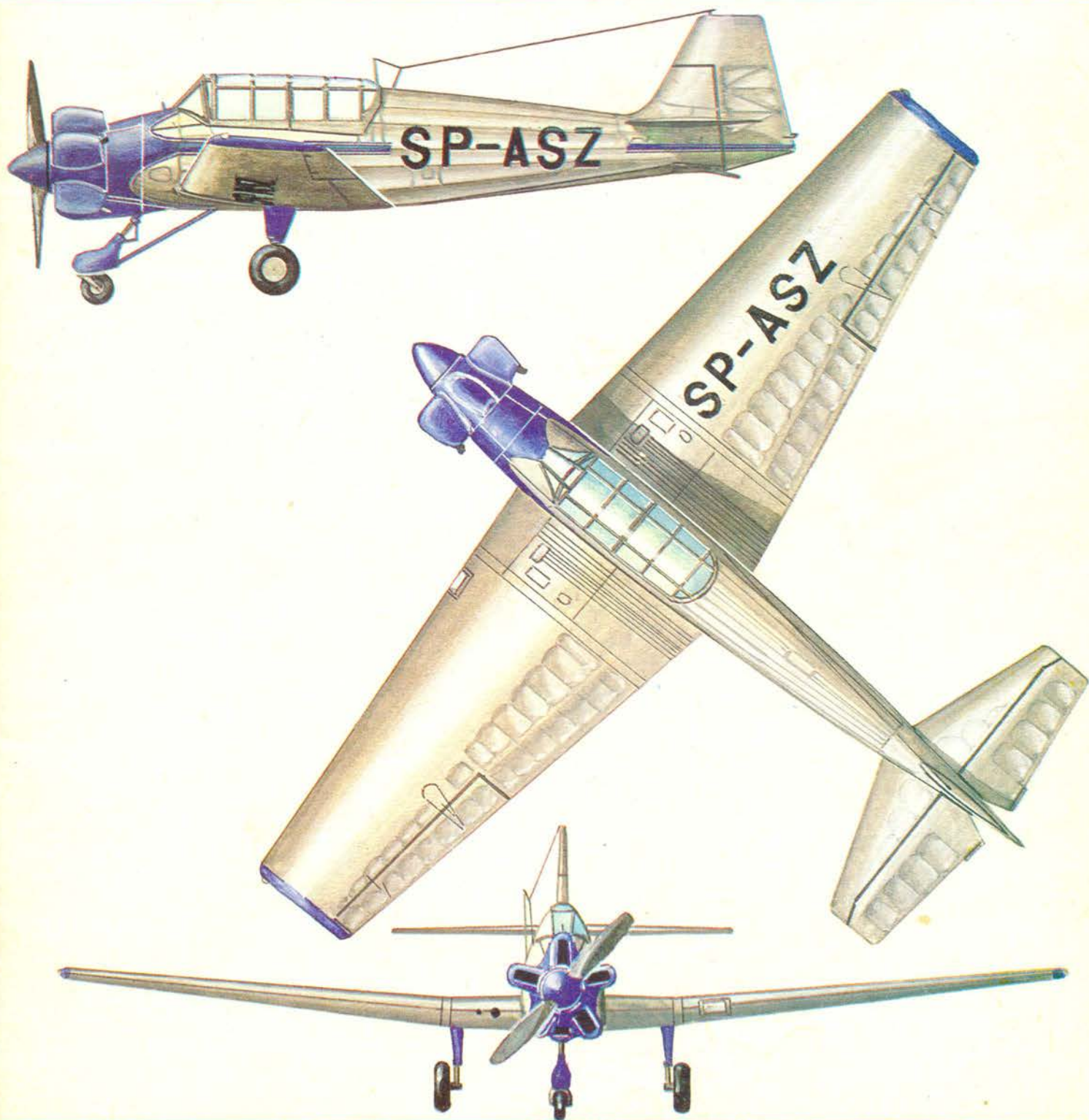


TECHNIKA

10' 75

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● 2 апреля т.г. был передан в эксплуатацию в СССР первый сельскохозяйственный самолет с реактивным двигателем М-15, изготовлен на заводе ВСК в г. Мелец.

● На заводе ВСК Мелец начались летные испытания прототипа учебно-тренировочного самолета EM-5A. Конструкторами самолета являются инженеры: Э. Маргански, З. Патруски и Е. Цисовски. Самолет является двухместным, двухфузеляжным самолетом с поршневым двигателем и толкающим винтом. Проект самолета конструкторы разработали еще во время учебы в Политехническом Институте. Аэроклуб ПНР рассчитывает на поставку самолетов EM-5A.

● С начала текущего года на заводе ВСК Свидник образовался Отдел Агротехнических Услуг, располагающий вертолетами Ми-2 в сельскохозяйственном варианте. Вертолеты будут применяться для работ в Венгрии, Иране и Ливии.

● Самолеты Вильга 35 экспортировались в Великобританию, Египет и ЧССР. В последнее время ими интересуется также ФРГ. Значительной частью польского экспорта являются планеры; в 1974 году продались свыше 300 штук планеров.

● Информации об изобретениях, которые поступили в Патентное Бюро ПНР в классе 62 — авиация:

— Испытательный Центр Планеризма (автор А. Курбель) направил коробчатый лонжерон из стеклопластика. Лонжерон отличается тем, что верхний пояс обернут стеклотканью образующей стенку лонжерона, обе части склеиваются полками.

— Изобретение зарегистрировано под номером P162796 в подклассе 62a<sup>2</sup> и было опубликовано в № 10/1974 Бюллетеня Патентного бюро. ПНР.

— Упомянутый Центр (автор Т. Лабуць) направил коромысло шасси. Изобретение заключается в выполнении коромысла с противоболотным щитком, гнездами на ось колеса и гнездом для резинового амортизатора как одно целое.

Изобретение зарегистрировано под номером P162610 в подклассе 62a<sup>2</sup> (Бюллетень № 12/1974).

— Институт Авиации направил систему привода насоса сельскохозяйственной аппаратуры.

Система включает газовую турбину, питаемую от реактивного двигателя самолета. Изобретение зарегистрировано под номером P160706 62a<sup>3</sup> (Бюллетень № 10/1974).

● Председатель Комиссии по Планеризму Аэроклуба ПНР мгр инж. Э. Макула является постоянным делегатом Польши в ФАИ (FAI). В последнее время инж. Макула был избран заместителем председателя Комиссии по Планеризму Федерации (CIVV).

● С 1-го августа т.г. Польские Авиалинии ЛЕТ вводят электронную систему резервирования пассажирских мест на международные рейсы К системе подключаются пульты в главных бюро ЛЕТ-а (4 бюро в Варшаве и 1 в Нью-Йорке). Применение системы поможет лучше использовать места в самолетах.

● Организующийся в Варшаве Национальный Метеорологический Центр будет располагать системой радиолокационных метеорологических станций. Они будут измерять осадки и уровень рек в южной части страны, а также наблюдать за облачностью и грозвыми очагами над всей страной.

Эта система станет еще полезнее для авиационной коммуникации после того, как будет организовано содействие по метеорологическим наблюдениям со странами СЭВ-а.

● Адам Попель разрабатывает почетную книгу летчиков погибших за период с 09.1933 г. до 10.1939 г.

По уполномочению Комиссии Истории Клуба Сениоров Авиации автор-посредством еженедельника „Скшыдлата Польска” обращается ко всем имеющим материалы с просьбой передать ему для использования.

Редакция Авиационной и Астрономической Техники горячо поддерживает эту просьбу.

● The first agricultural airplane to be powered by jet engine, the M-15, was developed by the "Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego" in Mielec, and delivered to the Soviet Union on April 2nd 1975.

● The flight-tests have begun at the WSK in Mielec of the prototype of the EM-5A, primary — advanced training airplane, designed by Mr. E. Margański, eng., Mr. Z. Patruski, eng., and Mr. J. Cisowski, eng. This aircraft is a two-seater, twin-fuselage monoplane powered by a piston engine, and pusher airscrew. It was designed by the aforementioned project engineers, who were at the time still studying at the Technical University in Warsaw. The Polish National Aeroclub is reckoning with acquiring those aircraft for its affiliated member-clubs.

● At the beginning of this year, a division of ag-aviation services was organized at the Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego in Świdnik; this agency operates the Mi-2 type helicopters, developed in their agricultural version. Helicopters of that kind are being utilized for ag-aviation services in Hungary, Iraq, and Libia.

● The Wilga-35 airplanes were purchased by England, Egypt, and the Czechoslovakian Socialist Republic; recently the German Federal Republic is considering the possibility of buying some of those planes. An important item in the Polish export list are gliders of which we sold over 300 in 1974.

● Recently, a number of new inventions were presented for patenting in class 62 — aviation, namely:

— The Gliding Experimental — Development Centre (inventor Mr. A. Kurbiel) presented for patenting a box spar made of fibre strengthened plastic. The spar is featured by having the top flange, made of plastic, enclosed both from the outside and inside by fibre glass, formed into the spar web, terminated by a ledge. The bottom flange is treated likewise, and both halves are glued by ledges. The application was numbered by No. P. 162796, in sub-class 62a<sup>2</sup>, and published in the Patent Office Bulletin No. 10/1974.

— The above mentioned Centre (inventor Mr. T. Łabuć) presented for patenting a landing gear rocker. The invention consists in making the assembly as one integral unit with the mudguard, wheel axle pockets, and the container for rubber elastic elements, included. The application was registered under No. P. 162610, in sub-class 62a<sup>2</sup> (Pat. Off. Bulletin No. 12/1974).

— The Aviation Institute (inventors: Mr. J. Parafiniuk, C. Drużny) presented for patenting a power transmission system for the pump which feeds the spraying appliances of an agricultural aircraft. According to the invention, this system includes a gas turbine, supplied with compressed medium from the jet engine which powers the aircraft. The application was registered under No. P. 160706, 62a<sup>3</sup> (Pat. Off. Bulletin No. 10/1974).

● The Chairman of the Gliding Committee of the Polish National Aeroclub, Mr. E. Makula, M.Sc., eng. is a permanent Polish delegate to the FAI. Recently, Mr. Makula was elected vice-chairman of the Gliding Committee of the Federation (CIVV).

● From August 1st this year, the Polish Airlines "LOT" are introducing an electronic system of passenger ticket reservation on foreign air routes. The main offices of "LOT" in Warsaw: ul. Waryńskiego 9, Plac Konstytucji 9, Aleje Jerozolimskie 44, and at the International Airport, as well as in New York, are provided with facilities for employing this system, which will undoubtedly permit better utilization of aircraft berths.

● The National Meteorological Centre which is being organized in Warsaw will be provided with a system of meteorological radar stations. They will be concerned with monitoring precipitations, and the hydrological condition of rivers in the southern part of the country, as well as with observation of clouds and storm centres in the entire country. The advantages of this system for air communication will increase significantly after establishing meteo cooperation with the RWPG (Council for Mutual Economic Assistance) countries.

Adres Redakcji:

02-668 Warszawa, Al. Lotników 19 m 4  
Tel. 43-59-38

Wydawca:

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

SPIS TREŚCI

	Str.
Zadania przemysłu w nadchodzącej pięciolatce	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA	4
W. Waśkowski: Europejski przemysł śmigłowiec (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICZEGO)	5
W NASTĘPNYM NUMERZE	7
Lotnie — teoria i praktyka. Część I	8
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	11
POMOCE KONSTRUKCYJNE 39: Charakterystyki profilu NACA 0012 z uwzględnieniem ściśliwości	13
KARTOTEKA TLiA: Kestrel 19	15
McDonnell-Douglas DC-10	17
T. Buczyłko: Probabilistyczna ocena bezpiecznego lądowania samolotu komunikacyjnego (PROBLEMY LOT)	19
J. Smoleński: Porty lotnicze dnia jutrzejszego. Część II (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK)	23
TECHNICZNY SŁOWNIK I. OTNICZY 35: Nawigacja lotnicza	25
Radzieckie centrum kierowania lotami kosmicznymi	26
S. Witkowski: Modyfikacja dwusuwowego silnika z zapłonem iskrowym	28
A. Glas: „Ślepa mysz” RWD-2 — pierwszy polski sukces międzynarodowy (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	30
Wspólny lot Sojuz-Apollo	32

Na okładce: Samolot szkolno-treningowy Junak 3 — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT  
Warszawa  
Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**

mgr inż. Andrzej Glass

**Sekretarz Redakcji:**

Zofia Rubini

**Redaktorzy działów:**

mgr inż. K. Dąbrowski, mgr 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. Jancelewicz, 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. 414/75. Nakład 3700 egz.  
Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.  
Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697

Papier druk. sat. kl. IV. 70 g 61 × 86. B-68

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006/37909

WAŚKOWSKI W.

#### **The European Helicopter Industry**

The article discusses the factors of development of the helicopter fleet in the world and gives a forecasting for the next 15 years. An increase in helicopter production in the European industry is observed.

#### **Hang Glider — Theory and Practice**

The article deals with some problems from the mechanics, aerodynamics and design of hang gliders (take-off, landing, low-speed flight, and aircraft design and construction requirements). The flight in turn, specially the effects of the change of lift distribution and gust loads during a turn have been described more extensively.

BUCZYŁKO T.

#### **Probable Evaluation of Safe Landing of an Airliner**

This is an analysis of flight of a transport aircraft as a conjectural process. The probability of fortuitous events dangerous of flight are determined according to the Polish, British, French and ICAO regulations and standards.

SMOLEŃSKI J.

#### **Airports of tomorrow. Part II**

Second part is concerned with the end of the series „Airports in Modern World” (acc. to J. Block's book „Airports and their environment”) features the anticipated trends of airport development. It also includes the opinion of the book's author pertaining to the credibility of such estimates in view of the sources of energy crisis.

#### **Soviet Space Flight Control Centre**

The technical and organizational aspect of controlling flights of the Soviet spacecraft is presented.

WITKOWSKI S.

#### **Modification of a Spark-Ignition Two-Stroke Engine**

The advantages and shortcomings of a spark-ignition two-stroke engine and its modification by addition of a bleeder mechanism are described. The result of the modification is an increase in the engine reliability and an increase in the comfort of flying a powered glider.

GLASS A.

#### **„Blind Mouse” RWD-2 — First Polish International Success**

The development, sport successes, description and technical data of the RWD-2 of 1929 are given.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXX PAŹDZIERNIK 1975

# TECHNIKA

# lotnicza

# i ASTRONAUTYCZNA

10

## VII ZJAZD PZPR

# Zadania przemysłu w nadchodzącej pięciolatce

XVIII Plenum Komitetu Centralnego PZPR zatwierdziło Wytyczne Komitetu Centralnego na VII Zjazd PZPR. Treść i cel Wytycznych znajdują swój pełny wyraz w ich tytule:

**O dynamiczny rozwój  
budownictwa socjalistycznego  
— o wyższą jakość pracy  
i warunków życia narodu**

Wytyczne na VII Zjazd Partii są dokumentem określającym podstawowe elementy rozwoju naszej gospodarki i kraju na najbliższe lata.

Program nakreślony w Wytycznych stawia przed naszym przemysłem następujące zadania:

Produkcja przemysłowa w roku 1980 będzie o 48÷50% wyższa niż w 1975 r., a jej udział w tworzeniu dochodu narodowego wyniesie 62% wobec 58% w 1975 r. Kontynuowana będzie polityka racjonalnego wykorzystania zasobów surowcowych.

Zaspokojeniu rosnącemu zapotrzebowaniu na produkty czarnej metalurgii służyć będzie budowa huty Katowice oraz modernizacja i rozbudowa polskiego hutnictwa. Produkcja stali w 1980 r. osiągnie około 22 mln ton. Intensywnie rozwijane będą zdolności wydobywcze i przetwórcze miedzi, cynku i ołowiu oraz siarki.

Rozwiązywaniu problemów surowcowych sprzyjać będzie polityka racjonalnego wykorzystania paliw, surowców i materiałów. Obniżkę materiałochłonności produkcji należy uczynić ważnym czynnikiem wzrostu dochodu narodowego w latach 1976÷1980.

Produkcja przemysłu elektromaszynowego wzrośnie o 65÷67%. Szczególne preferencje przyznane będą: automatyce i elektronice, przemysłowi okrętowemu, produkcji sprzętu medycznego i dla ochrony środowiska, produkcji maszyn dla rolnictwa, przemysłu rolno-spożywczego i gastronomii, produkcji wyrobów powszechnego użytku.

W oparciu o krajowe zasoby surowców, niezbędny import ropy naftowej i innych surowców, należy zapewnić

wzrost produkcji wyrobów chemicznych co najmniej o 68÷70%. Produkcja przemysłu lekkiego zwiększyć się ma o 41÷43%, a przemysłu drzewno-papierniczego o 46÷48%. Przemysł materiałów budowlanych powinien zapewnić pokrycie potrzeb materiałowych programu inwestycyjnego, budownictwa mieszkaniowego i rynku.

Do szczególnie ważnych zadań przyszłego pięciolecia zalicza się poprawę jakości produkcji.

Również za zadanie szczególnej wagi w latach 1975÷1980 Wytyczne uznają dalszą rozbudowę i modernizację transportu, w tym racjonalizację przewozów oraz doskonalenie rozwiązań organizacyjno-technicznych.

Szybki wzrost eksportu staje się naczelnym zadaniem lat 1975÷1980. Powinien on wzrastać w tempie wyprzedzającym wzrost produkcji przemysłowej. W tym celu trzeba rozwijać te dziedziny przemysłu, które już stanowią polską specjalność i zdolne są nadal umacniać pozycję naszego kraju na rynkach zagranicznych. Rosnące znaczenie dla dalszego społeczno-gospodarczego rozwoju kraju mieć będzie pogłębianie socjalistycznej integracji gospodarczej w ramach RWPG. Eksport z Polski do krajów RWPG wzrastać będzie średnio w latach 1975÷1980 o ponad 10% rocznie, zaś import w tempie około 11% rocznie.

Szczególne miejsce we współpracy Polski z zagranicą zajmować będzie nadal współpraca ze Związkiem Radzieckim, w tym zwłaszcza kooperacja i specjalizacja produkcji. Udział wyrobów będących efektem tego procesu ulegnie w latach 1975÷1980 potrojeniu w ogólnych polsko-radzieckich obrotach handlowych. Doniosłe znaczenie mieć będzie wspólne rozwiązywanie złożonych problemów surowcowych.

W programie tym poważne miejsce zajmuje nasz przemysł lotniczy i jego współpraca ze Związkiem Radzieckim. Na pierwszym miejscu znajdują się tu samoloty rolnicze i śmigłowce wielozadaniowe. Niewątpliwie zakłady przemysłu lotniczego i ich pracownicy dołożą wszelkich starań, by te zadania wykonać i przekroczyć — dla pożytku całego narodu.



● W celu umożliwienia wykonywania lotów szybowcowych i samolotowych pilotom — członkom aeroklubów regionalnych (poza planowym szkoleniem i treningiem) Zarząd Główny Aeroklubu PRL podjął decyzję o częściowej odpłatności za latanie. Cena w złotych za godzinę lotu wyniesi: na samolotach CSS-13 — 300; Jak-18 — 400; Zlin-42 — 500; Gawron, Wilga i Jak-12 — 600; Bies — 700; Morava — 1000; An-2 — 2200. Na szybowcach: Czapla i Sroka — 50; Mucha — 100; Mucha—Standard, Bocian D, Bocian E — 100; Pirat — 150; Foka i Cobra — 200 zł.

● Redakcja Skrzydlatej Polski sklasyfikowała czterdziestu najbardziej aktywnych szybowców 1974 r. Na czele listy znajdują się kolejno: Stanisław Kluk ze Stałowej Woli, Franciszek Kępka z Bielska Białej i Stanisław Wujczak z CWL Leszno. St. Kluk otrzymał już pierwszą lokatę w latach: 1965 i 1973.

● 1 czerwca zakończyły się w Lesznie XX Szybowcowe Mistrzostwa Polski, rozegrane w klasie standard i otwartej. W klasie standard mistrzem został S. Makne z Aeroklubu Poznańskiego, zaś drugie miejsce zajęła P. Majewska. W klasie otwartej tytuł mistrza uzyskał J. Ziobro, zaś wicemistrza — H. Muszyński; do czwartej lokaty w tej klasie zakwalifikował się E. Makula.

● Instytut Lotnictwa zgłosił do Urzędu Patentowego mechanizm sterujący kołem podwozia samolotu zamocowanym w wielcelu w układzie chorałewki (autorzy: A. Derkaczew, M. Jaszczott). Mechanizm według wynalazku jest wyposażony w dźwignię sterującą, zamocowaną obrotowo poza osią widelca i połączoną mimośrodowo z łącznikiem, którego drugi koniec — również mimośrodowo — łączy się z osią widelca. Zgłoszenie otrzymało nr P.162/02, podklasa 62a<sup>2</sup> (Biuletyn Urz. Pat. nr 1/1975 r.).

● Podpisano w Warszawie umowę o współpracy między ZMS PLL LOT i podobną organizacją NRD-owskiego Interilugu. Przewiduje ona m.in. współpracę w rozwiązywaniu zagadnień technicznych obydwu przedsiębiorstw oraz kontakty turystyczno-wypoczynkowe.

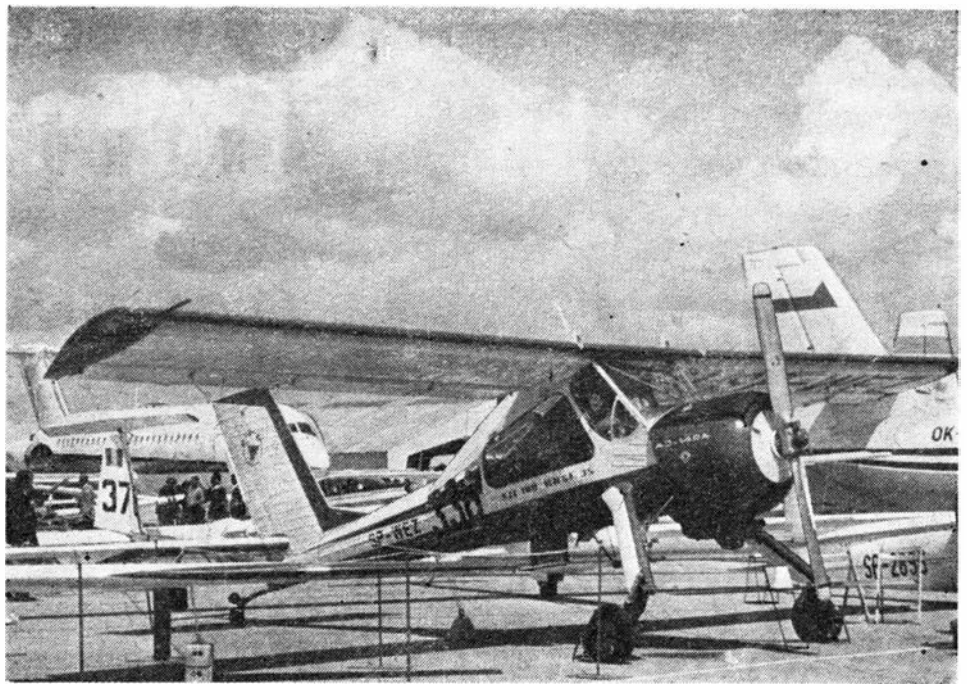
● W Wiedniu odbyła się Konferencja Międzynarodowej Federacji Stowarzyszeń Pilotów Komunikacyjnych (IFALPA). Polskich pilotów reprezentowali kapitanowie inż. J. Ziolkowski i mgr inż. E. Kieszkoński z PLL LOT. Brali oni udział w pracach dwóch (spośród sześciu) komitetów roboczych, obejmujących osiągnięcia samolotów, pomoce lotniskowe, lądowanie w różnych warunkach, trening, medycynę lotniczą i sprawy prawne.

● W Ośrodku Badawczo-Rozwojowym WSK w Mielcu rozszerzono zakres zastosowania samolotów AN-2. Opracowano więc dokumentację dla następujących wersji: samolotu pasażerskiego An-2P Lux, z systemem wzmoczonego ogrzewania An-2PK, dla poszukiwań geofizycznych oraz wersję fotograficzną An-2P Foto (dla prac kartograficznych Węgier i Polski).

Trzeba dodać, że WSK przystosowała również samolot An-2 do retransmisji programów telewizyjnych. Nowy samolot przekazany TVP otrzymał nowoczesne urządzenia techniczne do przekazywania dźwięku i obrazu na duże odległości.

● 2 kwietnia br. przekazany został do Związku Radzieckiego do eksploatacji pierwszy samolot rolniczy M-15 — o napędzie odrzutowym — wyprodukowany w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu.

● W WSK w Mielcu rozpoczęto próby w locie prototypu samolotu szkolno-treningowego EM-5A konstrukcji inżynierów: E. Margańskiego, Z. Patruskiego i J. Cisow-



PZL-104 Wilga 35 na XXXI Paryskim Salonie Lotniczym 1975 — efektownie pomalowana na biało-czerwono  
Fot. Jerzy Grzegorzewski

skiego. Przypominamy, że jest to dwumiejscowy, dwukadłubowy jednopłat z silnikiem tłokowym i pchającym śmigłem, którego projekt opracowali wymienni konstruktorzy, jeszcze jako studenci Politechniki Warszawskiej. Warto dodać, że na dostawę samolotu EM-5A do aeroklubów liczy APRL.

● Z początkiem br. w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Swidniku utworzono oddział usług agrolotniczych, dysponujący śmigłowcami typu Mi-2 w wersji rolniczej. Śmigłowce rolnicze stosowane są do prac na Węgrzech oraz w Iraku i w Libii.

● W WSK w Swidniku budowana jest odmiana śmigłowca Mi-2 na pływakach. Obecnie przeprowadzane są próby fabryczne tej wersji.

● Załoga Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego na Okęcu w ciągu ostatnich trzech lat dała ponadplanową produkcję wartości 100 mln zł.

● Samoloty Wilga-35 zakupiły Anglia, Egipt i CSRS; ostatnio jest nimi zainteresowana RFN. Poważną pozycję w polskim eksporcie stanowią szybowce, których w 1974 r. sprzedaliśmy ponad 300.

● W konkursie Życia Warszawy pt. Mistrz Techniki 1974, 1 maja br. wyróżnienie otrzymali pracownicy Instytutu Lotnictwa. Otrzymał je zespół w składzie: doc. inż. H. Zatyka, adiunkt W. Błoński, st. mistrz M. Chrzanowski, adiunkt K. Zochowski, st. inż. W. Roman — za urządzenie do automatycznego spawania elementów cienkościennych o kształtach cylindrycznych łukiem elektrycznym w atmosferze argonu, z własnym źródłem prądu.

● Redakcja Skrzydlatej Polski rozpoczęła XXXI rok powojennego istnienia. Z okazji jubileuszu pragniemy podkreślić wielkie zasługi tego popularnego tygodnika lotniczego i astronautycznego. Powstał on nie dlatego, że skromny niegdyś periodyk przekształcił się w piękny, kolorowy magazyn, o międzynarodowej rozpoznawalności. Bo to jest — z biegiem lat — zwykła kolej rzeczy. Lecz — dzięki temu, że w długotrwałych okresach „wypażeń” systematycznej likwidacji ducha lotniczego w społeczeństwie i wymazywaniu lotniczych tradycji — Kolegium Redakcyjne Skrzydlatej Polski nie zawahało się stać na posterunku wierności polskiemu lotnictwu, wierząc, że ... veritas vincit.

I dziś, gdy lotnictwo jest już swobodnie przedstawiane i kształtowane na łamach czasopisma — ślemy serdeczne życzenia dalszego pomyślnego rozwoju. Życzymy również, aby plan rozpisanej w tygodniku ankiety pomógł w jego redagowaniu i ulepszeniu.

● 22 kwietnia w lokalu Aeroklubu Warszawskiego na lotnisku Gocław odbyło się Walne Zebranie Sprawozdawczo-Wyborcze członków Warszawskiego Klubu Seniorów Lotnictwa. Na ogólną liczbę 190 członków Klubu na zebranie przybyło około 70 seniorów. Zebranie prowadził Wacław Zaremba, zaś sprawozdanie z działalności Zarządu WKSL AW złożył przewodniczący Kazimierz Chorzeński. Z ubolewaniem trzeba zaznaczyć, że w czasie 4-letniej kadencji Zarządu zmarło 31 seniorów. Po odczytaniu protokołu Komisji Rewizyjnej odbyła się dyskusja, która wniosła wiele przesłanek do działalności przyszłego Zarządu. Zebrani udzielili absolutorium ustępującemu Zarządowi, po czym wybrany został nowy Zarząd, który ukonstytuował się następująco: przewodniczący Jerzy Osieński, zastępca przewodniczącego K. Wierzbicki, sekretarz — K. Haber, zastępca sekretarza — J. Kędziński i skarbnik — J. Ślizewiczowa. Nowy przewodniczący streścił założenia programowe działalności Zarządu.

Należy zwrócić uwagę na ogrom pracy społecznej włożonej przez Zarząd Klubu oraz wielkie zaangażowanie jego członków. Raził rozdźwięk między KSL a władzami Aeroklubu Warszawskiego, z których nikt nie przybył na Walne Zebranie Seniorów Lotnictwa. Klubu najliczniejszego w naszym Kraju.

● W dorocznym konkursie Dyplom dla Warszawy za rok 1974 trzy nagrodzone prace wiążą się z lotnictwem. Dwie równorzędne nagrody II stopnia otrzymali: B. Duraj — autor pracy dyplomowej „Analiza drgań własnych i wymuszonych budynku wysokiego PLL LOT” oraz P. Zarzycki. Dodajmy, że P. Zarzycki jest pracownikiem Instytutu Dróg i Mostów Wydziału Inżynierii Lądowej Politechniki Warszawskiej, zaś jego pojazd o długości 33 m ma zabierać 150 pasażerów i poruszać się z prędkością 300 km/h.

Jedną z trzech równorzędnych nagród III stopnia otrzymały projektantki A. Mydlarz i I. Prokopowicz za pracę „Projekt dworca obsługi miejskiej PLL LOT — budynek wielofunkcyjny”.



**BELGIA**

- Deficyt jakim Sabena zamknęła swą działalność w 1974 r. przekroczył 2 mld franków, co w zestawieniu z kapitałem zakładowym wynoszącym 750 mln frb., stwarza sytuację bardzo niebezpieczną. Trzeba jednak pamiętać, że Sabena zatrudnia około 10 tys. osób i że jest najlepszym ambasadorem Belgii za granicą.
- Rząd belgijski wystąpił do rządów Holandii i Luksemburga z propozycją połączenia KLM, SABENY i Luxair w jedno towarzystwo. Wg opinii Brukseli, stanowi to jedyną drogę wyjścia z obecnej trudnej sytuacji, w jakiej znalazły się linie lotnicze Beneluxu.



**FRANCJA**

- 31 Międzynarodowy Salon Lotniczy i Kosmiczny w Paryżu na lotnisku Le Bourget zgromadził 575 wystawców z 19 krajów, którzy zaprezentowali 190 samolotów i śmigłowców cywilnych i wojskowych. Wśród nich byli konkurenci do „kontraktu stulecia”. Dassault Mirage F-1E i YF-16 General Dynamics.

Prezydent Francji odwiedził radziecki Tu-144, gdzie powitał go minister przemysłu lotniczego ZSRR P. Diemientiew oraz konstruktor samolotu A. Tupolew. W pawilonie radzieckim po raz pierwszy pokazano stację orbitalną Salut, złączoną ze statkiem kosmicznym Sojuz.

- Towarzystwo Air France zgłosiło się do władz lotnictwa cywilnego USA o zezwolenie na eksploatację linii z Paryża do Nowego Jorku samolotami Concorde — od początku 1976 r., raz dziennie, a później — dwa razy. Towarzystwo zgłosiło również zamiar utrzymywania komunikacji naddźwiękowej z Waszyngtonem połączając od połowy 1976 r. trzy razy w tygodniu.

- Między Francją i Brazylią trwają rokowania na temat organizacji pasażerskiej linii lotniczej Paryż — Rio de Janeiro, którą ma obsługiwać naddźwiękowy samolot Concorde. Strona brazylijska stawia szereg warunków zmierzających m.in. do ograniczenia hałasu oraz spalin. Natomiast brytyjski Concorde przeznaczony został do obsługi północnoatlantyckiej linii łączącej Londyn z Nowym Jorkiem, ale w razie odmowy Amerykanów w rezerwie są inne warianty: służba na linii bliskowschodniej lub między W. Brytanią a Australią.

- We Francji powstało ostatnio 8 nowych towarzystw lotniczych, zajmujących się głównie przewozami czarterowymi.

- Co 43 Francuz związany jest w sposób bezpośredni lub pośredni z działalnością transportu lotniczego. Na światowej liście transportu lotniczego Francja zajmuje piąte miejsce (po USA, ZSRR, W. Brytania i Japonii). Zatrudnia on bezpośrednio 96 tys. pracowników, a wraz z zatrudnionymi pośrednio — prawie pół miliona. Jednak wobec trudności finansowych towarzystwo Air France zmniejszyło zamówienia na nowe samoloty z dostawą na lata 1976—77 z 15 na 11 sztuk (5 B-747, 4 A-300B, 2 B-727).



**HISZPANIA**

- Hiszpańskie ministerstwo lotnictwa cywilnego zakupiło 12 amerykańskich jednomiejscowych samolotów szkolno-treningowych Bonanza F-33. Samoloty tego typu używane są również w cywilnych szkołach lotniczych Wenezueli i Japonii.

- Na linii Madryt — Barcelona, należącej w systemie sieci europejskiej do najbardziej frekwencyjnych, został wprowadzony ruch wahadłowy. Gotowe do

startu samoloty Iberii odlatują w miarę zapewnienia miejsc w 90%. Bilety nabywane są w samolocie.



**KANADA**

- W Kanadzie działa 25 towarzystw przewoźnych, przy czym dwa z nich dominują w przewozach międzynarodowych: Air Canada (państwowe) i CP Air (prywatne), zaś 5 w przewozach krajowych. Przewiozły one w lotach regularnych w roku ub. 15 mln pasażerów. Air Canada uruchamia linię szybkiej komunikacji lotniczej Montreal-Toronto, obsługiwanej przez pięć Boeingów 727-200. Zapewni ona codzienne wahadłowe połączenie dla 144 pasażerów.

- Otwarta latem ub.r. pierwsza doświadczalna linia lotnicza obsługiwana przez samoloty krótkiego startu Twin Otter, łącząca centra miast Montreal i Ottawę, cieszy się dużym powodzeniem. W 15÷20 rejsach dziennie osiąga się przeciętne zaopienienie samolotu w 70%; czas lotu wynosi 45 min (ogólny czas podróży z centrum do centrum — 90 min), koszt przelotu i przejazdu autobusem — 20 dol. W eksploatacji jest 6 samolotów.



**USA**

- Balonem na ogrzewanym powietrzu przeleciała w styczniu br. nad Jeziorem Michigan dwuosobowa załoga amerykańska, pokonując odległość 165 km w ciągu 3 h 19 min.

- Zdjęcia wykonane z pokładu satelity Ziemi, pozwoliły na stworzenie dokładnej mapy Stanów Zjednoczonych w ciągu 5 miesięcy, kosztem 35 tys. dolarów. Klasyczną metodą zdjęć z samolotu praca trwałaby kilka lat i kosztowała ok. 50 mln dol. Do skompletowania mapy USA wystarczyło zaledwie 595 zdjęć z satelity, podczas gdy zdjęć z samolotu trzeba by ok. 1,5 mln.

- Amerykańska sonda kosmiczna Mariner-10 zbliżyła się do powierzchni Merkurego na odległość 200 km. Kamery sondy zrobiły 650 zdjęć, na których będzie można rozpoznać szczegóły o rozmiarach do 40 m.

- Kongres USA przeznaczył na najbliższe 5 lat kwotę 1 mld dol. na prace naukowo-badawcze i rozwojowe związane z programem wykorzystywania energii słonecznej. Powstanie specjalny instytut i centralny urząd. W 1975 r. przewidziano w budżecie 200 mln dol.



**ZSRR**

- Między Nowym Jorkiem i Moskwą wprowadzono regularne bezpośrednie loty towarowe systemem kontenerowym. Latają samoloty największego w USA lotniczego przedsiębiorstwa spedycyjnego Amery—Airfreight.

- Aeroftot rozpoczyna loty do Colombo przez Sri Lanka przez Kuwejt oraz z Moskwy do Kuala Lumpur przez Karachi i Bangkok. Latać będą samoloty Il-62.

- Peru jest 65 krajem, z którym ZSRR utrzymuje łączność lotniczą. Niedawno otwarto linię-gigant: Moskwa — Frankfurt nad Menem — Rabat — Hawana — Lima.

- Ustalono kryteria dla załogi samolotów Tu-144. Muszą to być specjaliści o wysokich kwalifikacjach, mający minimum 1500 h wylatanych na Tu-114, Tu-154 i Il-62 oraz nie przekraczać wieku 45 lat. Przygotowanie załóg odbywać się będzie w biurze konstrukcyjnym Tu-144, potem nastąpią ćwiczenia treningowe, wreszcie nauka pilotażu. Samoloty naddźwiękowe zapewnią połączenie Moskwy z miastami Syberii, Azji Środkowej i Dalekiego Wschodu.

- W Aktiubińsku oddano do użytku wyższą szkołę lotniczą Aeroftot, kształcąca inżynierów-pilotów. Okres studiów trwa 2 lata i 4 miesiące. Uczelnię techniczną Aeroftotu zorganizowano również w Mińsku. Kształcą ona techników-elektryków i techników radiowych.

- W Irkucku uruchomiona została specjalna szkoła powietrznych strażaków. Specjalnością szkoły jest edukacja personelu do zwalczania pożarów leśnych przy użyciu śmigłowców i samolotów.

- W Uljanowsku nad Wołgą organizowane jest Centrum Wyszkożenia Kadry Lotnictwa Cywilnego: personelu latającego, obsługi technicznej i służb dyspozytorskich. Porozumienie o współpracy przy budowie Centrum zostało podpisane przez państwa członkowskie RWPG. Przy Centrum powołana została Rada Metodyczna.

W programie szkolenia Centrum będzie uwzględniać zasób doświadczeń państw socjalistycznych oraz zalecenia ICAO.

- Na marginesie decyzji o lokalizacji szkoły należy przypomnieć, że w Uljanowsku działa od czterdziestu lat szkoła lotnicza, w której zdobyły już wiedzę lotniczą tysiące specjalistów. Centrum — które ma być uruchomione do 1980 r. — pozwoli na przygotowywanie specjalistów lotniczych krajów RWPG z największą efektywnością, przy najniższych kosztach.

- W Związku Radzieckim wyliczono, że prognozy sputnikowe służby hydro-meteorologicznej pozwalają ochronić rocznie majątek wartości 500÷700 mln rubli, zaś właściwa prognoza hydrologiczna może wpłynąć w 25÷50% na wysokość zbiorów.

- Wiele ekip społecznych zajmuje się w Związku Radzieckim projektowaniem sterowców. Już od kilku lat działają zespoły konstruktorskie w Kijowie, w Leningradzie, Saratowie i Nowosybirsku. Rozwiązują się nawet problemy sterowca atomowego.

- Radziecki przemysł lotniczy wyprodukował w czasie wojny 136 800 samolotów, w tej liczbie 61 tys. myśliwców, 39 tys. szturmowców, prawie 12 tys. bombowców nurkujących i ok. 7 tys. bombowców dalekiego zasięgu. Hitlerowcy i ich sojusznicy stracili na froncie wschodnim 77 tys. samolotów.

**OGÓLNE**

- Znane z prasy codziennej współzawodnictwo o Kontrakt Stulecia wygrał amerykański myśliwiec YF-16, wyposażony w jeden silnik Pratt and Whitney F.100.PW.100 o ciągu 11 340 kG. Ciężar startowy (z działkami, dwoma rakietami i amunicją) wynosi 8000 kG. Produkowany jest przez koncern General Dynamics w Teksasie. Siły powietrzne USA zamawiają 650 samolotów tego typu, ponadto zaś kraje NATO: Holandia, Norwegia, Dania i Belgia — 348 sztuk. Cena samolotu YF-16 wynosi 5,6 mln dol. bez części zamiennych (25%). Kontrakt z krajami NATO wyniesie 3 mld dol. Przyjmuje się, że YF-16 będzie produkowany przez 15÷20 lat i dostarczy 28 mld dol. wpływów. Należy dodać, że fabryki krajów NATO uczestniczące będą w wykonywaniu 10% części dla YF-16 zamówionych przez US Air Force, dostaną do wykonania 40% części dla samolotów zamówionych przez NATO i 15% części do samolotów na rynki trzeciego świata.

- Rada Ministrów Europejskiej Wspólnoty Gospodarczej pozostawia swobodę badania problemów przemysłu lotniczego z krajami nie będącymi członkami EWG. Stali przedstawiciele krajów w Radzie mają przedłożyć w b.r. konkretne propozycje dotyczące dalszego rozwoju przemysłu lotniczego w ramach Wspólnoty.

- Przedstawiciele nadzorów państwowych Belgii, Francji, RFN, Włoch, Holandii, Szwecji i Stanów Zjednoczonych oraz Europejskiego Zrzeszenia Konstruktorów i Wytwórców Materiałów Lotniczych uzgodnili wspólne symbole dla jednolitego oznaczania zdolności sprzętu lotniczego: Joint Airworthiness Requirements (JAR). Ma to wielkie znaczenie przede wszystkim przy eksporcie sprzętu.

# STATYSTYKA LOTNICZA



## Liczba śmigłowców cywilnych na świecie (31. XII 1973 r.)\*

Rodzaj śmigłowca	Przedsiębiorstw przewozowych		Innych użytkowników		Razem		
	ciężkie <sup>1)</sup>	lekkie <sup>2)</sup>	ciężkie	lekkie	ciężkie	lekkie	ogółem
<b>TURBINOWE</b>							
2-silnikowe	3	111	10	169	13	280	293
1-silnikowe	—	1242	—	1139	—	2381	2381
<b>TŁOKOWE</b>							
2-silnikowe	—	6	—	60	—	66	66
1-silnikowe	—	1310	9	4470	9	5780	5789
Razem	3	2669	19	5838	22	8507	8529

## Liczba samolotów cywilnych w niektórych krajach wg stanu z 31. XII 1973 r.

Kraj	Przedsiębiorstwa przewozowe		Inni użytkownicy		Razem	
	ciężkie <sup>1)</sup>	lekkie <sup>2)</sup>	ciężkie	lekkie	ciężkie	lekkie
Afryka Płd.	54	880	3	1319	57	2199
Argentyna	117	66	15	2705	132	2771
Australia	162	1154	14	2586	176	3740
Austria	10	—	—	386	10	386
Belgia	46	52	1	547	47	599
Brazylia	143	312	33	3223	176	3535
Czechosłowacja	45	28	2	417	47	445
Dania	72	32	—	535	72	567
Finia	31	291	—	107	31	398
Francja	260	187	41	4973	301	5160
Grecja	33	9	2	28	35	37
Hiszpania	141	17	21	596	162	613
Holandia	80	1	17	295	97	296
India	69	—	36	411	105	411
Irlandia	20	—	—	121	20	121
Japonia	175	282	14	295	189	577
Jugosławia	46	—	—	407	46	407
Kanada	396	2933	135	9802	531	12735
Meksyk	74	303	31	2252	105	2555
Norwegia	45	129	7	335	52	464
Nowa Zelandia	50	151	16	865	66	1016
Polska	39	—	1	192	40	192
RFN	135	412	25	4646	160	5058
USA	2712	7124	2502	159917	5214	167041
Szwecja	64	240	—	732	64	972
Szwajcaria	66	326	5	750	71	1076
Turcja	26	—	2	56	28	56
W. Brytania	438	71	67	3490	505	3561
Węgry	14	—	—	151	14	151

1) Samoloty o masie 9000 kg i powyżej  
2) Samoloty o masie poniżej 9000 kg

## Liczba i rodzaj samolotów cywilnych na świecie (31. XII 1973 r.)\*

Rodzaj samolotu	Przedsiębiorstw przewozowych		Innych użytkowników		Razem		
	ciężkie <sup>1)</sup>	lekkie <sup>2)</sup>	ciężkie	lekkie	ciężkie	lekkie	ogółem
<b>TURBO-ODRZUTOWE</b>							
4-silnikowe	1838	—	192	—	2030	—	2030
3-silnikowe	1283	—	39	—	1322	—	1322
2-silnikowe	1821	162	693	676	2514	839	3352
1-silnikowe	3	2	11	193	14	195	209
<b>TURBO-ŚMIGŁOWE</b>							
4-silnikowe	630	8	86	4	716	12	728
3-silnikowe	—	—	—	—	—	—	—
2-silnikowe	1340	616	392	1780	1732	2396	4128
1-silnikowe	—	177	—	225	—	402	402
<b>TŁOKOWE</b>							
4-silnikowe	628	47	360	14	988	61	1049
3-silnikowe	—	13	2	17	2	30	32
2-silnikowe	1478	5812	1358	22122	2836	27934	30770
1-silnikowe	—	11746	57	189978	57	201724	201781
Razem	9021	18583	3190	215009	12211	233592	245803

1) — Samoloty o masie 9000 kg i powyżej  
2) — Samoloty o masie poniżej 9000 kg

\* — bez ZSRR i ChRL

## Rozwój liczby samolotów transportowych na świecie w latach 1966—1973

Klasa samolotu	Liczba								Procent całości							
	1966	1967	1968	1969	1970	1971	1972	1973	1966	1967	1968	1969	1970	1971	1972	1973
Turboodrzutowe	1687	2214	2932	3472	3757	3998	4233	4533	29,2	36,0	43,0	49,2	51,6	54,4	56,7	59,5
Turbośmigłowe	1138	1310	1379	1478	1531	1541	1562	1538	19,7	21,3	20,5	20,9	21,1	21,0	20,9	20,2
Tłokowe	2956	2633	2408	2112	1987	1804	1669	1545	51,1	42,7	35,9	29,9	27,3	24,6	22,4	20,3
Razem	5781	6157	6719	7062	7275	7343	7464	7616	100,0	100,0	100,0	100,0	100,0	100,0	100,0	100,0
<b>Tłokowe</b>																
4-silnikowe	1052	933	806	682	640	559	508	437	18,2	15,1	12,0	9,7	8,8	7,6	6,8	5,8
2-silnikowe (bez DC-3)	838	726	690	579	540	532	483	458	14,5	12,4	10,3	8,2	7,5	7,3	6,5	6,0
DC-3	1066	938	912	851	795	713	678	650	18,4	15,2	13,6	12,0	11,0	9,7	9,1	8,5

Uwaga: Dane dotyczą 126 krajów zrzeszonych w ICAO dn. 31.XII.1973 r. bez ZSRR i Chin oraz bez samolotów o masie poniżej 9000 kg



# Europejski przemysł śmigłowiecowy

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

**Czynniki rozwoju floty śmigłowców na świecie oraz prognozy na najbliższe 15 lat. Wzrost produkcji śmigłowców w przemyśle europejskim.**

Trzy podstawowe czynniki wpłynęły na bardzo szybki (nawet jak na przemysł lotniczy) ilościowy rozwój floty śmigłowców i wzrost ich znaczenia jako środka transportu oraz skutecznego, a w pewnych przypadkach — niezastąpionego rodzaju uzbrojenia. Są to:

— Udoskonalenie konstrukcji płatowców (kadłubów i wirników).

Dzięki rozwojowi nauki i techniki, zwłaszcza w przeciągu ostatnich lat, rozwiązano liczne problemy techniczne śmigłowca, co umożliwiło zapewnienie mu właściwej stateczności, sterowności i bezpieczeństwa lotu. Za jedno z największych osiągnięć lat sześćdziesiątych uważane są wirniki bezprzegubowe.

— Wydłużenie okresów międzyremontowych i skrócenie czasu przeglądów.

Jeszcze przed trzydziestu laty żywotność podstawowych elementów śmigłowców (przekładni, głowic, łoża wirnika, silników itp.) nie przekra-

czała 200 h lotu, wskutek czego w sposób nieproporcjonalny wzrastały nakłady na remonty i wymianę zużytych elementów. Poczynając od lat sześćdziesiątych sytuacja uległa całkowitej zmianie. Dziś okres międzyremontowy dla głównych elementów śmigłowca wynosi do 2500 h. Przykładowo zastosowanie wirników bezprzegubowych zmniejszyło liczbę ruchomych części pracujących zespołu o 60%, a więc i drgania zostały poważnie zredukowane.

Przed dwudziestu laty czas przeglądów na każdą godzinę eksploatacji wynosił około 12 h, natomiast najnowsze śmigłowce wymagają tylko po 20 minut przeglądów na każdą godzinę lotu. Prognoście firmy Hughes przewidują ponadto, że do 1984 r. koszty remontów i przeglądów obniżą się o ok. 40% w stosunku do nakładów przeznaczonych obecnie na ten cel.

— Wymiana silników tłokowych na turbinowe zespoły napędowe.

Praktycznie w połowie lat siedemdziesiątych wszystkie większe i liczące się na rynku przedsiębiorstwa budowy śmigłowców przeszły na wyposażenie tego sprzętu w turbinowe zespoły napędowe. Dzięki temu udało

się konstruktorom w poważny sposób zmniejszyć ilość i natężenie drgań, powiększyć przestrzeń użyteczną w śmigłowcach (wielkogabarytowe silniki tłokowe zajmowały znacznie więcej miejsca) itp.

Równie ważną sprawą dla ekonomicznej eksploatacji śmigłowców jest zmniejszenie ciężaru silników turbinowych w porównaniu do silników tłokowych: najnowszy silnik General Electric GE-700 o mocy 1500 KM wykazuje ciężar własny 180 kG, podczas gdy rozwijające podobną moc silniki tłokowe miałyby ciężar wynoszący około 1000 kG.

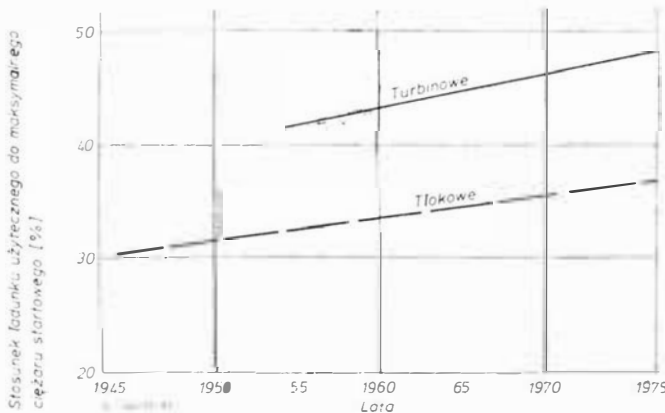
Zastosowanie silników turbinowych pozwoliło na znaczny wzrost prędkości: średnie prędkości uzyskiwane przed dwudziestu laty przez śmigłowce napędzane silnikami tłokowymi wynosiły około 140 km/h, współczesne śmigłowce z napędem turbinowym mają średnią prędkość w granicach 240÷260 km/h (rys. 1 i 2).

## Prognoza rozwoju światowej floty śmigłowców

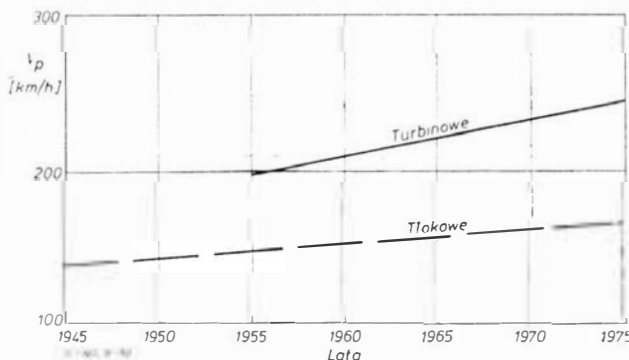
Tempo produkcji śmigłowców (rys. 3) wykazuje wyraźną tendencję wzrostu, co jest wynikiem omówionego udoskonalenia charakterystyk i osiągnięć współczesnych śmigłowców, czego pochodną są niższe koszty eksploatacji przy większej niezawodności sprzętu. W związku z tym wzrasta światowa flota śmigłowców. Według rejestru ICAO flota śmigłowców cywilnych liczyła w 1974 r. około 8000 sztuk (rys. 4). Równocześnie wzrasta udział śmigłowców napędzanych silnikami turbinowymi w ogólnej liczbie wszystkich śmigłowców cywilnych (w bieżącym roku praktycznie nie są już więcej wytwarzane śmigłowce wojskowe z napędem tłokowym).

W opracowanej w 1972 r. prognozie Solaris Agency (włoskie przedsiębiorstwo zajmujące się pracami prognostycznymi i analitycznymi wykonywanymi na zlecenie poszczególnych branż przemysłowych) przewidziany był do 1976 r. wzrost floty śmigłowców w krajach kapitalistycznych po 10% w stosunku rocznym. Prognoza ta okazała się zbyt pesymistyczna, gdyż jak podaje czasopismo *Aviation Week* z dnia 2.VI.1975 r., rzeczywisty wzrost ilościowy floty śmigłowców kształtował się w wysokości po 25% rocznie. Tendencja ta ma być zachowana wg autora artykułu jeszcze przez najbliższą dekadę z uwagi na coraz bardziej rosnący popyt rynkowy na ten sprzęt.

Czy światowa flota wojskowa śmigłowców, która liczyła w 1974 r. około 24 000 sztuk, będzie wzrastała w podobnym tempie — trudno przewidzieć. Jej wzrost bowiem jest uzależniony od fluktuacji politycznych i wielkości napięcia w stosunkach międzynarodowych. Zważywszy na obecnie panujące tendencje do odprężenia

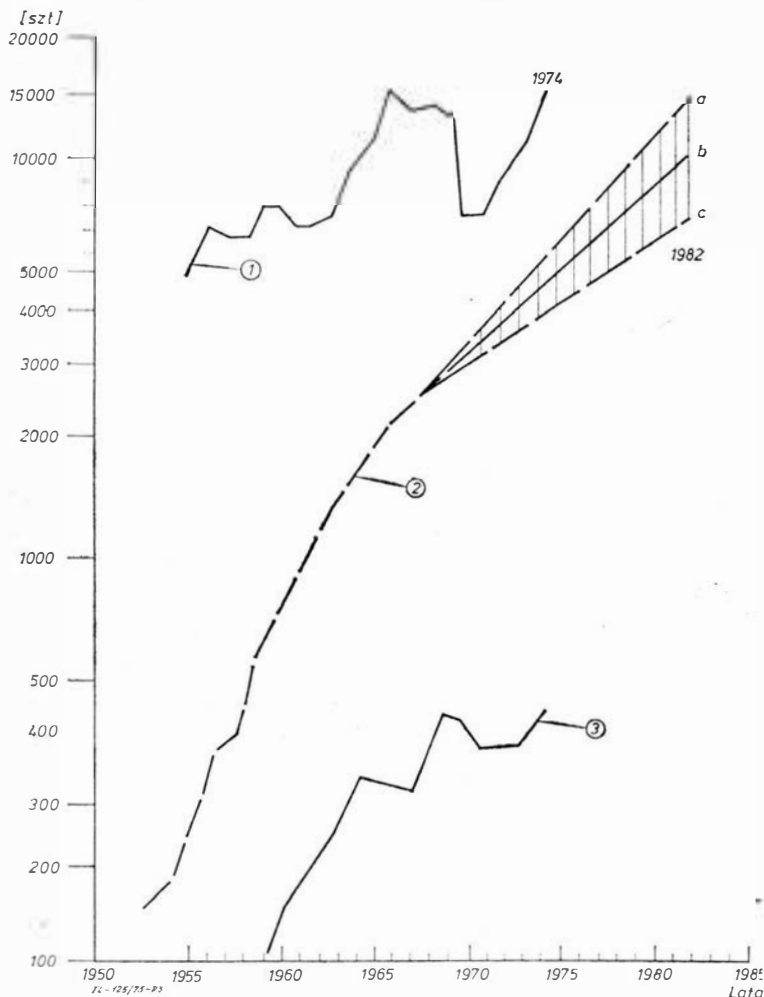


Rys. 1. Tendencja wzrostu stosunku ładunku użytecznego do maksymalnego ciężaru startowego śmigłowców napędzanych silnikami turbinowymi i tłokowymi (wg *Interavia* 5'75)



Rys. 2. Tendencja wzrostu prędkości przelotowej śmigłowców napędzanych silnikami turbinowymi i tłokowymi (wg *Interavia* 5'75)

Rys. 3. Prognoza rozwoju liczby śmigłowców cywilnych w USA do 1982 r.: a — prognoza optymistyczna, b — prognoza trendu, c — prognoza pesymistyczna. 1 — produkcja lekkich samolotów w USA, 2 — liczba śmigłowców w użyciu, 3 — produkcja cywilnych śmigłowców 2÷15 miejscowych (wg *Aeronautical Journal* 8'74)



wydaje się nam, że tempo przyrostu liczby śmigłowców wojskowych będzie znacznie wolniejsze niż w poprzednich latach. Wyjątek chyba będą stanowiły państwa naftowe, które w szybkim tempie rozwijają programy zbrojeniowe.

Natomiast — jak naszym zdaniem słusznie przewiduje *Aviation Week* flota śmigłowców cywilnych będzie rozwijała się w coraz szybszym tempie. Jedną z przyczyn tego stanu rzeczy jest rosnący popyt na śmigłowce zgłaszany przez przedsiębiorstwa naftowe (już dzisiaj wynosi on 1/3 całego zapotrzebowania rynkowego).

Drugą przyczyną wzrostu liczby śmigłowców cywilnych jest sprzedaż przez poszczególne armie nadwyżek tłokowych śmigłowców wojskowych oraz możliwość wyposażenia ich w silniki turbinowe. Najczęściej konwersja napędów ma miejsce w stosunku do śmigłowców Hiller i Sikorsky, zwłaszcza typu Sikorsky S-58 T, którego przeróbka opracowana była przed pięciu laty.

Prognostycy francuscy opracowali własną analizę rozwoju rynku śmigłowców w krajach kapitalistycznych (bez krajów socjalistycznych oraz Chińskiej Republiki Ludowej). Zgod-

nie z ich przewidywaniami łączna liczba wszystkich śmigłowców w 1985 roku ma wynosić 27 000 sztuk w czym 16 000 śmigłowców wojskowych (13 000 lekkich i 3 000 ciężkich — do śmigłowców lekkich Francuzi zaliczają wszystkie śmigłowce o ciężarze własnym nie przekraczającym 5000 kg), 11 000 śmigłowców ma się znajdować w użytkowaniu osób, przedsiębiorstw lub instytucji cywilnych (10 000 lekkich i 1 000 ciężkich).

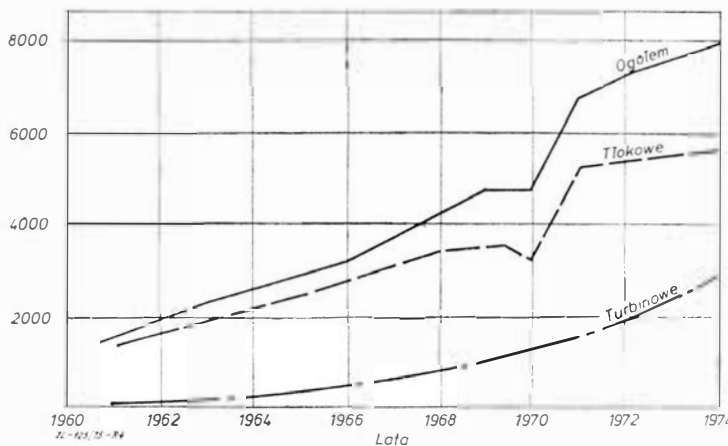
Jeżeli chodzi o rozmieszczenie geograficzne, to *Aérospatiale* przewiduje, że w Europie Zachodniej ma być 5400 śmigłowców (3000 lekkich i 700 ciężkich) śmigłowców wojskowych oraz 1500 lekkich i 200 ciężkich śmigłowców cywilnych).

Stany Zjednoczone i Kanada mają dysponować parkiem, w którym udział śmigłowców wojskowych wyniesie 56% (7000 sztuk), a pozostałe 44% przypada na śmigłowce cywilne. Łącznie zatem park śmigłowcowy Ameryki Północnej będzie liczył 12 500 śmigłowców.

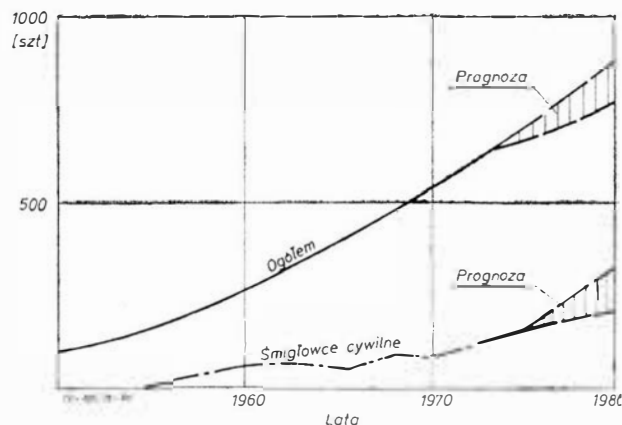
Reszta świata kapitalistycznego będzie reprezentowana przez 9100 śmigłowców, w tym 60% wojskowych (4400 lekkich i 1100 ciężkich), a pozostałe śmigłowce to 3300 cywilnych śmigłowców lekkich i 300 ciężkich.

Jak każda prognoza długoterminowa, tak i francuska analiza rynku ma tylko wartość orientacyjną. Wydaje się nam, że liczba śmigłowców będzie znacznie wyższa. Zgodnie z przewidywaniami W. Z. Stepiewskiego w 1985 r. będzie się produkowało (rys. 3) około 10 000 śmigłowców, co oznaczałoby, że prognoza francuska jest zaniżona co najmniej o 40 ÷ 50%.

Podobny pogląd wyraża również T. R. Stuelpnagel (*Flug Recue* nr 3'75), manager firmy Hughes. Uważa on, że w Stanach Zjednoczonych liczba śmigłowców-taksówek w dużych miastach wzrośnie w porównaniu z obecnym stanem ponad trzykrotnie, oraz że liczba jednosilnikowych śmigłowców do 1990 r. powiększy się z 1200 sztuk — znajdujących się w eksploatacji w 1974 r. — do 3500 sztuk, a cała flota cywilna śmigłowców w USA będzie liczyła za 15 lat ok. 8000 sztuk, a więc znacznie więcej niż to przewidują Francuzi. Do wzrostu ilościowej floty śmigłowców w Stanach Zjednoczonych ma się walczyć przyczynić rozbudowa specjalnych „helikopterów” miejskich, co najmniej do 250 ląd-



Rys. 4. Liczba cywilnych śmigłowców w krajach kapitalistycznych



Rys. 5. Roczna produkcja śmigłowców w Europie (w 1973 r. stanowiła ona 20% produkcji amerykańskiej (wg *Aérospatiale*))

wisk. Manager Hughes'a spodziewa się również bardzo szerokiego upowszechnienia eksploatacji śmigłowców przez policję stanową i federalną. Flota ta ma liczyć według niego nie mniej niż 1200 specjalnych śmigłowców.

Wydaje się nam, że oparta o obecne tendencje rozwojowe przemysłu śmigłowcowego i trendy rynkowe prognoza Stucplnagla jest bliższa prawdy niż analiza *Aérospatiale*.

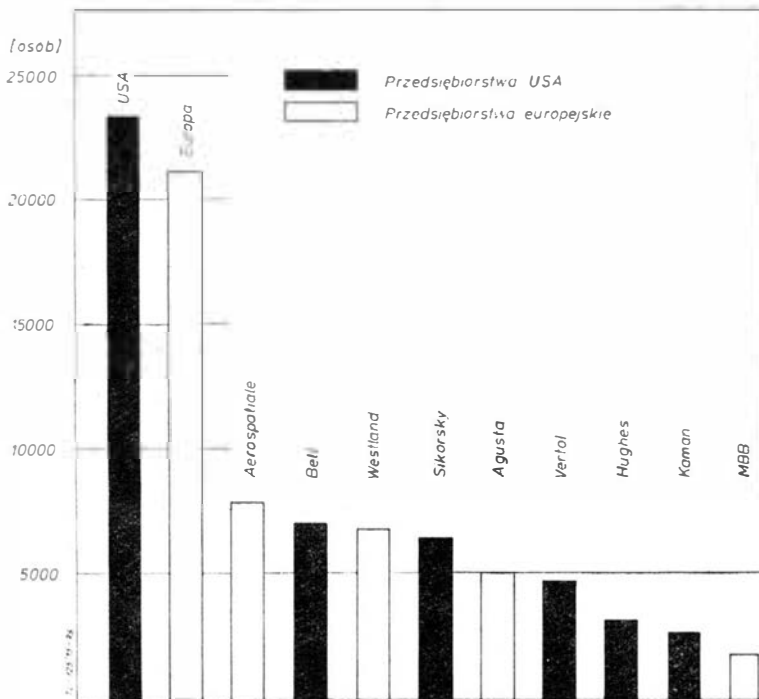
Zjednoczonych w tej flocie spadł z 35% na 7%. Co prawda wiele jeszcze budowano śmigłowców na zasadzie amerykańskich licencji, za które producenci europejscy płacili *royalties*. Tym niemniej eksport śmigłowców do Europy kureczy się coraz bardziej. Europa staje się w tej dziedzinie samodzielną, realizując własne programy produkcyjne, a europejskie śmigłowce zaczynają (z pomyślnym skutkiem) konkurować ze sprzętem ame-

ria), Messerschmitt-Boelkow-Blohm (RFN), Westland (Anglia) i Augusta (Włochy).

Potencjał przemysłowy oraz liczba i fachowość zatrudnionych w tych przedsiębiorstwach (rys. 5; pomijamy najmniejsze wytwórnie śmigłowcowe, jak firmę Nardi) świadczą, że są to przedsiębiorstwa pełnowartościowe. Wykazują się one inicjatywą twórczą, dobrą gospodarką i systemem zarządzania. Co prawda ustępują one swym amerykańskim konkurentom pod względem wydajności pracy, gdyż przy niewiele mniejszym stanie zatrudnienia produkują według danych *Aérospatiale* tylko 20% liczby śmigłowców wytwarzanych w wytwórniach amerykańskich. W tym miejscu nasuwa się nam wątpliwość co do słuszności analiz *Aérospatiale*. Jeżeli chodzi o niższą wydajność, to kwestia ta nie ulega podważeniu, ale wydaje się nam, że *Aérospatiale* zawyżył wydajność na jednego pracownika w USA, gdyż amerykańska tzw. wielka piątka producentów śmigłowców (Bell, Sikorsky, Boein-Vertol, Kaman i Hughes) w znacznie wyższym stopniu niż Europejczycy rozkooperowuje swoją produkcję, a więc wydajność pracy na jednego pracownika w wytwórni amerykańskiej jest automatycznie wyższa niż w europejskiej.

Pomimo wyższej amerykańskiej wydajności przy produkcji śmigłowców, o rosnącym znaczeniu europejskiego przemysłu śmigłowcowego świadczy zjawisko, którego nie waha się określić, jako znamienne. Oto już przed kilku laty francuska *Aérospatiale* — jako pierwsza europejska firma — a następnie zachodniemiecki MBB rozpoczęły penetrację amerykańskiego rynku cywilnych śmigłowców, który zakupuje ponad 50% wszystkich cywilnych śmigłowców wyprodukowanych w krajach kapitalistycznych. Penetracja ta została uwieńczona sukcesem (bliższe dane na ten temat znajdują się w części poświęconej działalności europejskich producentów śmigłowców).

Co prawda europejskie firmy dostarczają do USA jedynie lekkie śmigłowce, ale sam fakt rozpoczęcia tych dostaw do „jaskini lwa” jest dowodem, że producenci europejscy pod względem jakości sprzętu i umiejętności marketingowych dorównują pierwszemu w świecie kapitalistycznym inicjatorowi budowy śmigłowców i największemu ich producentowi.



Rys. 6. Zatrudnienie w wytwórniach śmigłowców w 1974 r. (wg *Aérospatiale*)

## Europa kontra USA

Amerykanie z pewnym niepokojem patrzą na rozwój europejskiego przemysłu śmigłowcowego. W swoim czasie producenci z USA mieli monopol na dostawy sprzętu śmigłowcowego na rynki wszystkich krajów kapitalistycznych. Głównym odbiorcą tego sprzętu były państwa Europy Zachodniej.

W przeciągu ostatniego dziesięciolecia sytuacja bardzo się zmieniła. W tym czasie flota śmigłowcowa państw europejskich została podwojona, ale udział śmigłowców produkcji Stanów

rykańskim na rynkach, gdzie wytwórcy z USA czuli się dotąd hegemonomi. Toteż każdy z zachodnioeuropejskich krajów dysponujących mniej lub bardziej rozwiniętym przemysłem lotniczym w coraz większym stopniu stara się rozszerzać zakres produkcji śmigłowców. Dowodem tego stanu rzeczy jest rosnący udział wartości produkcji śmigłowców w całkowitej wartości sprzętu wytwarzanego przez przemysł lotniczy kraju producenta.

W Zachodniej Europie istnieją cztery firmy specjalizujące się w produkcji śmigłowców: *Aérospatiale* (Fran-

## W NASTĘPNYM NUMERZE

Artykuł wstępny z myślą o VII Zjeździe PZPR i VII Kongresie Techników Polskich przedstawi perspektywy rozwoju transportu lotniczego w Polsce. Autor porówna koszty transportu lotniczego, wodnego i kolejowego oraz omówi zapotrzebowanie na transport lotniczy.

W PROBLEMACH ROZWOJU LOTNICTWA przedstawimy pierwszą część artykułu pt. *Śmigłowce wytwórni europejskich*.

B. Mysiński przedstawi praktyczne uwagi dotyczące pomiarów tensometrycznych w przemysłowych próbach wytrzymałościowych. Pomiarów dokonywano przy użyciu tensometrów oporowych.

Kolejny artykuł omówi zjawisko autorotacji wirnika silnika turbodrzutowego ze sprężarką osiową podczas lotu samolotu.

Przedstawimy również za czasopismem *Elektronics* ważniejsze cechy ilościowe i jakościowe niektórych minikalkulatorów.

W PROBLEMACH RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK J. Klimek opíše zastosowanie cyfrowej techniki przetwarzania informacji w kontroli ruchu lotniczego.

W dziale Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ zostaną przedstawione II polskie zawody szybowcowe, które od-

były się 50 lat temu. Autor omówi szybowce uczestniczące w tych zawodach oraz uzyskane wyniki.

STATYSTYKA LOTNICTWA dotyczyć będzie wytwórni płatowców na świecie.

POMOCE KONSTRUKCYJNE będą zawierały wykresy dotyczące tunelowych badań spoilerów.

W KARTOTECE TLiA znajdują Czytelnicy opis szybowca Schenopp-Hirth Janus (RFN) i odrzutowego samolotu Lockheed L-1011-1 TriStar (USA).

TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY przedstawi słownictwo z zakresu transportu i komunikacji lotniczej.

# Lotnie — teoria i praktyka • Część I

**Problemy z mechaniki, aerodynamiki i konstrukcji lotni (start, lądowanie, zagadnienia lotu z małą prędkością, przepisy budowy). Szerzej opisano lot w zakręcie, zwłaszcza skutki zmiany rozkładu siły nośnej i obciążenia od podmuchów podczas zakrętu. Opisano również konstrukcje już latające.**

Lotnie są aktualnie najprostszą możliwością urzeczywistnienia „snów o lataniu” bez licznych ograniczeń przez przepisy, rejestracje, kontrolę ruchu w powietrzu itp. Niestety w ciągu ostatnich lat wydała się pewna ilość nieszczęśliwych wypadków i byłoby pożądanym, żeby ich analiza stanowiła podstawę przy konstruowaniu i eksploatacji dalszych lotni. Rozważania i dyskusje dotyczące założeń konstrukcyjnych ciągle trwają, a w przepisach zachodniemieckich wprowadzono ograniczenie ciężaru własnego lotni do 40 kG. Wartość ta na pierwszy rzut oka wydaje się stosunkowo duża, wynika jednak z wniosku, że nawet najprostsza lotnia wykonana zgodnie z zasadami bezpieczeństwa, starannie i bezbłędnie pod względem konstrukcyjnym, nie może zejść poniżej pewnej granicy ciężaru minimalnego. W ruchu lotniczym w poszczególnych krajach istnieją przepisy dotyczące terenów do latania, ubezpieczeń od odpowiedzialności cywilnej, minimalnego wieku pilotów itp. Poniższe rozważania mogą służyć jako pomoc dla konstruktorów lotni przy projektowaniu konstrukcji lub dla pilotów do zrozumienia jej zachowania się w locie i do poznania bezpiecznych granic jej eksploatacji.

## Definicja lotni

Lotnia jest aparatem latającym, który może startować i być transportowany bez obcej pomocy i możliwie bez jakiegokolwiek magazynowania energii ze strony pilota. Również lądowanie odbywa się tutaj na „naturalnym podwoziu”, jakim są nogi pilota. Ze względów bezpieczeństwa powinno się dążyć do lądowania na jednej płozie. Przykłady z pierwszych lat szybownictwa pokazały, że takie rozwiązania są możliwe. W sezonie zimowym można również używać start do startu i lądowania.

Już z powyższego łatwo wywnioskować, że lotnia w porównaniu z samolotem jest bardzo powolnym statkiem powietrznym. Ma ona bardzo małe obciążenie powierzchni nośnej, którego wartość średnia jest o rząd wielkości mniejsza niż dla samolotów sportowych (tabl. 1). Następną cechą lotni jest rozpiętość prędkości lotu, a więc zakres między prędkością minimalną rozumianą w sensie aerodynamicznym (oderwanie opływu na płacie) a prędkością maksymalną, wynikającą z wymagań wytrzymałościowych

(obciążenia od podmuchu). Jeżeli pominiemy skrajne konstrukcje, to ten zakres prędkości będzie leżał pomiędzy 36 i 72 km/h (od 10 do 20 m/s). Przy czym w większości przypadków lot odbywa się z niższymi prędkościami tego zakresu, to znaczy przy dużych wartościach współczynnika siły nośnej, odpowiadających największej doskonałości  $(C_z/C_x)_{maks}$  lub prawdopodobnie jeszcze bardziej wartości  $C_z$  dla minimalnej wartości opadania własnego odpowiadającej  $(C_z^3/C_x^2)_{maks}$ .

W celu lepszego poznania właściwości lotni warto zaznajomić się z jej charakterystyką aerodynamiczną. Zależność współczynnika siły nośnej od kąta natarcia — dla skrzydła Rogallo — pokazuje rys. 1, zaś na rys. 2 przedstawiona jest biegunowa tego skrzydła. Należy zwrócić uwagę zarówno na gwałtowny spadek  $C_z$  przy nurkowaniu oraz na obszar przeciągnięcia (oderwania strug). Użytkowe kąty natarcia zawierają się dla lotni Rogallo między  $(2 \div 5)^\circ$  a  $15^\circ$ .

## Start

Należy przede wszystkim oszacować, jakie prędkości startu są osiągalne. Na rysunku 3 pokazano, jakie muszą istnieć zależności między prędkością wiatru, kątem nachylenia stołu i prędkością opadania własnego w locie ślizgowym, by start względnie lot miał realne szanse powodzenia. Sprawozdania, rozmowy z pilotami lotni Rogallo, jak również obserwacje wykazały, że z tymi względnie lekkimi urządzeniami (skrzydło Rogallo waży 14–18 kG) i małymi rozpięto-

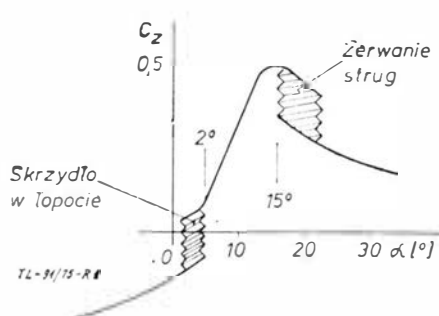
ściami (6–7 m) z dużym bezpieczeństwem można osiągnąć prędkości jak to pokazano w tabl. 2. Te wartości są podane w instrukcjach użytkownika w locie dla szybowców Rogallo najbardziej doświadczonych konstruktorów amerykańskich. Normalne starty bez obecności wiatru nie są możliwe. Jako wartości najbardziej sprzyjające podaje się prędkości ok. 4,5 m/s. Prędkość 6,7 m/s i więcej uważa się za najmniejszą niebezpieczną dla początkujących. Przed startem należy zwracać uwagę, czy okoliczny teren spełnia następujące warunki:

- przynajmniej w fazie nauczania pasuje do doskonałości lotni,
- jest bez przeszkód,
- od strony nawietrznej nie jest porośnięty wysokimi drzewami, pasem drzew lub zasłonięty innymi wysokimi przeszkodami, które powodują dużą turbulencję i zjawisko rzucania.

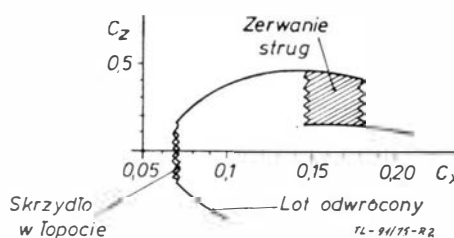
TABLICA 1. Obciążenia powierzchni nośnej lotni

Typ	Q/S [kG/m <sup>2</sup> ]
Rogallo	5
W układzie konwencjonalnym z płatem sztywnym lub elastycznym	7

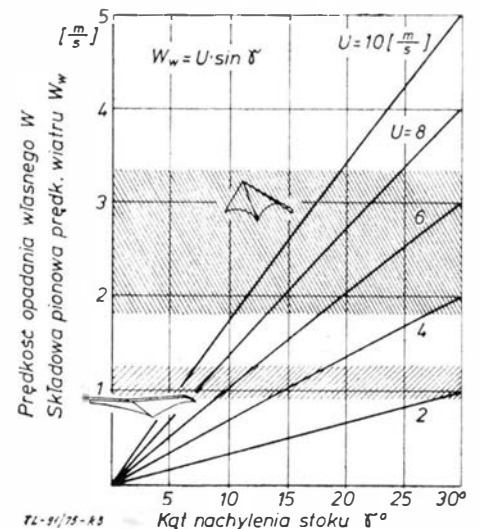
Na rysunku 1 zaznaczono dwa zakresy prędkości opadania, obliczone dla prędkości lotu  $v = 10$  m/s. Górny zakres dla lotni Rogallo obejmuje szeroki obszar między lotnią Standard-Rogallo o powierzchni nośnej



Rys. 1. Zależność współczynnika siły nośnej od kąta natarcia dla skrzydła Rogallo

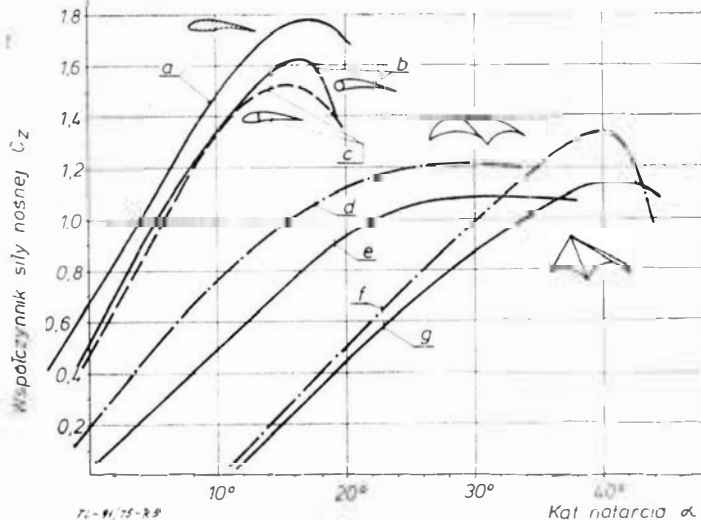
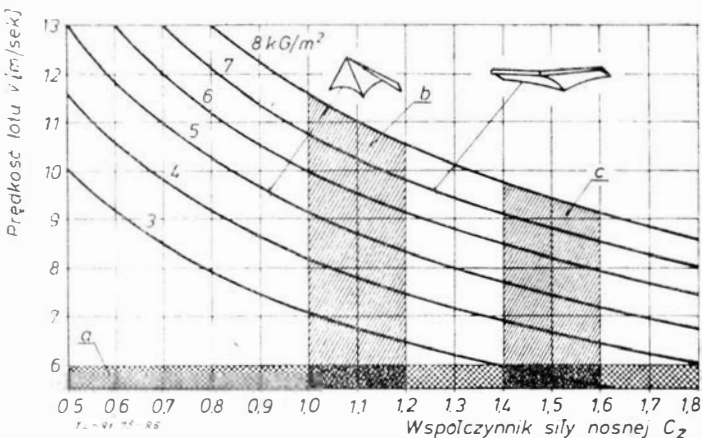
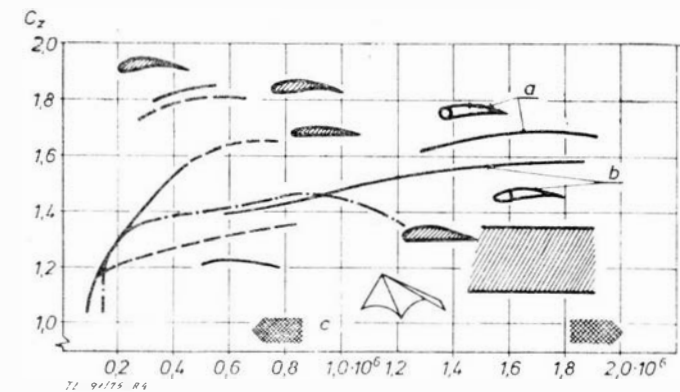


Rys. 2. Biegunowa skrzydła Rogallo



Rys. 3. Zależność między kątem nachylenia stołu, prędkością wiatru  $U$  a prędkością opadania własnego  $w$  lub składową pionową prędkości wiatru  $w_w = U \sin \alpha$ ; a — linie stałej prędkości wiatru  $U$  [m/s], b — zakres lotu lotni Rogallo, c — zakres lotu innych miękkołotów

Rys. 4. Maksymalny współczynnik siły nośnej dla różnych profili w zależności od liczby Re; a — miękkołłat z dźwigarem rurowym przy krawędzi natarcia, b — miękkołłat z dźwigarem w kształcie D przy krawędzi natarcia, c — zakres startu i lądowania



Rys. 5. Współczynnik siły nośnej  $C_z$  dla różnych profili, obrysów płata i wydłużeń  $\lambda$  w funkcji kąta natarcia  $\alpha$ ; a — płat z profilem FX 63 137 i  $\lambda = 6,0$ , b — miękkołłat z dźwigarem rurowym,  $\lambda = 6$ , c — miękkołłat z dźwigarem kształtu D,  $\lambda = 6$ , d — płat Rogallo walcowy,  $\lambda = 5,45$ , e — płat Rogallo walcowy,  $\lambda = 3,0$ , f — płat Rogallo stożkowy,  $\lambda = 5,45$ , g — płat Rogallo stożkowy  $\lambda = 2,34$

Rys. 6. Zależność między współczynnikiem siły nośnej  $C_z$  i prędkością lotu  $V$  dla różnego obciążenia powierzchni  $Q/S$  wg ISA dla wysokości  $H = 500$  m; a — średni zakres prędkości rozbiegu, b — zakres kątów natarcia (przy starcie i lądowaniu) dla lotni Rogallo, c — zakres kątów natarcia (przy starcie i lądowaniu) dla miękkołłata o podanym kształcie, d — linie stałego obciążenia powierzchni nośnej  $Q/S$  w  $kg/m^2$

$S = 16 \text{ m}^2$  i pilotem podwieszonym w pozycji pionowej (górną granicą) oraz skrzydłem Rogallo o dużym wydłużeniu  $\lambda = 5,6$  i powierzchni  $S = 24 \text{ m}^2$ , jak również leżącą pozycją pilota (dolną granicą). Dolne pasmo odnosi się do lotni w układzie konwencjonalnym z płatem miękkim lub usztywnionym. Tu znów górna granica oznacza pilota wiszącego, a dolna leżącego. Jako przykład znajdziemy dla lotni Standard-Rogallo o powierzchni  $S = 20 \text{ m}^2$ , z pilotem podwieszonym dwie różne

Dla innej prędkości wiatru  $U = 8 \text{ m/s}$  znajdujemy kąt nachylenia stoku równy ok.  $20^\circ$ . Posługując się kątomierzem i pionem oraz nieskomplikowanym anemometrem można praktycznie znaleźć odpowiednie wielkości dla niektórych problemów lotu.

### Lądowanie

W przeciwieństwie do startu, przy którym powinna być zawsze zachowana pewna rezerwa kątów natarcia płata, przy lądowaniu można wykorzystać pełen zakres siły nośnej. Jako przybliżoną regułę można podać zarówno dla skrzydła Rogallo, jak i normalnego układu zmniejszenie prędkości lądowania względem prędkości startu o prawie 10%. Prędkość lądowania jest jednak dalej duża, więc wmontowanie płoży lub lekkiego koła (rowerowego) może znacznie obniżyć niebezpieczeństwo uszkodzenia ciała. Trzeba pamiętać, aby natychmiast po wylądowaniu rozpiąć się z uprząży i ustawić lotnię na ujemnych kątach natarcia dziobem w dół i pod wiatr. W końcu należy dbać o zabezpieczenie głowy kaskiem, odpowiednią odzież i buty chroniące ciało.

### Zagadnienia lotów z małymi prędkościami

Jak już wspomniano, lotnia jest statkiem powietrznym latającym powoli. W przeciwieństwie do normalnego samolotu, lotnia w czasie startu i prawdopodobnie bardzo często podczas dalszego lotu porusza się w gór-

nym zakresie biegunowej, to znaczy w pobliżu maksimum siły nośnej. Powoduje to następujące problemy:

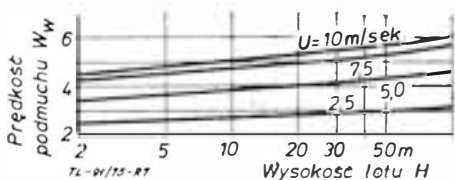
- Błędy pilotażowe przy sterowaniu wokół osi poprzecznej (pochylenie) mogą spowodować częściowe lub całkowite oderwanie opływu na powierzchni nośnej, co w bliskości ziemi może doprowadzić do wypadku z mniej lub bardziej poważnymi następstwami.
  - W locie z małą prędkością występuje oczywiście stosunkowo duży wpływ przestrzennych zmian prędkości wiatru, to znaczy podmuchów poziomych (w kierunku lotu i prostopadle do niego) oraz podmuchów pionowych. Pominąwszy zmiany ciśnienia, prędkości spowodowane przez poziome podmuchy i ich wpływ na tor lotu, istnieje przy silnej turbulencji niebezpieczeństwo, że przyrost kąta natarcia od podmuchu pionowego spowoduje przekroczenie kąta natarcia dla maksymalnej siły nośnej. Jest to szczególnie groźne na małych wysokościach.
  - W locie z małą prędkością możliwe jest wykonywanie zakrętów o bardzo małym promieniu, co powoduje silny wzrost ciśnienia prędkości na zewnętrznym skrzydle i jego spadek na skrzydle wewnętrznym. W skrajnym przypadku może to doprowadzić do tak nierównomiernego rozkładu siły nośnej wzdłuż rozpiętości, a przez to i do dużego momentu przechyłającego, że pilot nie będzie mógł zrównoważyć go przez przesunięcie ciężaru. Doprowadzi to do stromej spirali z odpowiednimi konsekwencjami.
- Dwie charakterystyczne cechy lotni — mała prędkość lotu i duży

TABLICA 2. Ograniczenia prędkości rozbiegu i dobiegu

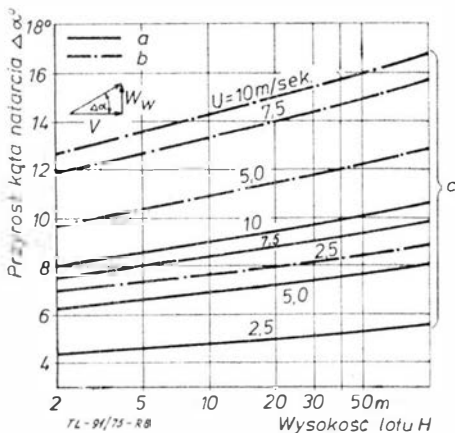
Start: 8 m/s — bardzo wprawni piloci
5-6 m/s — z lotnią szkolną lub treningową
Lądowanie (2 możliwości:)
1. Wykorzystanie maksymalnego współczynnika siły nośnej na wysokości $H = 0$
2. Lądowanie na płożę

kombinacje prędkości wiatru i nachylenia stoku, dla których można oczekiwać realnego prawdopodobieństwa startu i lotu równoległego do zbocza. W tym przypadku składowa pionowa wiatru  $w_w$  musi być równa prędkości opadania  $w$  szybowca. Dla wspomnianego skrzydła Rogallo prędkość opadania własnego wynosi  $w = 2,8 \text{ m/s}$ . Po założeniu prędkości wiatru  $U = 6,0 \text{ m/s}$  prowadzi się od wartości 2,8 na osi pionowej poziomo linię do przecięcia z linią ukośną dla prędkości wiatru  $U = 6 \text{ m/s}$ . Zrzutowany pionowo na odciętą otrzymany punkt przecięcia daje wielkość kąta nachylenia stoku równą w tym przypadku około  $27,5^\circ$ .

współczynnik siły nośnej — wymagają profili oraz kształtu płata, które już przy małych liczbach Reynoldsa dostarczałyby dostatecznie dużych współczynników siły nośnej. Rysunek 4 daje przegląd odpowiednich profili i kształtów płatów oraz ich współczynniki siły nośnej w zależności od liczby Re. Jeżeli wziąć za podstawę prędkość lotu  $v = 9$  m/s, to zakres liczb Re będzie w zależności od ciężki płata obejmował wielkości od 0,7 do  $2 \cdot 10^6$ . Wśród profili znajdują się mocno wysklepione profile GÖ 652 i Wortmanna FX 63 137 na nosku, przy czym ten ostatni ma mniejszą wartość współczynnika oporu. Dobre położenie zajmują tu miękkołaty oparte na zasadzie żagla o podwójnym pokryciu i z noskowym dźwigarem okrągłym lub w kształcie D. Jedną lotnią o takiej powierzchni nośnej już lata (Eagle II), przytoczono ją pod nr 5 w przeglądzie konstrukcji. Profil GO 417 jest wysklepioną, bardzo płostą w budowie płytą i znalazł zastosowanie w lotni Icarus II. Skrzydła Rogallo, w zależności od wydłużenia, osiągają wartości  $C_z$  od 1,1 do 1,35. Istotne spojrzenie daje przebieg  $C_z$

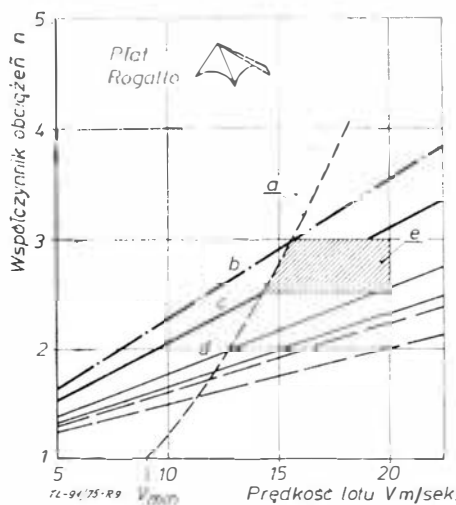


Rys. 7. Prędkość podmuchów w funkcji wysokości lotu  $H$  i prędkości wiatru  $U$ . krzywe stałych prędkości wiatru  $U = \text{const}$



Rys. 8. Przyrost kąta natarcia  $\Delta\alpha$  spowodowany podmuchem w funkcji wysokości lotu  $H$  dla dwóch prędkości lotu  $V = 10$  i  $16$  m/s oraz różnych prędkości wiatru  $U$ ; a — linie obliczone dla prędkości lotu  $16$  m/s, b — linie obliczone dla prędkości lotu  $10$  m/s, c — linie stałej prędkości wiatru  $U$

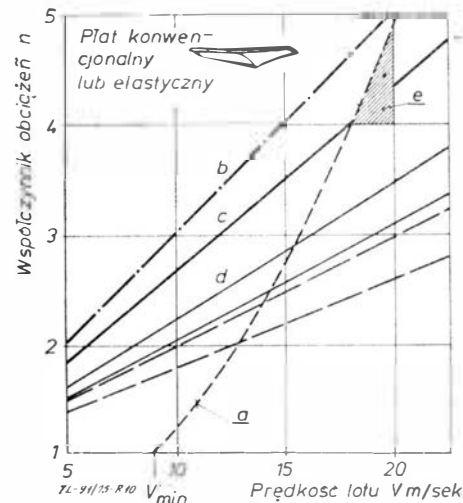
w funkcji kąta natarcia  $\alpha$  (rys. 5). Pokazano tu krzywe, które odpowiadają biegunowym z rys. 4. Dla biegunowych miękkołata i płata sztywnego za wydłużenie odniesienia przyjęto  $\lambda = 6$ . Dla takiego wydłużenia średnia pochodna współczynnika siły nośnej względem kąta natarcia  $\frac{dC_z}{d\alpha} = 4,45$  dla  $C_z = 1$ . Tę wartość  $C_z$  wybrano dlatego, gdyż jest ona reprezentatywna dla dolnego zakresu prędkości. Jakkolwiek dla skrzydła Rogallo



Rys. 9. Obciążenia od podmuchów dla lotni Rogallo; a — linia  $V = V_{min} \cdot \sqrt{n}$ , b — linia podmuchu  $w_w = 9,15$  m/s wg przepisów FAR 23, c — linia podmuchu  $w_w = 7,6$  m/s wg BCAR, d — linia dla podmuchu  $w_w = 5,62$  m/s z pomiaru na wysokości  $H = 50$  m i przy prędkości wiatru  $U = 10$  m/s, e — obszar dyskusyjny

pojedyncze wartości leżą wyżej, nie należy jednak przyjmować  $C_z$  maks większego niż 1,1. Pochodna  $dC_z/d\alpha$  jest tu zasadniczo mniejsza i wynosi przeciętnie 2,64. Wykres na rys. 6 pokazuje współzależność między obciążeniem powierzchni  $Q/S$ , prędkością lotu i wymaganym  $C_z$ . Zaznaczono także średnie osiągalne prędkości startu oraz użytkowe kąty natarcia dla lotni Rogallo i konwencjonalnego miękkołata. Typowe obciążenia powierzchni nośnej są dla nich odpowiednio: 5 i 7  $\text{kg/m}^2$ .

Prawdopodobna maksymalna prędkość podmuchu pionowego zależy od prędkości poziomej wiatru, wysokości lotu i rodzaju terenu. Analiza zagadnienia dała wartości jak na rys. 7, przy czym przyjęto stosunek maksymalnej do średniej prędkości podmuchu równy 6,6. Przez przyjęcie podmuchu w kształcie funkcji  $\sin^2$  i współczynnika złagodzenia podmuchu około 0,5 otrzymano przedstawione na rys. 8 przyrosty kąta natarcia  $\Delta\alpha$ . Ponieważ prędkość podmuchu jest w swej istocie pewną funkcją prędkości wiatru, ustalamy dla różnych układów konstrukcyjnych dopuszczalne prędkości wiatru. Można to łatwiej wyjaśnić za pomocą przykładu. Ponieważ zainteresowania są różne, skoncentrujemy się na skrzydle Rogallo o powierzchni  $S = 20$   $\text{m}^2$  i  $Q/S = 5$   $\text{kg/m}^2$ . Prędkość wiatru na wysokości  $H = 5$  m wynosi  $U = 2,5$  m/s, a prędkość lotu  $v = 10$  m/s. Z rys. 6 bierzemy wymagany współczynnik siły nośnej równy około 0,85, przy prędkości rozbiegu i startu 7,5 m/s (po odjęciu prędkości wiatru od prędkości lotu). Z rys. 5 dostajemy kąt natarcia  $\alpha$  około  $29,5^\circ$  (dla  $C_z = 0,85$  i odpowiedniego płata Rogallo). Na rys. 8 znajdujemy, że dla prędkości lotu 10 m/s i wysokości lotu 5 m przyrost kąta natarcia będzie wynosił  $\Delta\alpha = 7,35^\circ$ . Dodanie kątów daje około  $36,9^\circ$ , a więc wartość, która już leży w pobliżu maksymalnego kąta natarcia. Lot przy prędkości wiatru 7,5 m/s dawałby sumaryczny kąt natarcia



Rys. 10. Obciążenia od podmuchów dla miękkołata w układzie konwencjonalnym; oznaczenia jak na rysunku 9

równy około  $42,1^\circ$ , co przekraczałyby kąt maksymalnej siły nośnej. W tym przypadku płaski przebieg biegunowej może spowodować, że lotnia będzie jeszcze „nieś”. Przy jeszcze większym kącie natarcia lotnia Rogallo przechodzi do lotu „spadochronem”. Po analizie powyższego dochodzi się do wniosku, że lotnie mogą zachowywać się w sposób krytyczny nie tylko wskutek przekraczania błędów sterowania, lecz także przy podmuchach pionowych.

### Problemy wytrzymałościowe

Ogólnie można powiedzieć, że wymagane bezpieczne przeciążenia jednoznacznie zależą od rodzaju statku powietrznego i lotnię można potraktować w zasadzie jak każdy inny samolot. Istotą zagadnienia jest, czy wymagany według przepisów FAR 23 podmuch 30 ft/s = 9,15 m/s, który w ostatniej wersji FAR 23 zwiększony został nawet do 50 ft/s = 15,25 m/s jest rzeczywiście potrzebny na wysokościach, do których porusza się lotnia. Angielskie przepisy BCAR uważają wymagany podmuch 7,6 m/s za wystarczający. Na podstawie przepisów budowy wyliczono wykresy na rys. 9 i 10, tak więc można z nich wyciągnąć następujące wnioski:

— Zakres na lewo od linii  $V = \sqrt{V_{min} \cdot \sqrt{n}}$  automatycznie zostaje wyeliminowany, ponieważ maksymalna siła nośna może zostać przekroczona, lecz nie mogą powstać większe przeciążenia.

— Przy lotniach typu Rogallo z obciążeniem powierzchni  $Q/S = 5$   $\text{kg/m}^2$  prędkości lotu ponad 13 m/s nie są stosowane, ponieważ współczynniki siły nośnej dla największej doskonałości i najmniejszego opadania są przy znacznie niższych prędkościach. Maksymalne możliwe przeciążenie wynosi w tym przypadku około  $n = 2,06$ . Po ograniczeniu prędkości lotu w burzliwej atmosferze do 15 m/s = 54 km/h dostosuje się maksymalne przeciążenie  $n = 2,76$ . Dla wynikających z pomiarów prędkości podmuchów o wartości 5,62 m/s na wysokości  $H = 50$  m i prędkości wiatru

$U = 10$  m/s przeciążenie równa się około  $n = 2,17$ .

— W przypadku płatów sztywnego elastycznego w układzie konwencjonalnym te wartości, na skutek większego wzrostu siły nośnej, leżą odpowiednio wyżej. Ponieważ na tych typach szybowców można w zasadzie latać z wykorzystywaniem prądów termicznych i z większymi prędkościami, wydaje się, że dopuszczalny współczynnik przeciążenia  $4 \div 5$  byłby odpowiedni. Takie przeciążenie może być spowodowane przez pod-

TABLICA 3. Dopuszczalne współczynniki obciążeń

Typ	$n$ dopuszczalne
Rogallo	2,5 ÷ 3,0
Konwencjonalny	4,0 ÷ 5,0

much 9,15 m/s przy prędkości lotu 20 m/s = 72 km/h.

Podsumowanie tych rozważań zawarte jest w tabl. 3.

### Lot w zakręcie

Duża częstość nieszczęśliwych wypadków podczas lotu w zakręcie na małej wysokości wskazuje, że oddziaływanie sił na szybowiec wykonujący zakręt nie jest przez wielu pilotów dostatecznie przemyślane. Wyłaniają się przy tym następujące istotne zależności:

— zależność przeciążenia od przechyłu poprzecznego,

— wymagany przyrost prędkości lotu w zakręcie związany z przeciążeniem,

— związek między przeciążeniem, prędkością lotu i promieniem zakrętu,

— przesunięcie rozkładu siły nośnej w zakręcie przy małych prędkościach lotu.

Ponieważ dwa pierwsze punkty są często poruszane w podręcznikach z

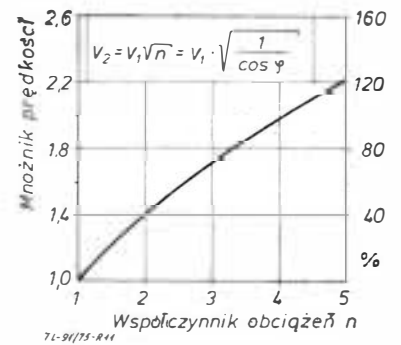
mechaniki lotu, więc potraktujemy je bardzo zwięźle. Nie rozważając równowagi sił w zakręcie i koniecznego przyrostu siły nośnej stwierdzamy, że lotnia dla osiągnięcia małej prędkości opadania już normalnie lata w zakręcie większych współczynników siły nośnej  $C_z = 0,6 \div 1,1$ , tak że już przy małym przeciążeniu osiągnie się lub przekroczy maksymalną siłę nośną (także rys. 5). Następnym jest sytuacja niebezpieczna lub wypadek.

Conieczność zwiększania prędkości w prawidłowym zakręcie, bez wdawania się w wyprowadzanie wzorów, podsumowuje rysunek 11. Pokazuje on mnożnik prędkości w zależności od przeciążenia w zakręcie przy stałym  $C_z$  w odniesieniu do lotu prostoliniowego. Po prawej stronie zaznaczono prędkości w procentach. Rysunek 12 pokazuje wykorzystanie znanego wzoru na promień zakrętu jako funkcji prędkości i przeciążenia:

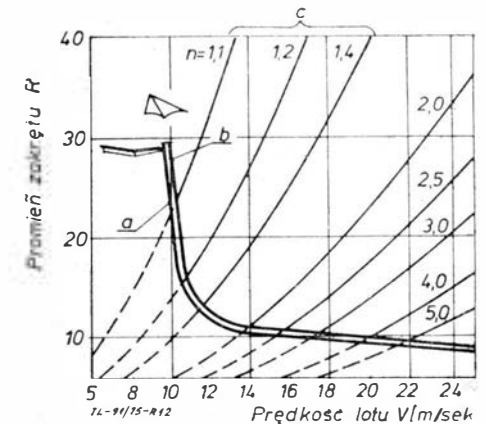
$$R = V^2 / g \sqrt{n^2 - 1}$$

dla interesującego nas zakresu prędkości (gdzie:  $g$  — przyspieszenie ziemskie 9,81 m/s<sup>2</sup>). Przedstawiono tu bardzo blisko siebie leżące krzywe graniczne dla dwóch uprzednio zdefiniowanych konfiguracji (rodzajów lotni). Lot na lewo i poniżej krzywej granicznej nie jest możliwy, ponieważ trzeba by przekroczyć utrzymywany współczynnik siły nośnej. Ukośnie do góry biegnące krzywe to linie jednakowych przeciążeń  $n = \text{const}$ . Krzywa dla przeciążenia  $n = 1,4$  przecina hiperbolę graniczną prawie w jej wierzchołku. Punkt przecięcia leży blisko minimum względem małego promienia zakrętu i małej prędkości lotu (równocześnie). Fakt ten doprowadza do pewnego, bardzo niekorzystnego zjawiska omówionego w drugiej części artykułu.

Opracował Tadeusz Wusatowski na podstawie: 1) F. Müller: Der Hängegleiter, Deutscher Aerokurier nr 12/1974, s. 930÷931, nr 2/1975, s. 118÷120. 2) D. Pierre: Ce vol



Rys. 11. Mnożnik prędkości w zależności od przeciążenia w zakręcie, przy stałym  $C_z$



Rys. 12. Promień zakrętu  $R$  jako funkcja prędkości lotu  $V$ , obciążenia powierzchni  $Q/S$ , współczynnika siły nośnej  $C_z$  i współczynnika obciążenia (przeciążenia)  $n$ ; a — krzywa graniczna dla lotni z  $Q/S = 7 \text{ kg/m}^2$  i  $C_z = 1,3$ , b — krzywa graniczna dla lotni Rogallo,  $Q/S = 5 \text{ kg/m}^2$ ,  $C_z = 0,9$ , c — linie stałych współczynników przeciążeń  $n = \text{const}$

libre... qui nous enchaîne. Aviation Magazine nr 656, 15.4.1975, s. 61÷65. 3) J. Lacarme: A la poursuite de rêve d'icase. Aviation Magazine nr 650, 15.1.1975, s. 34÷41.

## Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

### Rezolucja XXIII Walnego Zjazdu Delegatów SIMP

Niezbędnym warunkiem dalszej intensyfikacji rozwoju oraz podnoszenia efektywności we wszystkich dziedzinach gospodarki jest szybki postęp naukowo-techniczny i organizacyjny, który powinien stanowić ważny instrument osiągnięcia celów socjalizmu — systematycznej i odczuwalnej poprawy warunków życia naszego społeczeństwa.

Wychodząc z tego założenia obradujący w dniach 24 i 25 maja 1975 r. w Katowicach XXIII Walny Zjazd Delegatów SIMP zwraca się do wszystkich inżynierów i techników mechaników polskich z apelem

o aktywny udział w dyskusji poprzedzającej VII Zjazd Partii, o rozwijanie w ramach Kół Zakładowych SIMP twórczych inicjatyw wyrażających się w zgłaszaniu konkretnych rozwiązań ważnych dla macierzystego zakładu problemów techniczno-organizacyjnych.

Podjęte zobowiązania przekazane przez oddziały do Zarządu Głównego SIMP stanowiąc będą Czyn Zjazdowy naszego Stowarzyszenia, wyrażający nasz aktywny stosunek do programu społeczno-gospodarczego rozwoju kraju, wytyczanego uchwałami Zjazdu Partii.

XXIII Walny Zjazd Delegatów SIMP wyraża przekonanie, że hasło naszego zgromadzenia **SIMPOWCY — aktywnymi budowniczymi drugiej Polski** — zostanie wypeł-

nione przez wszystkich inżynierów i techników mechaników polskich konkretną treścią, na którą złożą się działania i osiągnięcia indywidualne oraz grupowe odpowiadające współczesnej pozycji i roli twórców nowej techniki w kształtowaniu i użytkowaniu materialnych wartości, służących społeczeństwu i dalszemu rozwojowi gospodarki narodowej.

### Program działania Sekcji Lotniczej SIMP na lata 1975÷1978

Nowy Zarząd Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP opracował program działania Sekcji. Na projekt tego ważnego dokumentu złożyły się tezy ramowego

planu działania przyjętego do realizacji na zebraniu sprawozdawczo-wyborczym Sekcji Lotniczej SIMP w dniu 10 kwietnia 1975 r., wnioski uchwalone na tymże zebraniu oraz pewne postulaty wynikłe w toku pracy przed VII Kongresem Techników Polskich.

Wspomniany projekt rozesłany był do Zarządów Oddziałów Sekcji Lotniczej SIMP celu przedyskutowania i zgłoszenia ewentualnych uwag, poprawek, czy uzupełnień. Dalszą fazę prac nad programem stanowiła dyskusja w łonie Zarządu Sekcji, wreszcie wybrana Komisja zredagowała ostateczną treść tego dokumentu.

Program działania — którego tekst drukujemy poniżej — był rozesłany do zarządów kół i oddziałów Sekcji Lotniczej SIMP, otrzymali go członkowie Zarządu Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP, ponadto zaś przekazany został do Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK, do Warszawskiego Klubu Seniora Lotnictwa i Zarządu Głównego SIMP. Program został przyjęty do realizacji dnia 13 czerwca br.

*Kierunkowy program działania Sekcji Lotniczej SIMP na lata 1975-1978 przyjęty do realizacji przez Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP dnia 13 czerwca 1975 r.*

**A. Kierunek działania: sprawowanie funkcji eksperta w dziedzinie budowy i eksploatacji sprzętu lotniczego**

1. Organizowanie spotkań, dyskusji, narad i konferencji w celu wymiany poglądów specjalistów lotniczych i przedstawicieli odpowiednich władz oraz skierowania postulatów, dezyderatów i wniosków pod adresem kompetentnych władz i instytucji.

2. Koordynowanie — poprzez Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP — narad i konferencji terenowych.

3. Realizowanie tez VII KTP — zgodnych z wnioskami Sekcji Lotniczej, opublikowanymi w *Technice Lotniczej i Astronautycznej* (nr 10/1974 r.).

4. Zapewnienie aktywnego udziału Sekcji Lotniczej SIMP w przygotowaniach do VII Kongresu Techników Polskich i w samym Kongresie.

5. Rozwijanie — możliwie najszerzej — działalności członków Sekcji Lotniczej w zespołach rzeczoznawców SIMP.

6. Aktywna współpraca przy kształtowaniu i realizacji planów rozwojowych lotnictwa.

**B. Kierunek działania: funkcje wychowawcze i doskonalenia zawodowego**

1. Poprzez Zarządy Kół Sekcji Lotniczej: — wprowadzenie niezbędnego działania na rzecz stabilizacji lotniczych kadr technicznych;

— wprowadzenie działania zmierzającego do adaptacji społeczno-zawodowej i ukierunkowania rozwoju młodej kadry technicznej oraz do stworzenia odpowiedniego klimatu dla praktykantów i stażystów;

— zwiększenie opieki nad młodymi członkami SIMP, zapoznanie ich z aktualną problematyką instytucji i branż, w których pracują, inicjowanie dokształcania itp.

2. Organizowanie — możliwie częstych — lokalnych i wyjazdowych posiedzeń Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP z zarządami ogniw Sekcji lub ich przedstawicielami.

3. Czynienie starań o rozwój Sekcji Lotniczej SIMP przez propagandę i infor-

mację o jej działalności, nabór nowych członków oraz organizowanie nowych kół i oddziałów Sekcji Lotniczej.

4. Rozwijanie i zacieśnianie współdziałania z Sekcją Lotniczą SITK oraz innymi organizacjami lotniczymi.

5. Stworzenie warunków i systematyczne podnoszenie zawodowych kwalifikacji członków Sekcji Lotniczej różnymi metodami i w różnych formach działania, m.in.:

— przez organizowanie odczytów, pokazów i sympozjów oraz specjalistycznego szkolenia, przy czym należy uznać za konieczne organizowanie operatywnej informacji o wygłaszanych odczytach i pokazach sprzętu oraz popularyzowanie w innych środowiskach i regionach;

— przez organizowanie wycieczek techniczno-szkoleniowych i dla wymiany doświadczeń (krajowych oraz zagranicznych);

— przez zapewnienie udziału przedstawicieli Sekcji Lotniczej na konferencjach krajowych i zagranicznych, przy czym należy nawiązać stałą współpracę w ww. zakresie z odpowiednimi organizacjami zagranicznymi;

— przez czynienie starań o prawidłowe i zgodne z potrzebami rozwinięcie istniejących i powołanie nowych specjalizacji lotniczych w szkolnictwie technicznym stopnia wyższego i średniego;

— przez wprowadzenie okresowych kursów poddyplomowych, jak np. dla konstruktorów, elektroników lotniczych i in.;

— przez organizowanie konkursów, opiekę nad ruchem racjonalizatorskim i wynalazczością oraz współpracę ze społecznymi zespołami konstrukcyjnymi i konstruktorami-amatorami;

— przez rozwijanie i doskonalenie czasopisma naukowo-technicznego *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, ukierunkowując jej tematykę zgodnie z zainteresowaniem i aktualnymi potrzebami środowisk lotniczych.

6. Organizowanie sympozjów historycznych, rozwijanie opieki nad lotniczymi zbiorami muzealnymi, propagowanie poszanowania tradycji lotniczych.

**C. Kierunek działania: rzecznictwo interesów osobistych i społecznych członków Sekcji**

1. Wzmocnienie działalności w zakresie spraw socjalno-bytowych oraz warunków życia i pracy członków Sekcji Lotniczych SIMP.

2. Organizowanie akcji wyróżnień działaczy Sekcji Lotniczej odznakami honorowymi oraz dyplomami SIMP i NOT, jak również nagrodami, talonami książkowymi itp.

3. Wprowadzenie tradycji dorocznego wyróżnienia dla najbardziej aktywnych oddziałów, kół i członków Sekcji Lotniczej SIMP.

4. Organizowanie i rozwijanie życia towarzyskiego: spotkań klubowych dla członków Sekcji i ich rodzin, wspólnych wycieczek rekreacyjnych i turystycznych, spektakli i imprez, a w szczególności wzmocnienie tradycji balów lotników.

Za Zarząd Sekcji Lotniczej podpisali:

Komisja Redakcyjna: mgr in. A. Misiołek, doc. mgr inż. M. Sikorski

Sekretarz: mgr inż. W. Zaremba

Przewodniczący: doc. mgr inż. T. Kostia

## Propozycja uatrakcyjnienia VII KTP

Przewodniczący Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK kol. E. Kołodziński i przewodniczący Sekcji Lotniczej SIMP kol. T. Kostia skierowali pismo do Przewodniczącego V Zespołu VII Kongresu Techników Polskich z propozycją uatrakcyjnienia organizacji Kongresu (który jak wiadomo odbędzie się w Krakowie) przez wprowadzenie do programu zwiedzenia Muzeum Lotnictwa i Astronautyki. Nasi przewodniczący sugerowali również możliwość umieszczenia w sali obrad oraz w przyległym korytarzu interesujących eksponatów z historii lotnictwa polskiego.

Inicjatywa godna poparcia, a jej realizowanie przyczyni się zarówno do popularyzacji i poznania historii lotnictwa, jak również do propagandy społecznej działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK.

## Spotkanie Zarządów Sekcji Lotniczych

Co pół roku Zarządy Sekcji Lotniczej SIMP i Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK spotykają się na wspólnym posiedzeniu. Ostatnio — w sprawach interesujących: obydwie Sekcje — zebranie takie odbyło się z inicjatywy kolegów z SITK. Porządek dzienny zebrania obejmował następujący temat:

● *Problematyka Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.* Centralny Zarząd Lotnictwa Cywilnego zamierza powołać Radę Muzeum, w której skład wejdą m.in. koledzy T. Królikiewicz i A. Litwotow jako przedstawiciele sekcji lotniczych. W związku z trudnościami, jakie następcza kierownictwu Muzeum brak pracowników do konserwacji eksponatów, powstała koncepcja, aby do prac tych zatrudnić społecznie uczniów szkół lotniczych.

● *Zagadnienie współpracy między Sekcjami Lotniczymi Oddziałów SIMP i SITK w Warszawie i Poznaniu.* Współpraca między sekcjami oddziałowymi nie jest systematyczna i zorganizowana. W związku z tym postanowiono oprócz jej na bazie kół zakładowych. Próbę takiego współdziałania przeprowadzi się organizując spotkanie przedstawicieli kół SIMP i SITK instytucji i Zakładów lotniczych mających siedziby w rejonie lotniska Okęcie.

● *Redakcja lotniczej wkładki do Terminarza NOT.* Kol. K. Szumielewicz z Sekcji Gł. Komunikacji Lotniczej SITK opracował tematykę wkładki na 1977 r. oraz docelowy plan treści. Materiały te — po dopracowaniu przez Komitet Redakcyjny — zostaną przedstawione Zarządowi obu Sekcji do zatwierdzenia. W Wydawnictwach Komunikacji i Łączności zostaną podjęte starania w sprawie wydania materiałów opracowanych do wkładek lotniczych — w postaci vademecum. Starania te będą poprzedzone rozeznaniem co do zapotrzebowania na takie wydawnictwo.

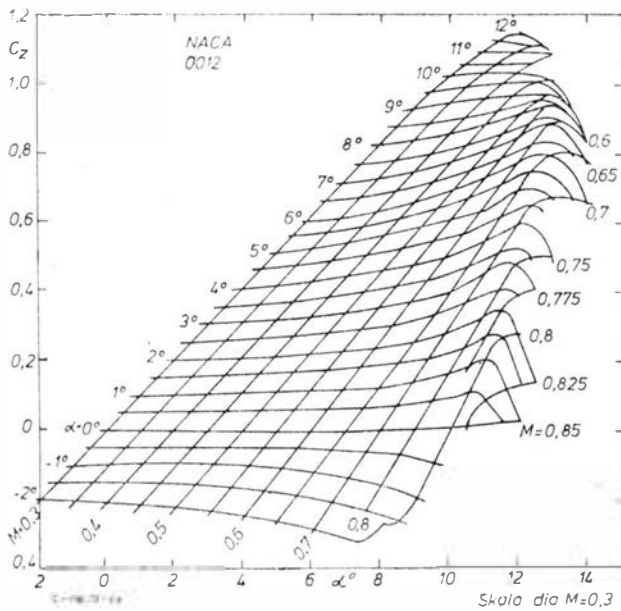
● *Ogólna ocena miesięcznika Technika Lotnicza i Astronautyczna.* Zostały omówione i przedyskutowane problemy związane z prowadzeniem czasopisma. Wypracowana forma czasopisma spotkała się z pozytywną oceną. Postulowano wprowadzenie rubryki Trybuna Kongresowa.

● *Współpraca obu Sekcji w organizowaniu konferencji i narad zaplanowanych przez Sekcję Lotniczą SIMP.* Sekcja Główna Komunikacji Lotniczej SITK pragnie kontynuować współpracę w zakresie organizowania imprez naukowo-technicznych; w szczególności odnosi się to narady na temat szkolenia średniego personelu technicznego dla lotnictwa cywilnego.

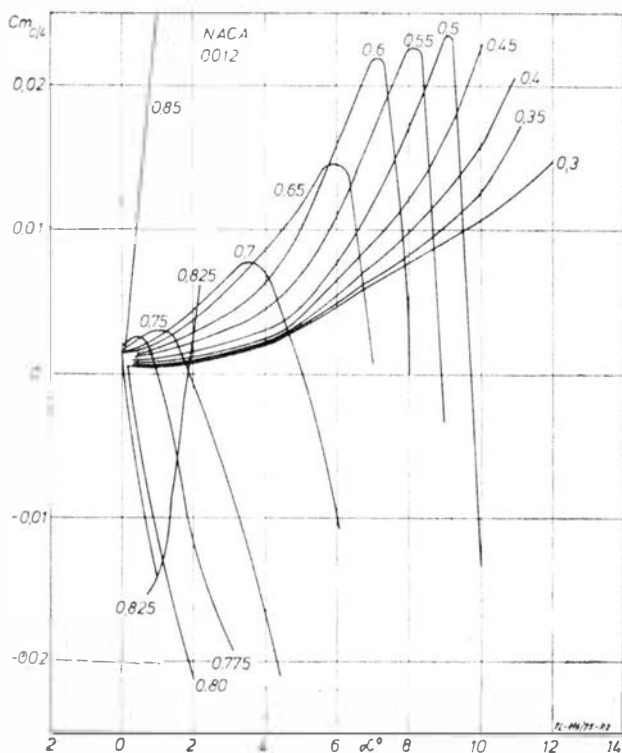




## Charakterystyki profilu NACA 0012 z uwzględnieniem ściśliwości

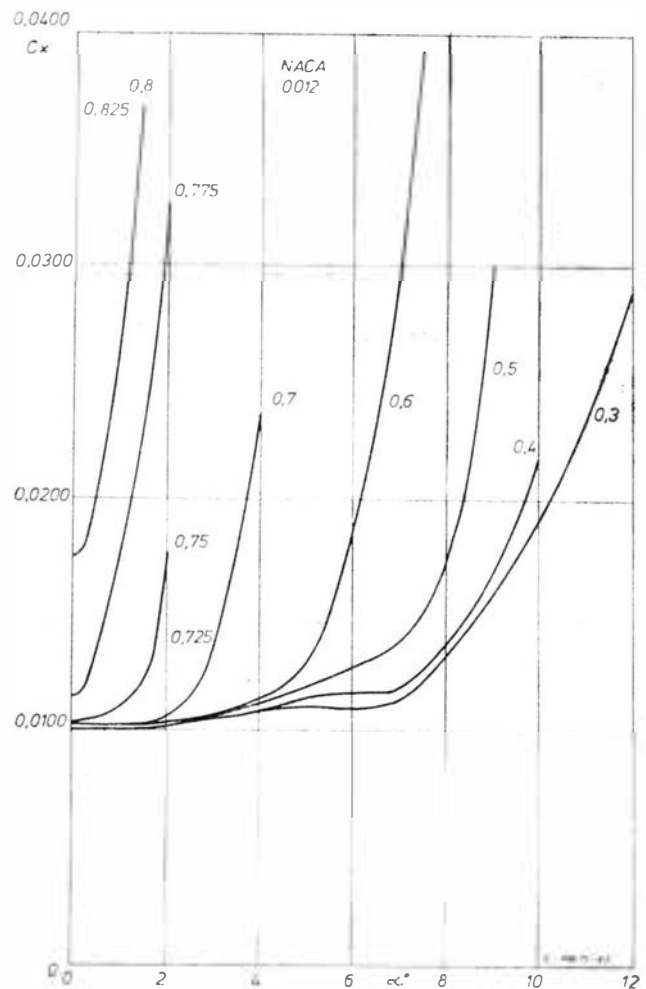


Rys. 1. Zmiany  $C_z$  w funkcji kąta natarcia i liczby Macha dla profilu NACA 0012



Rys. 2. Zmiany  $C_{m_c/4}$  w funkcji kąta natarcia i liczby Macha dla profilu NACA 0012

W nawiązaniu do wcześniej publikowanych na łamach Techniki Lotniczej i Astronautycznej charakterystyk geometrycznych profilu NACA 0012, na rys. 1÷5 zamieszczono charakterystyki aerodynamiczne tegoż profilu z uwzględnieniem ściśliwości.



Rys. 3. Zmiany  $C_x$  w funkcji kąta natarcia i liczby Macha dla profilu NACA 0012

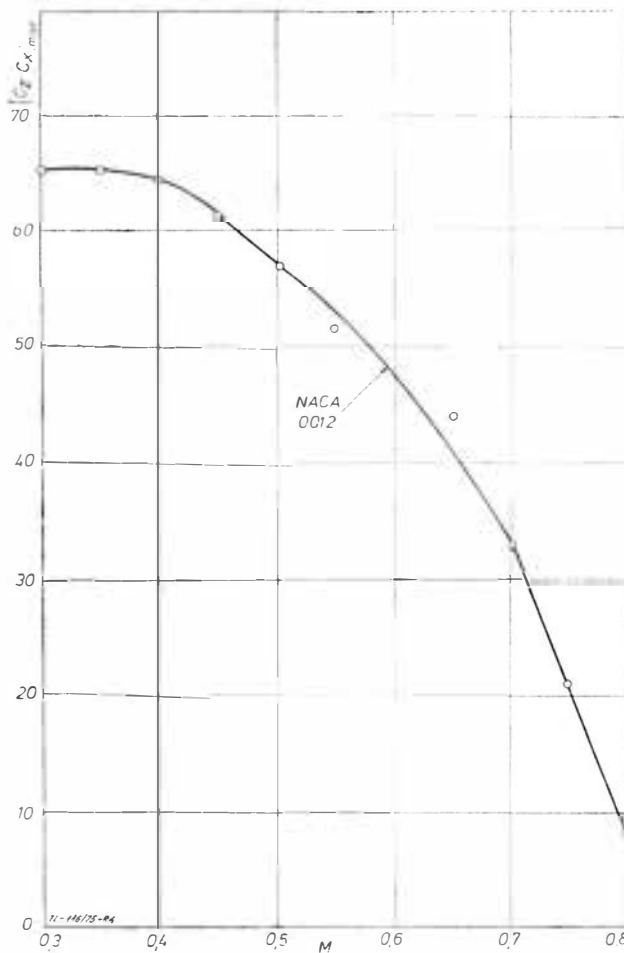
Na rysunku 1 pokazano zmiany  $C_z$  w funkcji kąta natarcia i liczby Macha w formie wykresu dywanowego (tzw. *carpet plots*). Skala kątów alfa na odciętej wykresu jest tylko dla  $M = 0,3$ . Natomiast dla innych kątów natarcia należy skorzystać ze skali opisanej skośnie na krzywej;  $C_z(\alpha)$  dla  $M = 0,3$ .

Rys. 5 ma również budowę dywanową. Skale są zamieszczone przy wartościach skrajnych, tj.  $M = 0,3$  i  $M = 0,8$ . Dla pozostałych wykresów skalę należy przesunąć do początku rozpatrywanego wykresu.

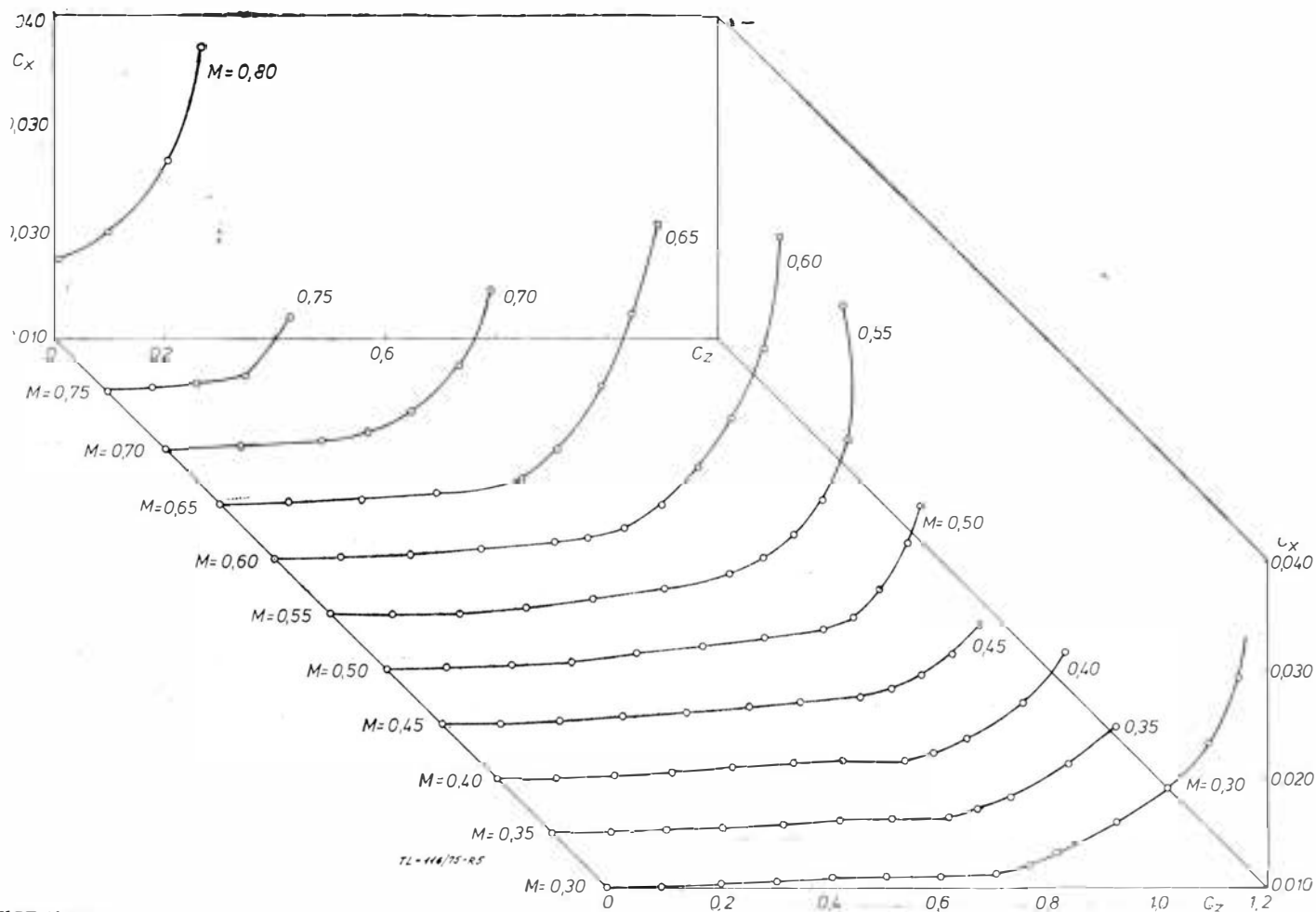
Należy podkreślić, że wykresy te powstały na podstawie dmuchań przeprowadzonych w Aeronautical Research Council. (ARC)

Na podstawie publikacji ARC CP No 1261 November 1968 i CP No 1202 November 1969 opracował mgr inż. Lech Jarzębiński

Rys. 4. Porównanie zmian maksymalnej doskonałości w funkcji liczby Macha



Rys. 5. Biegunowe profilu NACA 0012 w funkcji liczby Macha

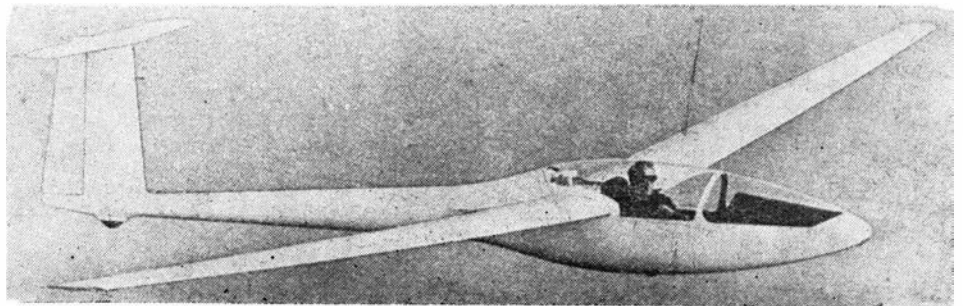


WCT/203/K/75

**Wysokowyczynowy szybowiec klasy otwartej**

**KONSTRUKCJA.** Jednomiejscowy wolnonośny średniopłat.

**Płat.** Konstrukcji przekładkowej laminat szklany — balsa — laminat, z półkami dźwigara z rovingu, wytwarzanymi metodą HH. Ścianka dźwigara również przekładkowa. Zastosowano profil Wortmanna z serii FX-76K-170 u nasady i FX-67K-150 na końcu. Właściwości tego profilu w pełni wykorzystano sprzęgając ze sobą lotki i kłapy. Lotki mogą się wychylać wraz kłapami  $12^\circ$  w dół i  $8^\circ$  w górę. Ponieważ skuteczność lotek maleje przy większych wychyleniach (co przy dużej rozpiętości płata jest bardzo niekorzystne), rozwiązano ten problem przez współdziałanie kłap z lotkami. Kłapy wychylają się różnicowo wraz z lotkami (przy ruchach drążkiem na boki) lecz tylko z  $1/3$  ich prędkości kątowej. Cały układ częściowo wyważony masowo. Tylko na górnej powierzchni hamulce aerodynamiczne typu S-H, z nakładkami uszczelniającymi dociskanymi sprężynowo. Nakładki pasowane do powierzchni płata. Do lądowania kłapy wychylają się o  $35^\circ$ , lotki wówczas pozostają niewychylone, co zapewnia pełną sterowność. Połączenia napędu lotek sworzniami, reszta połączeń dokonuje się automatycznie podczas montażu. Na końcach skrzydeł kółka bieżne. Wewnątrz skrzydeł zbiorniki zgrzewane z PCW na 72 kG balastu wodnego. Wznios płata  $3^\circ 15'$ , a jego kąt zaklinowania  $0^\circ 30'$ .



**Kadłub** konstrukcji skorupowej (lecz nie przekładkowej) w celu uzyskania prawidłowej odporności i odpowiedniego zabezpieczenia pilota. Osłona kabiny dwuczściowa bezbarwna lub na życzenie barwiona na niebiesko o widoczności w zakresie  $360^\circ$ . W osłonie otwierane okienko. Kabina zapewnia wygodne pomieszczenie pilota o wroście do 198 cm. w dziobie otwór wentylacyjny wlotowy, a wyloty po bokach; w kabinie urządzenie zapobiegające zamgleniu szyby. Siedzenie pilota, pedały steru kierunku i dmuchane poduszki podudowe mogą być regulowane podczas lotu. Dwa zaczepy: przedni do holu za samolotem i dolny do startu za wyciągarką lub samochodem. Otwory pomiarowe ciśnienia statycznego umieszczono (ze względu na dokładność) w tyle kadłuba. Tablica przyrządów wraz ze swoimi dwiema butlami do wariometrów (po  $1/2$  l każda) daje się łatwo zdjąć. Można do niej zamontować 5 standardowych przyrządów i 2 małe,

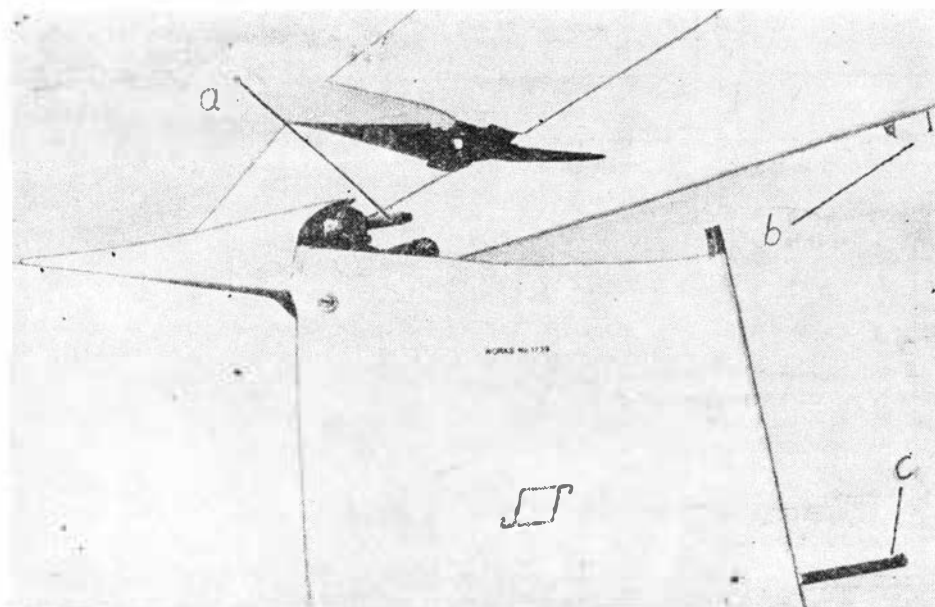
a z tyłu przetwornicę do sztucznego horyzontu.

**Usterzenie** wolnonośne w układzie T o podobnej konstrukcji jak skrzydła, przekładkowe: laminat — balsa — laminat. Statecznik poziomy ze stałym kątem zaklinowania, mocowany do statecznika pionowego za pomocą sworznia służącego równocześnie do napędu steru wysokości i z przodu za pomocą ścinanego sworznia. W stateczniku pionowym zamontowano dipol anteny UKF, a na jego krawędzi natarcia usytuowano rurkę Pitot i uchwyt dla dyszki Althausa. W dolnej części steru kierunku jest schwek na spadochron hamujący o średnicy ok. 1,2 m. W układ napędu steru wysokości wbudowano urządzenie przeciwdziałające drganiom wywołanym przez pilota.

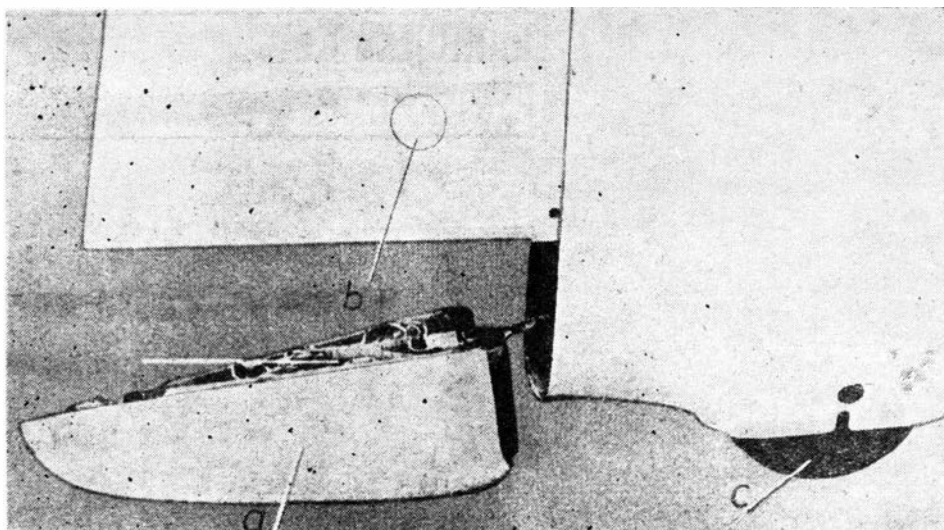
**Podwozie.** Koło główne chowane ręcznie do osobnej komory (co zabezpiecza przed dostawaniem się brudu i błota do kadłuba) ma wymiary 5,00—5 i ciśnienie  $2,8\div 3,2$  kG/cm<sup>2</sup>. Amortyzatora brak. Kółko ogonowe stałe, pompowane.

**Wyposażenie.** Standardowe: sygnał ostrzegający przed lądowaniem z zamkniętym podwoziem, przycisk włączający nadajnik radiostacji zamontowany w drążku, paleta do montowania barografu, akumulatorów itp. Dodatkowe (na życzenie): wentylator w okienku bocznym, aparatura tlenowa z butlą na 530 l, zamontowana dyszka Althausa, tablica przyrządów przycięta i zamontowana wg poleceń, wózek transportowy metalowy lub z laminatu szklanego.

**Uwagi.** Mechanizm działania sprzężonych kłap i lotek jest bardzo skuteczny, dając czas przełożenia równy 4 s. Natomiast przeciągnięcie odbywa się bardzo łagodnie, bez gwałtownego nurkowania. Montaż szybowca jest łatwy i przy zastosowaniu odpowiedniego wyposażenia może być wykonany przez jedną osobę. W normalnych warunkach do montażu wymaga się minimum trzech osób.



Rys. 1. Fragment usterzenia: a — element napędu steru wysokości i do zamontowania statecznika wysokości, b — przedni zatrzask blokujący, c — rurka Pitota



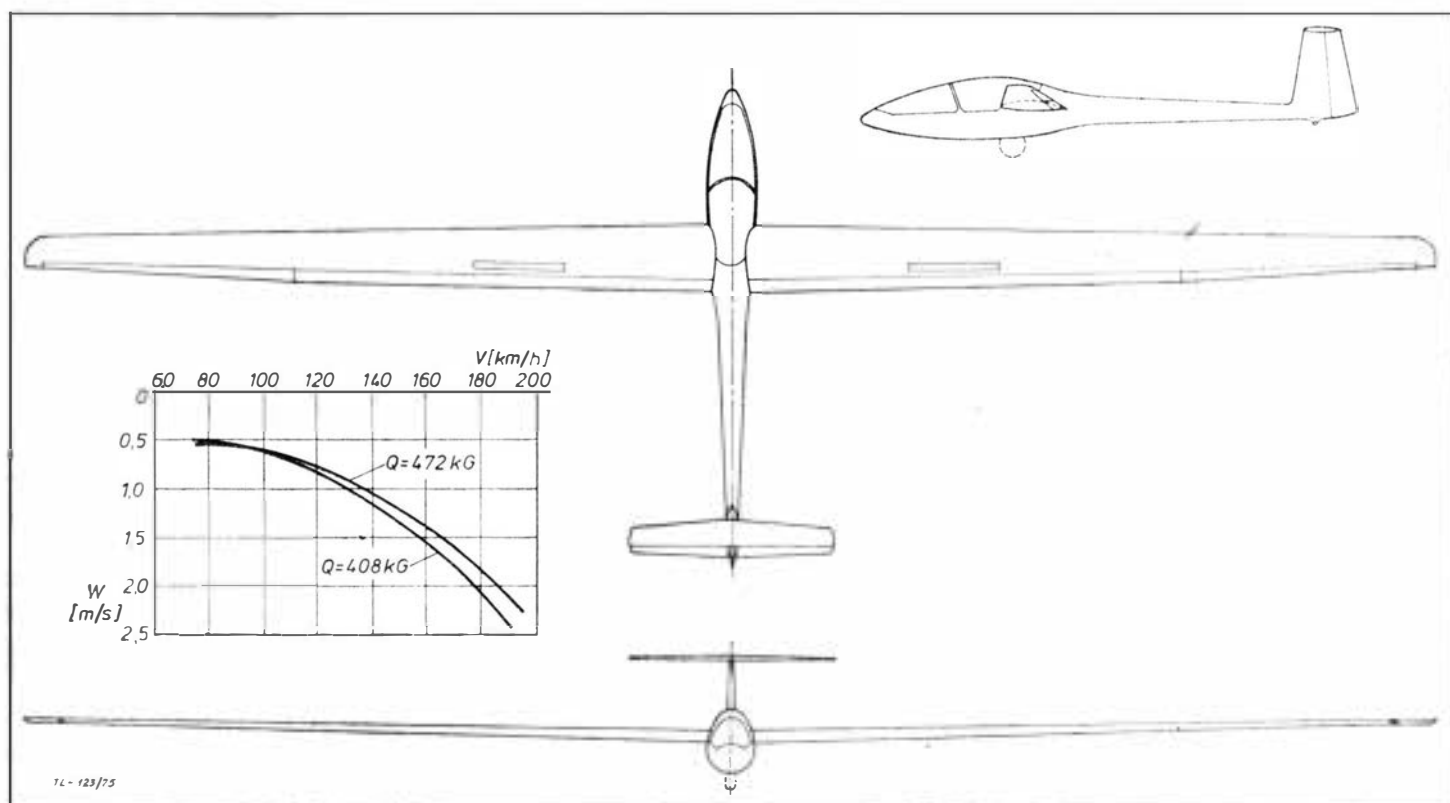
Rys. 2. Tyl kadłuba: a — komora na spadochron, b — spadochron hamujący, c — pneumatyk koła tylnego

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Kestrel 19 jest rozwinięciem szybowca Glasflügel Kestrel 17, a ten model pochodzi od Libelle Std. Kestrel 17 produkowany jest przez wytwórnię Glasflügel. Kestrel różni się od niej dłuższą kabiną, nowym kadłubem, profilem skrzydła i usterzeniem T. Produkcja Kestrela rozpoczęła się w 1969 r. Firma brytyjska Slingsby rozpoczęła produkcję obu wersji 17 a następnie 19 m jako Slingsby T.59D, a pierwszy lot wykonano w lipcu 1971 r. Wyprodukowano również specjalny szybowiec Kestrel 19 z dźwigarem z włókna węglowego, oznaczony T.59C, który oblatano w maju 1971 r. W 1973 r. na Kestrelu wygrano mistrzostwa Finlandii, a na ostatnich Mistrzostwach Świata w Australii wśród pierwszych 28 szybowców było 6 Kestrela. Do połowy 1975 r. zbudowano ponad 150 Kestrela 17 i 19 i ich produkcja trwa nadal.

#### DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	19 m	Prędkość minimalna (Q = 399 kG)	61 km/h
Powierzchnia nośna	12,8 m <sup>2</sup>	Maks. prędkość w atmosferze burzliwej	195 km/h
Wydluzenie	28	Maks. prędkość w atmosferze spokojnej	250 km/h
Średnia cięciwa skrzydła	0,67 m	Maks. prędkości dopuszczalne dla ustawienia klap:	
Długość	6,4 m	-2°	250 km/h
Szerokość kadłuba	0,61 m	-1°	250 km/h
Wysokość kadłuba	0,84 m	0	200 km/h
Wysokość steru kierunku	1,47 m	+1°	200 km/h
Maks. ciężar startowy z balastem wodnym	472 kG	+2°	150 km/h
Maks. ciężar do lądowania	435 kG	do lądowania	120 km/h
Ciężar skrzydeł	2 × 93 kG	Maks. prędkość w locie holowanym	150 km/h
Ciężar kadłuba	118 kG	Maks. prędkość startu za wyciągarką	130 km/h
Ciężar własny	317 kG	Współczynnik obciążenia dopuszczalnego	+5,3
Ciężar użyteczny: min.	82 kG	Loty w chmurach dozwolone	
maks.	155 kG	Powierzchnia [m <sup>2</sup> ]:	
Ciężar całkowity: min.	399 kG	Lotek (łącznie)	0,31
maks.	472 kG	Klap (łącznie)	0,61
Obciążenie powierzchni nośnej: min.	31,2 kG/m <sup>2</sup>	Hamulców (łącznie)	0,16
maks.	36,9 kG/m <sup>2</sup>	Statecznika pionowego	1,0
Maks. doskonałość	44	Steru kierunku	0,40
Prędkość optymalna	97 km/h	Statecznika poziomego	1,30
Min. opadanie	0,52 m/s	Steru wysokości	0,32
Prędkość ekonomiczna	74 km/h		

T.W.



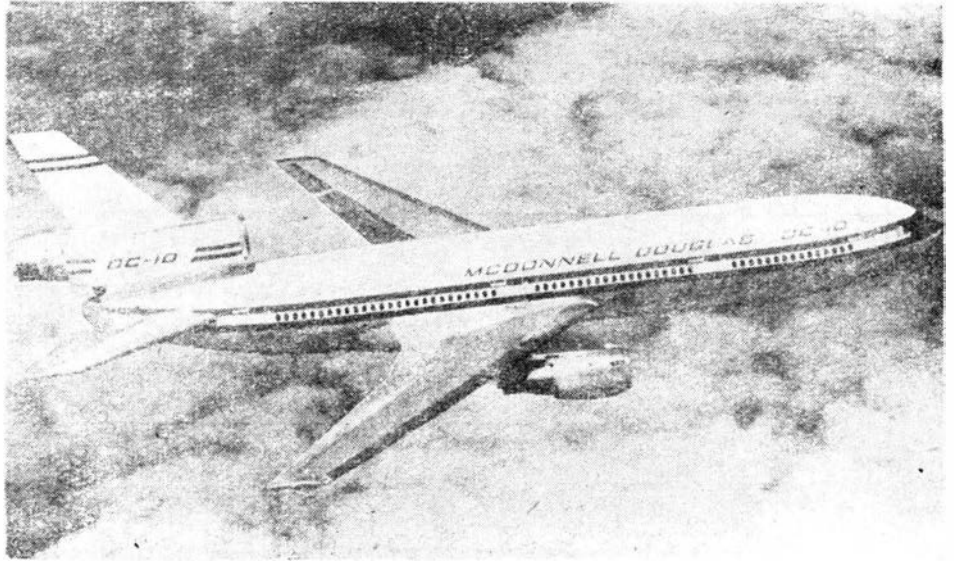


## Pasażerski samolot krótkiego, średniego i dalekiego zasięgu

**KONSTRUKCJA.** Trójsilnikowy, owrzutowy dolnopłat metalowej konstrukcji.

Skrzydło wolnonośne. Konstrukcja typu fail-safe. Płat pod względem konstrukcyjnym dzieli się na kilka różnych sekcji. Względna grubość profilu skrzydła zmienia się wzdłuż rozpiętości od 12,2% u nasady do 8,4% na końcu. Wznios części zewnętrznej (do gondoli silnika) 3°1,8', części wewnętrznej — 5°14,1'. Kąt zaklinowania skrzydła u nasady dodatni, na końcu ujemny. Skos wzdłuż 25% cięciwy — 35°. Lotki całkowicie metalowe, konstrukcji konwencjonalnej. Metalowe, dwuszelinowe kłapy złożone są z dwu sekcji na każdym skrzydle. W samolotach DC-10-30 wewnętrzna część lotek może być wychylana symetrycznie z kłapami do maks. kąta — 13°12'. Na każdym skrzydle pięć sekcji metalowych przerywaczy, zamocowanych przed kłapami. Płat wzdłuż całej rozpiętości zaopatrzony jest w slot. Napęd lotek i przerywaczy przy pomocy wzmacniaczy hydraulicznych. Krawędzie natarcia skrzydeł mają instalację przeciwbloedzeniową.

Kadłub o przekroju kołowym, konstrukcji półskorupowej, typu fail-safe, zbudowany z wysokowytrzymałościowych stopów aluminium. Kabina załogi dla pięciu osób: dwa pilotów, inżyniera pokładowego i dwu nawigatorów. Kabina pasażerska w wersji mieszanej mieści od 255 do 270 foteli, w wersji ekonomicznej może pomieścić maksimum 380 pasażerów. W środkowej części kabiny pasażerskiej mieści się szatnia, która dzieli kabinę na dwie części.

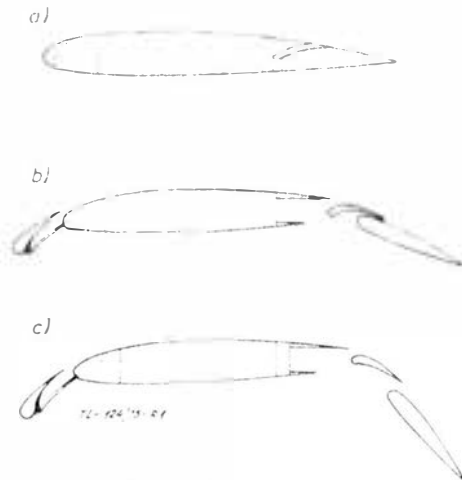


W części przedniej, która jest przedziałem klasy pierwszej, znajdują się trzy rzędy foteli, po dwa fotele w każdym rzędzie. Szerokość przejścia między fotelami — 0,78 m. W przedziale klasy turystycznej w środkowym rzędzie znajdują się cztery fotele. Szerokość przejścia między fotelami — 0,51 m. W wersji ekonomicznej w każdym rzędzie zamiast dwu foteli mieszczą się trzy fotele. Nad głowami pasażerów półka na bagaż podręczny. Z każdej strony kadłuba czworo drzwi pasażerskich. Kontenerowe pomieszczenia bagażowe mieszczą się bezpośrednio przed i za skrzydełm. Drzwi bagażowe z prawej strony kadłuba. Dodatkowo pomieszczenie bagażowe znajdujące się w dolnej tylnej części kadłuba ma drzwi z lewej strony. Kabina pasażerska wyposażona jest w dziewięć toalet. Pod podłogą kabiny znajdują się grzejniki, chłodziarki, kuchnia i inne pomieszczenia gospodarcze. Transport pomiędzy pomieszczeniami w dolnej części kadłuba a kabiną pasażerską zapewniają dwie elektryczne windy. Kabina ma izolację cieplną i dźwiękową, wyposażona jest w instalację wentylacyjną.

i dolnej — wychylany jest mechanicznie za pomocą jednego wzmacniacza hydraulicznego.

Podwozie trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba, awaryjnie wypuszczane pod wpływem własnego ciężaru. Podwozie przednie wciągane do przodu. Chowanie podwozia głównego odbywa się w płaszczyźnie bocznej. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Podwozie przednie, wyposażone w dwa koła sterowane. Koła podwozia głównego wyposażone w wielotarczowe hamulce i automaty przeciwoślizgowe z indywidualnym systemem sterowania. Podwozie główne samolotu DC-10-10 ma dwa czterokołowe wózki. Wymiary kół podwozia przedniego samolotu serii 10: 37×14,14, ciśnienie — 11,2 kG/cm<sup>2</sup>. Wymiary kół podwozia głównego: 50×20,20, ciśnienie — 12 kG/cm<sup>2</sup>. Podwozie DC-10-30 wyposażone jest dodatkowo w zespół kół bliźniaczych, zamocowany do kadłuba na osi samolotu między czterokołowymi wózkami, chowany do przodu. Wymiary kół podwozia przedniego: 40×15×5,16, ciśnienie — 11,2 kG/cm<sup>2</sup>. Koła podwozia głównego i zespołu środkowego mają wymiary: 52×20×5,23, ciśnienie 9,9 kG/cm<sup>2</sup>.

Zespół napędowy stanowią trzy turbodrzutowe silniki wyposażone w odwracacze ciągu. Dwa z nich zamocowane są pod skrzydłami, trzeci w końcowej części kadłuba u nasady statecznika pionowego. Samoloty serii DC-10-10 napędzane są silnikami General Electric CF6-6D o ciągu 18 597 kG. Samoloty DC-10-30 napędzane są silnikami General Electric CF6-80A o ciągu 22 000 kG.



Rys. 1. Profil skrzydła: a — w locie, b — podczas startu, c — przy lądowaniu

### DANE TECHNICZNE

	DC-10-10	DC-10-30		DC-10-10	DC-10-30
Wymiary					
Rozpiętość	47,34 m	50,41 m	Powierzchnia steru wys.	27,70 m <sup>2</sup>	27,70 m <sup>2</sup>
Nasadowa cięciwa skrzydła	10,71 m	10,71 m	<b>Ciężary i obciążenia</b>		
Końcowa cięciwa skrzydła	3,21 m	2,73 m	Ciężar operacyjny	105 820 kG	119 550 kG
Wydłużenie	6,1	7,5	Ciężar handlowy	46 130 kG	47 100 kG
Długość	53,30 m	55,50 m	Maks. ciężar startowy	199 580 kG	251 741 kG
Długość kadłuba	51,97 m	51,97 m	Maks. ciężar bez paliwa	151 953 kG	166 922 kG
Wysokość	17,70 m	17,70 m	Maks. ciężar do lądowania	164 880 kG	182 798 kG
Rozpiętość usterz. poz.	21,69 m	21,67 m	Obciążenie pow. nośnej	605,4 kG/m <sup>2</sup>	743,1 kG/m <sup>2</sup>
Rozstaw podwozia	10,67 m	10,67 m	<b>Osiągi</b>		
Baza podwozia	22,07 m	22,05 m	Maks. dopuszczalna prędkość lotu	0,95 Ma	0,95 Ma
Kabina:			Prędkość maks. (H = 7620 m)	982 km/h	982 km/h
Długość	41,45 m	41,45 m	Prędkość przelotowa (H = 9145 m)	925 km/h	930 km/h
Szerokość	5,72 m	5,72 m	Prędkość startu	311 km/h	325 km/h
Wysokość	2,41 m	2,41 m	Prędkość lądowania (maks. ciężar)	252 km/h	269 km/h
Powierzchnia nośna	258,70 m <sup>2</sup>	367,70 m <sup>2</sup>	Maks. prędkość wznoszenia	838 m/min	914 m/min
Powierzchnia lotek	17,44 m <sup>2</sup>	17,44 m <sup>2</sup>	Pułap praktyczny	10 730 m	10 365 m
Powierzchnia kłap	62,10 m <sup>2</sup>	62,10 m <sup>2</sup>	Pułap na jednym silniku	4145 m	4540 m
Powierzchnia slotów	42,05 m <sup>2</sup>	43,84 m <sup>2</sup>	(Q=195 045 kG)		(Q=247 205 kG)
Powierzchnia przerywaczy	12,73 m <sup>2</sup>	12,73 m <sup>2</sup>	Długość startu (na przeszkodę 10,7 m)	2743 m	3240 m
Powierzchnia usterz. pion.	45,92 m <sup>2</sup>	45,92 m <sup>2</sup>	Długość lądowania (schodz. z 15 m)	1777 m	1817 m
Powierzchnia steru kier.	10,29 m <sup>2</sup>	10,29 m <sup>2</sup>	Zasięg z maks. ilością paliwa	9543 km	11 580 km
Powierzchnia usterz. poz.	96,60 m <sup>2</sup>	96,60 m <sup>2</sup>	Zasięg maks. ładunku	4355 km	7040 km

-50C o ciągu 23 133 kG. Instalacja pionowa. Samoloty DC-10-10 zawierają trzy integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 82 518 litrów. Samoloty DC-10-30 mają cztery integralne zbiorniki skrzydłowe i dodatkowy zbiornik w centralnej części skrzydła. Całkowita pojemność zbiorników paliwa — 135 510 l. Pojemność zbiornika oleju w samolotach DC-10-10 — 34,1 l, w samolotach DC-10-30 — 56,8 l.

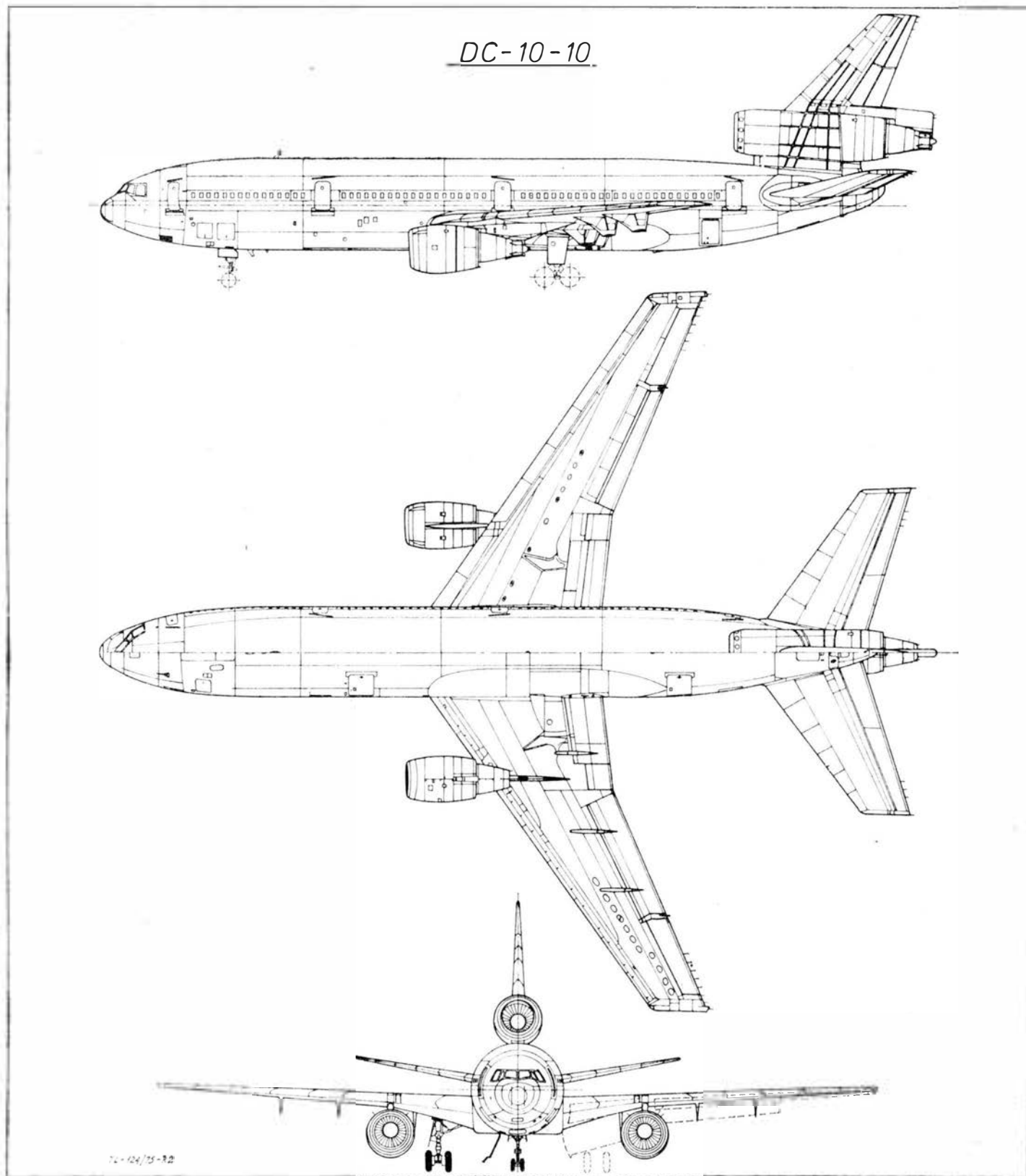
Wyposażenie. Podstawy zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych. Zdwojony układ do lądowania według przyrządów. Dodatkowe wyposażenie stanowi maszyna cyfrowa ARINC 576. Na samolotach DC-10-30 potrójny inercyjny system nawigacyjny. Trzy niezależne układy hydrauliczne służą do napędu sterów, sterowania kołem przednim, uruchamiania hamulców,

wciągania i wypuszczania podwozia. Ciśnienie w układach hydraulicznych — 210 kG/cm<sup>2</sup>.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** W celu ograniczenia wzrostu liczby portów lotniczych amerykańskie towarzystwo lotnicze American Airlines w 1966 r. rozeszło do wytwórni lotniczych wymagania jakie powinien ich zdaniem spełniać przyszły samolot. Miał to być samolot odrzutowy, o dużej pojemności, opłacalny ekonomicznie na krótkich, średnich i zarazem dalekich trasach, mogący korzystać z małych portów lotniczych. Wymagania te spełnił samolot zaprojektowany w wytwórni McDonnell Douglas, oznaczony symbolem DC-10. Samolot ten może być eksploatowany na liniach o długości 500-11 000 km. Produkowany jest w trzech

wersjach: DC-10-10, DC-10-30 i DC-10-40. Produkcję samolotu DC-10-10 firma McDonnell Douglas rozpoczęła 6 stycznia 1969 r. Pierwszy lot samolotu odbył się 29 sierpnia 1970 r. W tym samym roku uzyskał on certyfikat. Do regularnej eksploatacji samolot DC-10-10 wszedł w sierpniu 1971 r. w barwach American Airlines na trasie Los Angeles — Chicago. Wersją rozwojową samolotu DC-10-10 jest samolot oznaczony symbolem DC-10-30. Pierwszy lot samolot ten odbył 21 czerwca 1972 r., a certyfikat uzyskał 21 listopada 1972 r. Do 9 lutego 1974 r. było w eksploatacji — w kilkunastu krajach świata — 206 samolotów DC-10.

W.B.



# Probabilistyczna ocena bezpiecznego lądowania samolotu komunikacyjnego

Mgr inż. TADEUSZ BUCZYŁKO

**Analiza lotu samolotu komunikacyjnego jako procesu stochastycznego. Określenie prawdopodobieństwa niebezpiecznych dla lotu zdarzeń losowych według przepisów i norm polskich, brytyjskich, francuskich oraz ICAO.**

Lot samolotu jest procesem stochastycznym o parametrach: wartość oczekiwana, wariancja, funkcja autokorelacji. Realizacje tego procesu otrzymuje się w każdym locie i mogą one być rejestrowane np. w pokładowych rejestratorach parametrów lotu, na ekranach radarów kontroli ruchu lotniczego, radarów do lądowania itp. Parametry procesu stochastycznego będą zależne od sposobu wykonania lotu przez załogę, dokładności systemów naziemnych i pokładowych, warunków zewnętrznych (wiatry, turbulencje) i od faz lotu.

Lot samolotu komunikacyjnego można umownie dzielić na fazy i klasyfikować wg różnych kryteriów. Dla przykładu wymienimy tu niektóre klasyfikacje.

Podejście z punktu widzenia ruchu lotniczego pozwala nam wyróżnić lot w warunkach VMC lub IMC (lot wg przepisów VFR lub IFR). Inne podejście ruchowe pozwala stwierdzić, że lot samolotu może odbywać się w strefie kontroli obszaru, kontroli zbliżania lub kontroli lotniska.

Klasyfikując fazy lotu wg wysokości [6] można wyróżnić:

— lot na wysokości od ok. 500 m do pułapu;

— lot od wysokości decyzyjnej (której wartość jest zależna od operacyjnej kategorii lądowania) do wysokości ok. 500 m;

— lot od wysokości równej wysokości lotniska do wysokości decyzyjnej.

W tym opracowaniu lot samolotu komunikacyjnego jest umownie dzielony na fazy:

1) start — który rozpoczyna się z chwilą  $\tau_0$  rozpoczęcia rozbiegu samolotu po drodze startowej i trwa do chwili  $\tau_1$  uzyskania prędkości  $v_1$  (ustalonej prędkości początkowego wznoszenia);

2) wznoszenie — tę fazę można wyróżnić począwszy od chwili  $\tau_1$  uzyskania prędkości  $v_1$  do chwili  $\tau_2$  osiągnięcia przez samolot wysokości przelotowej założonej w planie lotu lub na polecenie kontroli ruchu lotniczego;

3) przelot — lot na ustalonej wysokości po drodze lotniczej, od chwili  $\tau_2$  do chwili  $\tau_3$  rozpoczęcia zmniejszania wysokości przy dolicie do celu;

4) zniżanie — zmniejszanie wysokości lotu od chwili  $\tau_3$  do wysokości, przy której następuje w chwili  $\tau_4$  wejście samolotu do strefy równych sygnałów (DDM = 0) radiolatarni lokalizatora ILS-Loc i radiolatarni ścieżki schodzenia ILS-GS;

5) lądowanie — lot od chwili  $\tau_4$  wejścia do strefy równych sygnałów ILS aż do wytracenia prędkości samolotu w chwili  $\tau_5$  na drodze do lądowania.

## Ogólna ocena lądowania

Lot samolotu będzie wtedy bezpieczny, gdy bezpieczna będzie faza 1 (start), faza 2 (wznoszenie), faza 3 (przelot), faza 4 (zniżanie) i faza 5 (lądowanie).

Powyższe zadanie można zapisać w postaci:

$$R(t) = R_1 \cdot R_2 \cdot R_3 \cdot R_4 \cdot R_5 = \prod_{i=1}^5 R_i \quad (1)$$

gdzie:  $R(t)$  — prawdopodobieństwo bezpiecznego lotu, od startu ( $\tau_0$ ) do końca lądowania ( $\tau_5$ );  $R_1$  — prawdopodobieństwo bezpiecznego wykonania poszczególnej fazy lotu.

Przeciwnieństwem zdarzenia: bezpieczny lot o prawdopodobieństwie  $R(t)$ , jest zdarzenie: wypadek lotniczy o prawdopodobieństwie  $Q(t)$ . Zdarzenia te są zdarzeniami wyłączającymi się, a ich suma jest polem zdarzeń. Stąd też:

$$R(t) + Q(t) = 1$$

lub

$$R(t) = 1 - Q(t) \quad (2)$$

W poszczególnych fazach lotu można znaleźć krytyczne parametry, od

których przede wszystkim zależy bezpieczeństwo lotu. Na przykład w fazie 1 (start) będzie to osiągnięcie prędkości  $v_1$ , w fazie 3 (przelot) będzie to miejsce o niemożliwym powrocie, w fazie 5 (lądowanie) będzie to wysokość decyzyjna  $h_d$ . Analiza bezpiecznego wykonywania danej fazy powinna w szczególności uwzględniać te krytyczne parametry.

Należy teraz rozważyć, od czego zależy prawdopodobieństwo bezpiecznego lądowania samolotu. We wzorze (1) jest ono oznaczone  $R_5$ . Dla uproszczenia oznaczmy  $R_5 = R(L)$  oraz przyjmijmy, że  $Q(L)$  oznacza prawdopodobieństwo wypadku lotniczego w czasie lądowania. Dla fazy 5 (lądowanie) można napisać:

$$\begin{aligned} R(L) + Q(L) &= 1 \\ R(L) &= 1 - Q(L) \end{aligned} \quad (3)$$

Według przyjętego podziału lądowanie jest ostatnią fazą lotu, której bezpieczne wykonanie wpływa najbardziej na bezpieczne wykonanie całego lotu. Na podstawie statystyk wypadków lotniczych można stwierdzić, że najwięcej wypadków lotniczych powstaje właśnie w tej ostatniej fazie.

Lądowanie można podzielić na dwie podfazy:

— lądowanie wg wskazań przyrządów  $L_p$  (automatyczne lub półautomatyczne — zwane też lądowaniem dyspozycyjnym),

— lądowanie wizualne  $L_w$ .

Ten podział jest umowny, zależnie bowiem od warunków atmosferycznych lądowanie może odbywać się tylko wizualnie (np. brak zachmurzenia). Wtedy jednak nie zachodzi konieczność analizowania bezpiecznego lądowania w sensie podanym w tym opracowaniu.

W pierwszej podfazie, zwanej również podejściem do lądowania, załoga sama steruje samolotem wg wskazań przyrządów pokładowych (głównie wskaźników ILS), które nakazują wykonywanie odpowiednich manewrów — i jest to lądowanie w systemie półautomatycznym. Sterowanie samolotem może odbywać się również automatycznie za pomocą systemu au-

tomatycznego sterowania (w skrócie SAS; w języku angielskim — Flight Director System — FDS; w języku rosyjskim — Sistema Awtomatycznego Uprawnienia — SAU). Ten drugi sposób jest dokładniejszy i pozwala na odciążenie załogi, która w tej fazie lotu musi wykonać wiele odpowiedzialnych czynności. Lądowanie wg wskazań przyrządów, gdy odbywa się ono w chmurach, kończy się tuż przed osiągnięciem wysokości decyzyjnej  $h_d$ . Jeżeli do momentu, w którym wysokość lotu samolotu nad powierzchnią ziemi równa będzie  $h_d$ , załoga nie dostrzeżła wystarczającej liczby naziemnych punktów orientacyjnych (świateł podejścia) pozwalających na określenie położenia samolotu w stosunku do lotniska, lub też gdy położenie to jest nieprawidłowe, załoga powinna na wysokości równej  $h_d$  rozpocząć manewr przejścia na drugi krąg.

Druga podfaza jest lądowaniem wizualnym wykonywanym z widzialnością naziemnych punktów orientacyjnych (świateł podejścia) oraz pasa do lądowania (oświetlenia progowego oraz świateł ograniczających wymiary geometryczne pasa i ewentualnie oś pasa). Ta podfaza kończy się z chwilą, gdy nastąpi wyhamowanie dobiegu samolotu.

Jak stąd wynika, w fazie 5 (lądowanie) krytycznym dla bezpieczeństwa lotu jest parametr  $h_{ci}$  (wysokość decyzyjna lub wysokość decyzyj; w języku angielskim — decision height — DH). Ważne tu jest podkreślenie, że  $h_d$  nie jest wysokością, na której podejmuje się decyzję o lądowaniu wizualnym lub też o przejściu na drugi krąg, lecz jest wysokością, na której została zakończona analiza sytuacji i jeżeli do momentu jej osiągnięcia nie zdecydowano o lądowaniu, to w chwili gdy wysokościomierz wskazał  $h_d$ , należy podjąć wszystkie, zgodne z instrukcjami, czynności związane z przejściem na drugi krąg.

Samolot w czasie podejścia do lądowania (podfaza  $L_p$ ) nie zawsze będzie leciał po trajektorii dokładnie pokrywającej się z geometryczną osią pasa do lądowania i ścieżką schodzenia. Wskutek niedokładności linii różnych sygnałów (DDM = 0) nadajnika lokalizatora (kierunku) i ścieżki schodzenia, niedokładności pokładowych odbiorników ILS oraz SAS, zawodności urządzeń ILS naziemnych, pokładowych i SAS, warunków atmosferycznych, jakości pilotażu itp., samolot w momencie osiągnięcia  $h_{ci}$  może znaleźć się (i tak najczęściej bywa) poza geometrycznymi osiami ILS. Miejscem geometrycznym punktów (w płaszczyźnie pionowej), w których może znaleźć się samolot podchodzący do lądowania przy przechodzeniu z podfazy  $L_p$  do podfazy  $L_w$ , jest elipsa określająca obszar dopuszczalnych odchylenia lądującego samolotu (rys. 1). Obszar ten jest tym mniejszy, im bliżej progu pasa znajduje się samolot lub im mniejsza jest  $h_{ci}$ . W praktyce obszar ten wyznacza się podając rozmiary prostokąta  $\Delta z_{mx}$  i  $\Delta h_{mx}$  reprezentującego maksymalne dopuszczalne odchylenia w lewo i w prawo od geometrycznej osi ILS-Loc oraz maksymalne dopuszczalne odchylenia od ścieżki schodzenia (na rys. 1 —

prostokąty  $D_I$  i  $D_{II}$ ). Punkty  $d_I$  i  $d_{II}$  nazywa się czasem punktami decyzyjnymi (lub punktami minimum). Pionowe odcinki od geometrycznej osi ILS-Loc do przecięcia się ze ścieżką schodzenia są wysokościami  $h_{dI}$  i  $h_{dII}$

(odpowiednio I i II kategorii lądowania). Jeżeli samolot na zakończenie podfazy  $L_p$  znajdzie się w obszarze  $D_I$  lub  $D_{II}$  (odpowiednio do kategorii lądowania), to wykwalifikowany pilot może wykonać manewr korygujący w celu naprowadzenia samolotu na geometryczne osie ILS. W przypadku gdy przy przejściu z przyrządowej podfazy na podfazę wizualną samolot znajdzie się poza obszarem  $D_I$  lub  $D_{II}$ , to nie jest możliwe przeprowadzenie manewru korygującego w celu bezpiecznego lądowania i samolot powinien przejść na drugi krąg. Nad progiem pasa obszar  $D$  jest tak mały, że przeprowadzenie manewru korygującego powodowałoby znaczny wzrost prawdopodobieństwa wypadku lotniczego. Wartości  $\Delta z_{mx}$  i  $\Delta h_{mx}$  są unormowane w zagranicznych przepisach lotniczych. Na rys. 2 podane są wartości wg przepisów angielskich ARB i amerykańskich FAA dla systemu lądowania II kategorii operacyjnej [5]. Projektant systemu II kategorii, który chciałby spełnić oba wymagania, powinien obszar dopuszczalnych odchylenia przyjmować wg prostokąta ABCD. Rys. 3 przedstawia kategorie operacyjnych minimum do lądowania wg ICAO. Na osi pionowej podane są wartości wysokości decyzyjnej  $h_d$ , na osi poziomej — widzialność wzdłuż pasa do lądowania (RVR — Runway Visual Range).

Bezpieczne lądowanie zajdzie wtedy, gdy bezpieczne będzie wykonanie podfazy  $L_w$  (lądowanie wg wskazań

na mieć właściwe kwalifikacje i stan psychofizyczny, nie może powstać kolizja z innymi obiektami w przestrzeni powietrznej, na samolocie nie mogą się znajdować niebezpieczne dla samolotu i ludzi przedmioty mogące uszkodzić lub zniszczyć samolot w czasie lądowania, muszą też być przychylne warunki atmosferyczne (odpowiedni paup chmur, brak niebezpiecznych turbulencji, oblodzenia itp.). Wymienione wyżej czynniki muszą być spełnione jednocześnie (w zdaniu sformułowanym powyżej należy pomiędzy czynnikami stawiać spójnik „i”). Wystarczy aby jeden z nich nie był spełniony, a prawdopodobieństwo wypadku lotniczego  $Q(L)$  znacznie wzrośnie. Oznaczając wszystkie możliwe czynniki wpływające na bezpieczne lądowanie jako  $j = 1, 2, \dots, I$  można napisać:

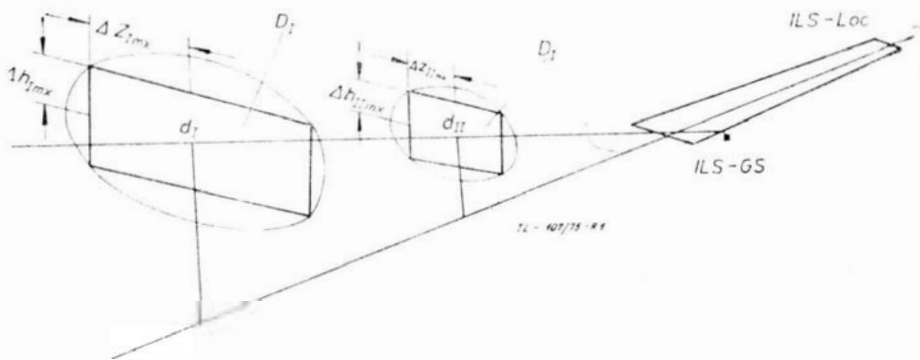
$$R(L) = \prod_{j=1}^I R_{L_j} \quad (5)$$

W celu uproszczenia analizy założymy, że wszystkie czynniki — poza niezawodnością i dokładnością naziemnych i pokładowych urządzeń ILS oraz pokładowego SAS — są niezawodne, sprawne i przychylne z prawdopodobieństwem równym jedności. Wtedy prawdopodobieństwa  $R(L_p)$  i  $R(L_w)$  ze wzoru (4) przyjmą postać:

$$R(L_p) = R(L_{p_1}) \cdot R(L_{p_2}) \quad (6)$$

$$R(L_w) = R(W)$$

gdzie:  $R(L_{p_1})$  — prawdopodobieństwo bezawaryjnej pracy systemu ILS (ziemia-pokład) oraz SAS (niezawodność systemu);  $R(L_{p_2})$  — prawdopodobieństwo

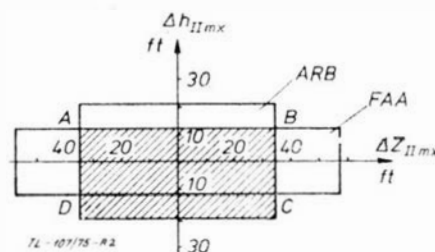


Rys. 1. Obszary dopuszczalnych odchylenia lądującego samolotu od geometrycznych osi ILS

przyrządów) i podfazy  $L_w$  (lądowanie wizualne):

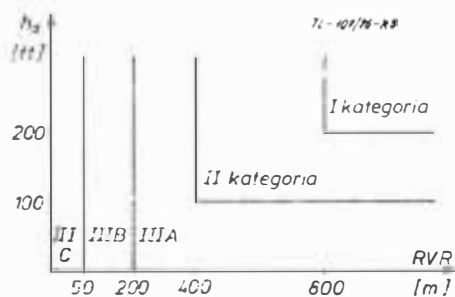
$$R(L) = R(L_p) \cdot R(L_w). \quad (4)$$

Prawdopodobieństwo bezpiecznego lądowania ( $R(L)$ ) zależy od wielu czynników. Musi być niezawodny samolot i jego urządzenia, instalacje oraz systemy (silniki, podwozie, klapy, pokładowe odbiorniki ILS itp.), muszą być sprawne urządzenia naziemne (urządzenia do lądowania ILS, światła podejścia, pas do lądowania i jego oświetlenie itp.), załoga powin-



Rys. 2. Wymagania ARB (obecnie CAA) oraz FAA dotyczące obszarów dopuszczalnych odchylenia  $z_{mx}$  i  $h_{mx}$  lądującego samolotu w II kategorii operacyjnej





Rys. 3. Kategorie operacyjnych minimów do lądowania wg ICAO

stwo, że samolot przy niezawodnych systemach trafi w obszar D (dokładność systemów);  $R(W)$  — prawdopodobieństwo zaobserwowania dostatecznej liczby naziemnych punktów orientacyjnych przed osiągnięciem  $h_d$ , w celu dokładnego określenia pozycji samolotu względem lotniska.

Na podstawie równań (4) i (6) można napisać:

$$R(L)^* = R(L_{p_1}) \cdot R(L_{p_2}) \cdot R(W) \quad (7)$$

przy czym  $R(L)^*$  oznacza prawdopodobieństwo bezpiecznego lądowania po przyjęciu upraszczających założeń.

Jeżeli w czasie podejścia do lądowania (podfaza  $L_{p_1}$ ) nastąpi awaria systemów (ILS, SAS lub obu) lub samolot wskutek niedokładności systemów nie znajdzie się w obszarze D, a przed osiągnięciem  $h_d$  załoga nie zaobserwuje dostatecznej liczby punktów orientacyjnych (światła podejścia), to takie podejście do lądowania będzie nieudane i załoga z chwilą osiągnięcia  $h_d$  powinna rozpocząć manewr przejścia na drugi krąg. Oznaczając te zdarzenia jako:

$$Q(L_{p_1}) = 1 - R(L_{p_1}) \quad (8)$$

$$Q(L_{p_2}) = 1 - R(L_{p_2})$$

$$Q(W) = 1 - R(W)$$

a zdarzenia przeciwne jako:

$$R(L_{p_1}) = 1 - Q(L_{p_1})$$

$$R(L_{p_2}) = 1 - Q(L_{p_2}) \quad (8a)$$

$$R(W) = 1 - Q(W)$$

po podstawieniu wzorów (8a) do równania:

$$Q(L)^* = 1 - R(L)^* \quad (9)$$

i przy uwzględnieniu wzoru (7) oraz po prostych przekształceniach z pominięciem drugorzędnych wielkości (iloczyn prawdopodobieństw) można określić prawdopodobieństwo przejścia samolotu na drugi krąg:

$$P(L)^{pdk} = Q(L)^* \cdot Q(L_{p_1}) + Q(L_{p_2}) + Q(W) \quad (10)$$

Wzór ten można sformułować zdaniem: zdarzenie przejścia na drugi

krąg z prawdopodobieństwem  $P(L)^{pdk}$  zajdzie wtedy, gdy urządzenia systemów ILS i SAS będą zawodne, lub gdy będą niedokładne, lub gdy nie zostanie zaobserwowana dostateczna liczba naziemnych punktów orientacyjnych w celu oceny położenia samolotu.

Według przepisów amerykańskich, angielskich i radzieckich dla systemów lądowania II kategorii operacyjnej  $P(L)^{pdk} \leq 0,05$ , co oznacza, że system powinien być taki, aby przejście lądującego samolotu na drugi krąg zachodziło nie częściej niż średnio 1 raz na 20 podejść do lądowania [1], [5].

### Uwagi o wypadkach lotniczych przy lądowaniu

Według Zarządzenia Ministra Komunikacji z dnia 24.VI.1984 r. *wypadkiem lotniczym jest wydarzenie, które powstało w związku z używaniem statku powietrznego w czasie od chwili, gdy choćby jedna osoba weszła na jego pokład z zamiarem odbycia lotu, do chwili opuszczenia przez ostatnią osobę pokładu statku i które spowodowało śmierć albo ciężkie uszkodzenie ciała człowieka, albo zniszczenie lub poważne uszkodzenie statku powietrznego.*

*Poważnym uszkodzeniem statku powietrznego jest uszkodzenie, które nie może być usunięte w drodze naprawy bieżącej albo przez wymianę uszkodzonego elementu lub zespołu statku powietrznego bez potrzeby przeprowadzania próbnego lotu doświadczonego wymaganego dla stwierdzenia ważności świadectwa sprawności technicznej (świadectwo oględzin).*

sprzętu. Jeżeli po wypadku lotniczym samolot nie będzie zdolny do naprawy — wtedy będzie to awaria ze zniszczeniem sprzętu. Katastrofy są to wypadki lotnicze, w których są ofiary w ludziach (zabici, ranni). Jeżeli w czasie lotu nastąpiło uszkodzenie sprzętu, a lot został zakończony bezawaryjnie, to takie wydarzenie lotnicze nazywa się przesłanką do wypadku lotniczego.

Inni autorzy [1] dopuszczają do definiowania wypadku lotniczego przy lądowaniu zdarzenia, w których samolot podczas lub po przyziemieniu znajduje się poza granicami drogi do lądowania.

W tym opracowaniu dla uzasadnienia dalszych uwag przyjęta jest definicja wypadku lotniczego wg [3]. Według BCAR część D dział D1 pkt 5.3.4.: *katastrofalny efekt, jest to efekt, który daje w rezultacie utratę samolotu i (lub) ofiary śmiertelne.* Jest to c) prawda pewnym zawężeniem pojęć podanych we wzorach (2) i (3), tym niemniej posługiwanie się definicją brytyjską jest celowe, ponieważ w przepisach i normach krajów o rozwiniętej technice lotniczej istnieją ilościowe kryteria prawdopodobieństwa wypadku lotniczego.

W wyniku analiz statystycznych przeprowadzonych przez CAA (Civil Aviation Authority — dawniej Air Registration Board — Brytyjski Cywilny Zarząd Lotnictwa) w ciągu 10 lat ustalono, że prawdopodobieństwo katastrofy (katastrofalnego efektu) przy lądowaniu wynosi:

$$P(L)^{kat} \approx 0,65 \cdot 10^{-6}$$

Po rozpatrzeniu wymagań dotyczących automatycznego lądowania, ARB

TABLICA 1. Prawdopodobieństwo zdarzeń losowych niebezpiecznych dla lotu samolotu komunikacyjnego w ICAO

I.p.	Określenie jakościowe	Określenie ilościowe	Przykłady zastosowań
1	prawdopodobieństwo umiarkowane	$10^{-5} \leq P(t) < 10^{-3}$	prawdopodobieństwo awarii silnika w czasie lotu na samolocie komunikacyjnym
2	prawdopodobieństwo bardzo małe	$10^{-7} \leq P(t) < 10^{-5}$	prawdopodobieństwo awarii dwóch silników w czasie lotu na samolocie komunikacyjnym
3	prawdopodobieństwo niezwykle małe	$P(t) < 10^{-7}$	prawdopodobieństwo urwania skrzydła samolotu komunikacyjnego w czasie lotu wskutek niezwykle gwałtownej turbulencji

Definicje te ważne są dla całego lotu. Dla fazy lądowania należałoby wszędzie, gdzie jest to właściwe, dodawać słowa: *podczas lądowania.*

Powyższe określenia nie wydają się być precyzyjne; dyskusowanie tu jednak tego zagadnienia wykracza poza ramy tego opracowania.

Spotyka się w literaturze rozmaite definicje wypadku lotniczego. Dla przykładu wymienimy tu [11], wg którego wypadki lotnicze można podzielić na awarie i katastrofy. Awarie są to wypadki lotnicze, w których nie ma ofiar w ludziach (pasażerowie, załoga, osoby postronne), następują tylko uszkodzenia względnie zniszczenia sprzętu. Samolot może po wypadku lotniczym wymagać naprawy — wtedy będzie to awaria z uszkodzeniem

(obecnie CAA) zaproponowało na konferencjach ICAO, aby:

$$P(L)^{kat} \leq 10^{-7} \quad (11)$$

przy czym przy projektowaniu systemów lądowania II i III kategorii operacyjnej należy dążyć do tego, aby:

$$P(L)^{kat} \leq 10^{-8}$$

Probabilistyczne definicje zdarzeń losowych niebezpiecznych dla lotów samolotu komunikacyjnego znalazły się w przepisach i normach wielu państw. Dla przykładu wymienimy tu określenia ICAO [7] (tab. 1) oraz definicje [3] brytyjskie i francuskie (tab. 2). Według tych określeń i przepisów katastrofa przy lądowaniu nie może

mieć większego prawdopodobieństwa niż prawdopodobieństwo niezwykle małe (lp. 3 w tabl. 1 i lp. 4 w tabl. 2). Jest to kryterium, na podstawie którego projektuje się systemy lądowania, oblicza niezawodność urządzeń i systemów, wyposaża się samoloty w odpowiednie urządzenia, ocenia się przydatność lotniska itp. Kryterium powyższe może również być pomocne przy ustalaniu wymogów dla personelu latającego oraz przy opracowywaniu lotniczych problemów ergonomicznych. Tak jest w krajach o rozwiniętej technice lotniczej. Niestety

Wynika to bezpośrednio ze wzoru (12). Jest to zatem ilościowa ocena prawdopodobieństwa bezpiecznego lądowania samolotu komunikacyjnego przy upraszczających założeniach.

● W opracowaniu tym przyjęto, że lądowanie samolotu komunikacyjnego wykonywane jest przy wykorzystaniu systemu ILS. Do lądowania wykorzystywane mogą być również inne systemy: GCA, dwuradiolatarniowy, VOR, naziemno-goniometryczny. Systemy te są jednak dla potrzeb lądowania

stemie II kategorii stosowane są co najmniej zdublowane urządzenia ILS:

— nie ma w dokumencie wymagań niezawodnościowych dla urządzeń i systemów II kategorii lądowania (co jest sprzeczne z podstawowymi kryteriami II kategorii lądowania stosowanymi w lotnictwie światowym);

— brak jest dokładnych wymagań dotyczących kwalifikacji personelu latającego.

Jeżeli przepisy te mają być stosowane w naszym kraju, to wydaje się konieczne przerehabilitowanie ich z uwzględnieniem uwag strony polskiej.

● Z treści opracowania można wywnioskować jak ważnym parametrem jest wysokość decyzyjna. Jak wynika z praktyki polskiego lotnictwa komunikacyjnego, zdarzają się przypadki lądowania poniżej dopuszczalnych minimumów ( $h_d$  i RVR) dla danego typu samolotu i lotniska. Takie postępowanie jest niedopuszczalne. Pasażer wsiadający do samolotu zakłada, że wyląduje na lotnisku docelowym z ryzykiem nie większym niż jest to przyjęte w światowym lotnictwie, tzn. z ryzykiem, jak to jest podane we wzorze (11). Pilot lądujący poniżej ustalonych minimumów zwiększa znacznie to ryzyko, co nie powinno przynosić mu chwały po szczęśliwym lądowaniu.

● Wobec tego, że nieuniknione jest wprowadzenie w Polsce II, a potem III operacyjnej kategorii lądowania, celowe jest wcześniejsze prowadzenie prac badawczych mających na celu maksymalizację bezpieczeństwa lotów.

**TABLICA 2. Prawdopodobieństwo zdarzeń losowych niebezpiecznych dla lotu samolotu komunikacyjnego wg przepisów brytyjskich i francuskich**

Lp.	Określenie jakościowe prawdopodob. zdarzeń los.	Określenie ilościowe na 1 h lotu	Eksploatacyjna klasyfikacja zdarzeń losowych
1	częste	$10^{-3} < P(t)$	zdarzenia, które mogą często zachodzić w okresie użytkowania każdego samolotu danego typu
2	umiarkowane	$10^{-5} \leq P(t) \leq 10^{-3}$	zdarzenia, które bardzo rzadko zachodzą w czasie pojedynczych akcji każdego samolotu danego typu, ale mogą zachodzić podczas całkowitego okresu użytkowania każdego samolotu danego typu
3	bardzo małe	$10^{-7} \leq P(t) < 10^{-5}$	zdarzenia, które zachodzą bardzo rzadko podczas całkowitego okresu użytkowania każdego samolotu danego typu, ale mogą zachodzić przy rozpatrywaniu całkowitego okresu użytkowania zbioru samolotów danego typu
4	nierzwykłe małe	$P(t) < 10^{-7}$	zdarzenia, które bardzo rzadko zachodzą przy rozpatrywaniu całkowitego okresu użytkowania zbioru samolotów danego typu, ale których zajście należy przewidywać
5	nieprawdopodobne	$P(t) \ll 10^{-7}$	zdarzenia losowe o tak małym prawdopodobieństwie, że zajście takiego zdarzenia nie może być brane pod uwagę

w Polsce prace nad zagadnieniami będącymi tematem tego opracowania nie są jak dotąd prowadzone.

### Wnioski

Wzór (7) określa prawdopodobieństwo bezpiecznego lądowania, a wzór (10) — prawdopodobieństwo przejścia samolotu na drugi krąg. We wzorach tych występują wielkości, które decydują (przy przyjętych założeniach) o bezpiecznym lądowaniu. Przyjmując wg przepisów radzieckich i zachodnich, że prawdopodobieństwo przejścia na drugi krąg

$$P(L)_{pdk} \leq 0,05$$

oraz zakładając przykładowo [1], co wydaje się być sprawą wymagającą wnikliwszej analizy, że:

$$Q(L_{p_1}) \approx Q(L_{p_2}) \approx Q(W) \approx \frac{1}{60} \quad (12)$$

to na tej podstawie (przy przyjęciu tego upraszczającego założenia) otrzymamy wartości prawdopodobieństw decydujących o udanym lądowaniu. Wg przepisów radzieckich [1] dopuszczalne jest, aby przejścia na drugi krąg w trudnych warunkach atmosferycznych spowodowane systemami lądowania (urządzeniami naziemnymi i pokładowymi) zachodziły nie częściej niż średnio jeden raz na 30 podejść.

wania mniej dokładne i nieperspektywiczne. Mało tego, obecnie użytkowany powszechnie system ILS ma również wiele wad; stąd też prowadzone są intensywne prace nad mikrofalowym systemem lądowania. System ten jednak, wobec bardzo powszechnego użytkowania dotychczasowego systemu ILS, będzie miał w najbliższych latach ograniczone zastosowanie.

● W 1973 r. zostały w Pradze przez Komisję Transportową RWPG ustalone Przepisy Minimum do Lądowania II i III Kategorii [10]. Dokument ten ma wiele wad, które zostały przez stronę polską zgłoszone na X Jubileuszowej Konferencji Dyrektorów Przedsiębiorstw Lotniczych. Konferencja ta odbyła się w kwietniu br. w Bielsku-Białej. Z głównych usterek tego dokumentu należy wymienić:

— nie jest wyraźnie zaznaczona konieczność kompleksowego traktowania systemu lądowania;

— z wymagań zawartych w tych przepisach nie wynika, że należy określać eksploatacyjną niezawodność systemów, a to przecież decyduje o bezpieczeństwie lądowania;

— do lądowania w II kategorii wystarczają pojedyncze nadajniki i odbiorniki pokładowe ILS-Loc i ILS-GS, co jest błędne, bowiem w sy-

### LITERATURA

1. S. E. BIELOGORODSKIJ.: Awtomatizacja uprawlenija posadkoj samoleta. Moskwa 1972 Izd. Transport.
2. J. W. BLANCHARD: Decision Height and RVR Minima. *The Journal of the Institute of Navigation* [21] 1968 No 2.
3. Brytyjskie przepisy zdadności sprzętu lotniczego. Część D. Wyd. 12, 30.08.1974.
4. A. BUSSELT: Flugführungssysteme für automatische Landungen: Sicherheit durch Redundanz. *Flugrevue* 1974 nr 3.
5. D. J. MAYES: Autolandung and Safety. *The Journal of the Institute of Navigation* [21] 1968 No 2.
6. I. A. MICHAŁEW i inni: Sistiemy awtomatycznego i direktornogo uprawlenija samoletom. Moskwa 1974 Izd. Maszynostrojenije.
7. OACI, Circulaire: 5 — AN/65, Methode Acceptable de Conformité Provisoire — Qualités de Vol des Avion. Montréal 1965.
8. OACI, Manuel sur la Verification des Aides Radio à la Navigation Vol. II — Systeme d'atterrissage aux instruments (ILS). Montréal 1972.
9. OACI, Télécommunications Aéronautiques. Annexe 10 Vol. I. Montréal 1972.
10. SEW Postojannaja Kommissija po Transportu. Normy na ustanowlenije posadocznego minimuma II i IIIA kategorii. Praga 1973.
11. P. A. SOŁOMONOW: Nadeżnost planierca samoleta. Moskwa 1974 Izd. Maszynostrojenije.

## Porty lotnicze dnia jutrzejszego • Część II

Mgr inż. JAN SMOLEŃSKI

**Zakończenie cyklu „Porty lotnicze w nowoczesnym świecie” (wg książki J. Blocka pt. „Porty lotnicze i ich środowisko”) charakteryzuje przewidywane kierunki rozwoju portów lotniczych. Zawiera również opinię autora książki dotyczącą aktualności tych przewidywań wobec kryzysu energetycznego.**

Wydaje się, że niezależnie od tego, jaka szkoła zatriumfuje, wielkie klasyczne porty lotnicze będą dążyć do rozwiązania polegającego na budowie kilku dworców lotniczych i to w taki sposób, aby każdy z nich miał rozmiary wygodne dla człowieka. Odległości pomiędzy samochodem a samolotem muszą być utrzymane w granicach rozsądku, a problem transportu pomiędzy dworcami rozwiązany przy użyciu już obecnie stosowanych środków, analogicznych np. do tych, jakie stosuje się w rozwiązaniach — dworzec matka — satelita.

Jest to rozsądny kompromis pomiędzy zbyt dużą koncentracją a zbyt dużą dekoncentracją, które proponują rozwiązania krańcowe.

Ciekawą próbą zastosowania systemu zcentralizowanego przy przylocie, a zdecentralizowanego przy odlocie jest obecnie (1974 r.) projektowany przez Aeroport de Paris nowy dworzec w porcie lotniczym Charles de Gaulle.

Należy sądzić, że duże porty lotnicze będą przystosowywać się do przyjmowania wzrastającej masy pasażerskiej raczej przez budowę nowych dworców niż przez rozbudowę istniejących.

Dworce lotnicze STOL-Portów i VTOL-Portów będą usytuowane najczęściej wprost na polu wzlotów jako budowle podziemne lub w superstrukturze, co stanie się koniecznością z powodu braku wolnego terenu. Dworce towarowe będą modernizować się w sposób podobny do dworców pasażerskich, upraszczając swoje funkcje. Należy spodziewać się, że niektóre czynności dotychczas wykonywane w dworcach towarowych, jak grupowanie towarów, ich składowanie, formalności celne mogą być przeniesione nawet poza teren portu.

### Funkcjonowanie portów lotniczych

Niezależnie od typu, przyszłe dworce lotnicze będą musiały w sposób zdecydowany uprościć swe funkcje. Będzie to możliwe dzięki pełnemu zastosowaniu informatyki i automatyzacji przy takich czynnościach, jak

sprzedaż biletów, rezerwacja miejsc, rejestracja, informacja i formalności graniczne. Pasażer będzie mógł przybyć na dworzec w ostatnich minutach przed odlotem samolotu, a mimo to punktualność startu nie zostanie zachwiana.

Problem bagaży jest trudniejszy z uwagi na złożoność mechanizmów niezbędnych do szybkiego załadowania, wyładowania, manipulowania i sortowania wielkich ilości walizek. Problem ten nie będzie mógł być rozwiązany w sposób zadowalający dopóki nie pozwole się pasażerom zatrzymywać bagażu ze sobą, tak jak to ma miejsce w pociągach. Przewoźnicy powietrzni i konstruktorzy samolotów wyczuwają wagę tego problemu i czynią wysiłki, aby rozwiązanie to stało się możliwe. Dla pasażerów, którzy nie chcą chcieć korzystać z tych udogodnień (np. ze względu na wielkość czy wagę posiadanego bagażu) należałoby uruchomić punkty oddawania bagażu w dworcach miejskich oraz upowszechnić urządzenie *drive in*, pozwalające na uzyskanie informacji, dokonanie rejestracji i oddanie walizek bezpośrednio na podjeździe przed dworcem, a nie dopiero po zaparkowaniu samochodu.

Samoloty będą musiały skrócić czas postoju w porcie lotniczym zarówno ze względu na konieczność poprawy rentowności, przyspieszenie usług, jak i na potrzebę nieblokowania stanowisk postojowych. Będą one prawdopodobnie ustawione jak pociągi wzdłuż równoległych peronów, do których będą skierowane poszczególne palce i rękawy dworców. Na stanowiska te samoloty będą wchodzić i schodzić po linii prostej przy pomocy własnych silników.

Cały problem pracy administracji portu będzie polegał na tym, by zapobiegać zakłóceniom w potokach pasażerów i bagażu, w ruchu samolotów i pojazdów. Zintegrowane, zautomatyzowane kierowanie pracą portu pozwoli na pełną kontrolę tych potoków. Eksploatacja portów lotniczych będzie wymagać zatem ścisłej kooperacji wszystkich zainteresowanych, a więc przewoźników lotniczych, administracji i innych przedsiębiorstw świadczących usługi. Stosunki pomiędzy zarządem portu lotniczego a jego klientami i użytkownikami ulegną poważnym zmianom.

### Nowa rola portu lotniczego

Główną rolą portu lotniczego będzie czuwanie nad interesem ogółu i nad

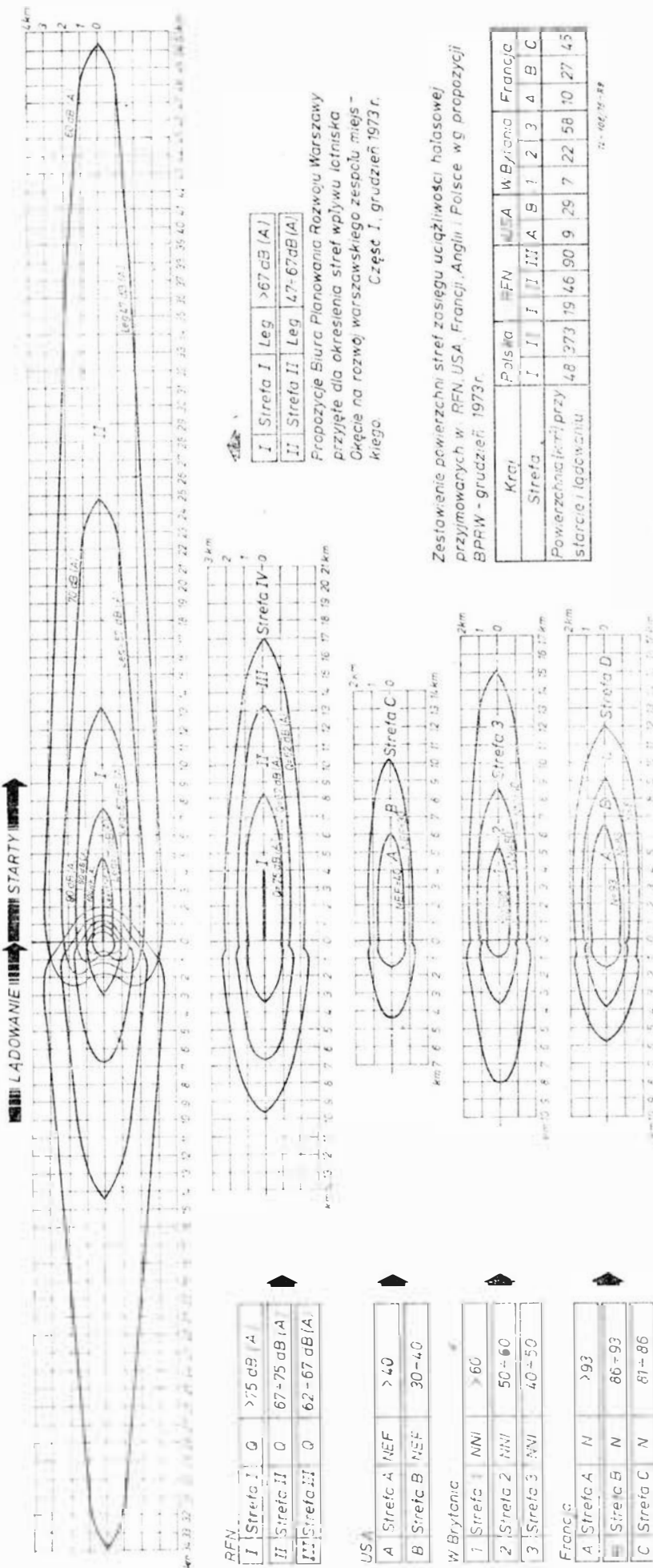
równością w traktowaniu wszystkich. Jego działanie będzie polegało przede wszystkim na inicjowaniu. Może to być wprowadzenie zróżnicowanych taryf, np. taryf ulgowych w godzinach poza szczytem, taryf podwyższonych dla samolotów zbyt głośnych lub dla samolotów spóźniających się. Może to być organizacja wzajemnych usług po cenach obniżonych (np. używanie systemów informatyki, udostępnianie sprzętu lotniskowego, ustalanie rozkładów lotów itp.).

Poprzednio port lotniczy właściwie sam decydował o koncepcji dworca, o jego funkcjonalności i sposobie eksploatacji. Obecnie sytuacja uległa zmianie. Biorąc pod uwagę, że koszty infrastruktury wpływają na koszty transportu i pośrednio obciążają przewoźników lotniczych, a od rozwiązań projektowych stosowanych w porcie zależy między innymi czas przebywania w nim samolotu — przewoźnicy ci, niejednokrotnie potężne towarzystwa lotnicze, coraz częściej i coraz głębiej interesują się problematyką projektowania portów i dworców lotniczych. W niektórych przypadkach porty lotnicze ulegają naciskowi towarzystw lotniczych dostosowując politykę portu wyłącznie do ich potrzeb.

Port lotniczy musi pamiętać jednak o problemach środowiska, o działaniu określonymi ramami ekonomicznymi, o zespoleniu się z obsługiwany miastem, o wspólnych interesach w ramach danego regionu. Stąd przed portem lotniczym wyraźnie rysuje się rola arbitra reprezentującego ogólny interes społeczny. Prot lotniczy jest elementem składowym wielu systemów i nie może być opanowany wyłącznie przez jeden z tych systemów, lecz musi prowadzić politykę równowagi.

Porty lotnicze ulegną poważnej modernizacji. Charakterystyczne obecnie tendencje do gigantyzmu muszą ulec zahamowaniu, gdyż zbyt duża koncentracja wywołuje nierozwiązywalne problemy w związku z zajmowaniem olbrzymich przestrzeni w powietrzu i na ziemi, powodowaniem hałasów, trudnościami dojazdów, wąskich gardeł itp. Wszystkie te problemy mogą być rozwiązane przez dekoncentrację, która stanie się możliwa dzięki wejściu do eksploatacji samolotów STOL i VTOL użytkujących małe lotniska, łatwiejsze do usytuowania w strefie zurbanizowanej, bliższe klientom, znacznie mniej hałaśliwe i mniej zatłoczone.

Obecne porty lotnicze podzielą los zwierząt prehistorycznych, które stały się ofiarą własnych rozmiarów i



Rys. 9. Zasięg stref możliwości hałasowej lotniska wg poziomu dopuszczalnego dla samolotu 150 T (A.16 ICAO)

musiały ustąpić miejsca zwierzętom mniejszym, bardziej rozwiniętym i lepiej przystosowanym do środowiska.

### Uwagi końcowe

W połowie marca 1975 r. Jacques Block, autor książki pt. *Porty lotnicze i ich środowisko*, przebywał w Polsce na zaproszenie Biura Studiów i Projektów Lotnictwa Cywilnego.

W trakcie rozmów prowadzonych z inż. J. Blockiem poruszyłem sprawę wpływu kryzysu energetycznego na tendencje rozwojowe portów lotniczych i zadałem pytanie, czy jego dzisiejsze poglądy pokrywają się z poglądami wyrażonymi w książce *Porty lotnicze i ich środowisko* wydanej w roku 1971.

Inż. J. Block odpowiedział, że ogólnie biorąc obecnie nie jest już takim optymistą, jakim był cztery, pięć lat temu. Kryzys energetyczny, a szczególnie kryzys paliwowy wywarły hamujący wpływ na trendy rozwojowe przewozów lotniczych i zmieniły kierunki myśli konstrukcyjnej w produkcji statków powietrznych. W konsekwencji tendencje rozwojowe portów lotniczych uległy zahamowaniu i z tym należy się poważnie liczyć.

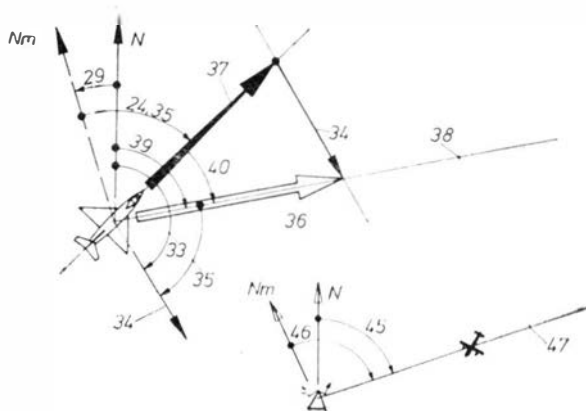
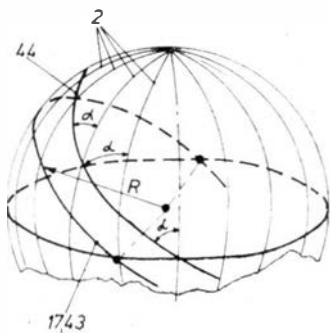
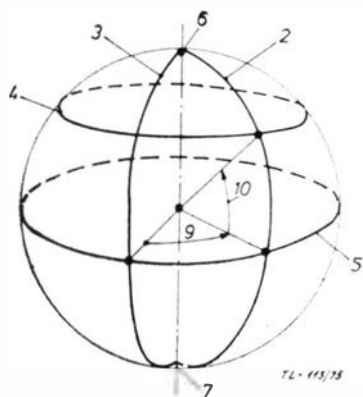
Po pierwsze wskaźnik rocznego wzrostu przewozów pasażerskich przyjęty przez niego na około 14% obecnie w warunkach francuskich należałoby określić na 10%.

Po drugie z uwagi na kryzys paliwowy przemysł lotniczy konstruuje przede wszystkim takie statki powietrzne, które zużywają możliwie najmniej paliwa na pasażerokilometr, stąd tendencja do produkcji aerobusów — samolotów o wielkiej pojemności. Wiąże się z tym pewne opóźnienie w projektowaniu i produkowaniu samolotów niekonwencjonalnych i to zarówno szybkich samolotów nadźwiękowych, jak i samolotów STOL.

Walka z hałasem lotniczym; i to zarówno poprzez zabiegi zmniejszające hałas u źródła, jak i przez stosowanie odpowiednich procedur antyhałasowych czy zabiegi przeciwhałasowe na samym lotnisku, łączy się z poważnymi wydatkami linii lotniczych, producentów statków powietrznych i zarządów portów. Ponieważ rentowność tych przedsiębiorstw w wyniku kryzysu paliwowego znacznie zmalała, wiele portów lotniczych (między innymi Aeroport de Paris) wprowadziło dodatkową opłatę od pasażerów przeznaczoną na zabiegi w ramach ochrony środowiska.

Przy okazji zamieszczam znamienny rysunek zasięgu stref uciążliwości hałasowej, nieco skorygowany w stosunku do podanego uprzednio.

Zdaniem inż. J. Blocka zahamowanie rozwoju transportu lotniczego wywołane przez kryzys paliwowy jest sytuacją przejściową i tendencje rozwojowe portów lotniczych przedstawione w jego książce są nadal aktualne, nastąpi tylko pewne opóźnienie w ich realizacji. Jak wielkie — trudno to dzisiaj określić.



**NAWIGACJA LOTNICZA**

- 1 — siatka (współrzędnych)
- 2 — południk
- 3 — południk zerowy
- 4 — równoleżnik
- 5 — równik
- 6 — biegun północny
- 7 — biegun południowy
- 8 — współrzędne (geograficzne)
- 9 — długość (geograficzna)
- 10 — szerokość (geograficzna)
- 11 — północ
- 12 — wschód
- 13 — południe
- 14 — zachód
- 15 — mapa
- 16 — podziałka
- 17 — wielkie koło
- 18 — orientacja wzorokowa, nawigacja wizualna
- 19 — nawigacja obliczeniowa
- 20 — radionawigacja
- 1 — określenie pozycji
- 22 — określenie kierunku, namierzenie
- 23 — pozycja
- 24 — kurs
- 25 — k. geograficzny
- 26 — k. magnetyczny
- 27 — k. busoli
- 28 — magnetyzm ziemski
- 29 — deklinacja
- 30 — dewiacja
- 31 — kompensacja dewiacji
- 32 — (oddziaływanie wiatru)
- 33 — kierunek wiatru
- 34 — prędkość wiatru
- 35 — kat wiatru
- 36 — prędkość podróżna
- 37 — prędkość powietrzna rzeczywiста
- 38 — trasa, linia drogi
- 39 — kat drogi
- 40 — znoszenie, kat znoszenia
- 41 — błąd kursu
- 42 — nawigacyjny trójkąt prędkości
- 43 — ortodroma
- 44 — loksodroma
- 45 — azymut
- 46 — namiar
- 47 — linia pozycyjna
- 48 — boczne odchylenie
- 49 — suwak nawigacyjny

K.D.

**AIR NAVIGATION**

- 1 — grid, map graticule
- 2 — meridian
- 3 — prime meridian, zero meridian
- 4 — parallel
- 5 — equator
- 6 — north pole
- 7 — south pole
- 8 — coordinates
- 9 — longitude
- 10 — latitude
- 11 — north
- 12 — east
- 13 — south
- 14 — west
- 15 — chart, map
- 16 — scale
- 17 — great circle
- 18 — map reading
- 19 — dead reckoning
- 20 — radio navigation
- 21 — position determining
- 22 — direction finding
- 23 — fix
- 24 — heading
- 25 — true heading
- 26 — magnetic h.
- 27 — compass h.
- 28 — terrestrial magnetism
- 29 — variation
- 30 — deviation
- 31 — compass swing(ing)
- 32 — wind effect
- 33 — wind direction
- 34 — wind velocity
- 35 — wind angle
- 36 — ground speed
- 37 — true airspeed
- 38 — track
- 39 — course, bearing, track angle
- 40 — drift (angle)
- 41 — heading error
- 42 — wind triangle
- 43 — great circle course
- 44 — rhumb line
- 45 — azimuth
- 46 — bearing
- 47 — line of position
- 48 — cross track angle
- 49 — (navigation) calculator, computer

K.D.

**DIE LUFTHAFTNAVIGATION**

- 1 — das Kartennetz
- 2 — der Meridian, der Längenkreis
- 3 — der Nullmeridian
- 4 — der Parallelkreis, der Breitenkreis
- 5 — der Äquator
- 6 — der Nordpol
- 7 — der Südpol
- 8 — die Erdkoordinaten, das Koordinatensystem
- 9 — die (geographische) Längen
- 10 — die (geographische) Breite
- 11 — der Nord(en)
- 12 — der Ost(en)
- 13 — der Süd(en)
- 14 — der West(en)
- 15 — die Karte
- 16 — der Massstab
- 17 — der Grosskreis
- 18 — die Bodennavigation
- 19 — die Koppelnavigation
- 20 — die Funknavigation
- 21 — die Ortsbestimmung, die Ortung
- 22 — die Richtungsbestimmung, die Peilung
- 23 — die Ortslage, der Ort
- 24 — der Kurs
- 25 — der geographischer K., der rechtweisender K.
- 26 — der magnetischer K., der missweisender K.
- 27 — der Kompasskurs
- 28 — der Erdmagnetismus
- 29 — die (magnetische) Missweisung, die Deklination
- 30 — die Deviation
- 31 — das Kompensieren
- 32 — der Windeinfluss
- 33 — die Windrichtung
- 34 — die Windgeschwindigkeit
- 35 — der Windwinkel
- 36 — die wahre Eigengeschwindigkeit
- 37 — die Grundgeschwindigkeit
- 38 — der Flugweg (über Grund), die Flugstrecke
- 39 — der Wegwinkel
- 40 — die Abtrift, der Luvwinkel
- 41 — die Kursabweichung
- 42 — das Kursdreieck, das Winddreieck
- 43 — der Grosskreiskurs, die Orthodrome
- 44 — die Kursgleiche, die Loxodrome
- 45 — der Azimut
- 46 — die Peilung
- 47 — die Standlinie
- 48 — die Seitenablenkung, die Seitenabweichung
- 49 — der Navigationsrechner, der Windrechner

K.D.

**САМОЛЕТОВОЖДЕНИЕ, АЭРОНАВИГАЦИЯ**

- 1 — картографическая сетка, координатная с.
- 2 — меридиан
- 3 — начальный м., м. Гринвича
- 4 — (географическая) параллель
- 5 — экватор
- 6 — северный полюс
- 7 — южный полюс
- 8 — (географические) координаты система координат
- 9 — (географическая) долгота
- 10 — (географическая) широта
- 11 — север
- 12 — восток
- 13 — юг
- 14 — запад
- 15 — карта
- 16 — масштаб
- 17 — большой круг
- 18 — визуальное самолетовождение
- 19 — счисление пути
- 20 — радионавигация
- 21 — определение места, ориентировка
- 22 — определение направления, пеленгация
- 23 — местоположение
- 24 — курс
- 25 — истинный к.
- 26 — магнитный к.
- 27 — компасный к.
- 28 — земной магнетизм
- 29 — магнитное склонение
- 30 — девиация
- 31 — устранение девиации
- 32 — влияние ветра
- 33 — направление в.
- 34 — скорость в.
- 35 — угол в.
- 36 — (истинная) воздушная скорость
- 37 — пугевая скорость
- 38 — маршрут, трасса, линия пути
- 39 — путевой угол
- 40 — спос, угол сноса
- 41 — отклонение от курса
- 42 — навигационный треугольник скоростей
- 43 — ортодромия
- 44 — локсодромия
- 45 — азимут
- 46 — пеленг
- 47 — линия положения
- 48 — боковое уклонение
- 49 — навигационная линейка

K.D.

WCT/203/K/71

# Radzieckie centrum kierowania lotami kosmicznymi

Przedstawiono techniczno-organizacyjną stronę kierowania lotami radzieckich statków kosmicznych.

W Związku Radzieckim 12.IV obchodzony jest Dzień Kosmonautyki. W związku z tym świętem w tegorocznym kwietniowym numerze radzieckiego *Radio* ukazał się artykuł, w którym po raz pierwszy podane zostały niektóre szczegóły dotyczące techniczno-organizacyjnej strony sterowania lotami kosmicznymi statków radzieckich. System ten był wykorzystywany podczas kierowania tegorocznym lotem zespołowym Sojuz-Apollo. A oto skrót tego artykułu.

Podstawowym warunkiem pomyślnego przebiegu lotu jest posiadanie natychmiastowej i pełnej informacji dotyczącej statku. Postać tej informacji musi być dostosowana do odbioru jej przez człowieka. Te informacje i program lotu są podstawą do podejmowania decyzji dotyczących orientowania i stabilizacji statku w przestrzeni, korygowania orbity, uruchamiania lub zmiany nastaw urządzeń pokładowych, przebiegu eksperymentów. Zbieranie, przetwarzanie, analizę i zobrazowanie wszystkich danych wykonuje zautomatyzowany kompleks środków technicznych ośrodka sterowania lotem.

Struktura tego ośrodka przedstawiona jest na rys. 1. Personel kierujący to główna grupa operacyjna, która organizuje i koordynuje pracę większej liczby specjalistów znajdujących się w innych miejscach: w naziemnych i morskich (statki) stacjach śledzących, ośrodkach obliczeniowych, przy urządzeniach symulacyjnych oraz w zespole poszukiwawczo-ratunkowym. W sali głównej ośrodka, naprzeciw wielkich ekranów, usytuowane są w pięciu rzędach stanowiska robocze personelu kierującego. W dwu pierwszych od ekranów rzędach siedzą specjaliści balistyki, kontroli medyczno-biologicznej, analizy zasadniczych układów statku. W trzecim rzędzie siedzą: zmianowy kierownik lotu i jego zastępcy oraz operator prowadzący rozmowy z załogą, zaś w czwartym zasiadają kierownik lotu i jego trzej zastępcy do spraw: ośrodka kierowania, stacji śledzących i czynności załogi; w piątym osoby odpowiedzialne za pracę ośrodka. Każdy z pracowników znajdujących się w sali ma łączność z innymi specjalistami znajdującymi się w tej sali oraz w pomieszczeniach przyległych.

Wszystkie rodzaje informacji przechodzą do zespołu łączności ośrodka (rys. 2). Odbiorowi obrazów telewizyjnych i danych telemetrycznych towarzyszy ciągła kontrola jakości informacji. Dalej są one przekazywane do środków przetwarzania i zobrazowania przy jednoczesnym ciągłym zapisie na taśmie magnetycznej. Łączność zapewnia kilkaset kanałów tele-

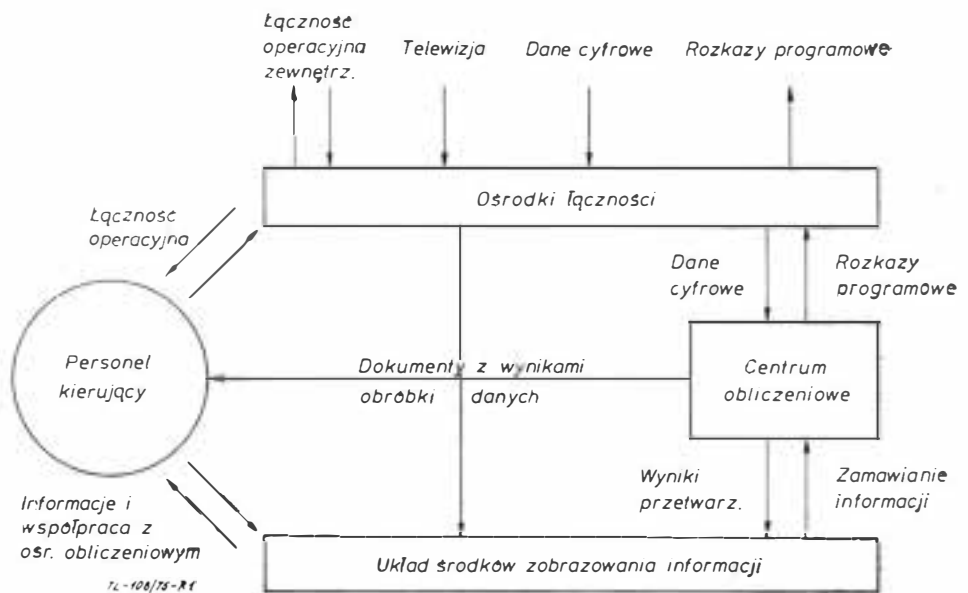
fonicznych i telegraficznych. Część z nich służy do głosowej i dalekopisowej łączności z załogą, z naziemnymi i morskimi stacjami śledzącymi, ośrodkiem obliczeniowym oraz ośrodkiem kontroli lotów w Houston. Wszystkie rozmowy rejestrowane są na taśmie. Pozostałe kanały służą do automatycznej wymiany informacji (w postaci cyfrowej) balistycznych i nawigacyjnych z zewnętrznymi dublującymi służbami obliczeniowymi. Źródłami informacji w postaci cyfrowej napływających bieżąco są: kosmodrom i stacje śledzące. Wysyłane (również w postaci cyfrowej) informacje to rozkazy sterujące dla statku, które przesyłane są do stacji śledzenia wraz z programami i wytycznymi dla pracy tych stacji oraz dane wyjściowe do automatycznego przetwarzania danych telemetrycznych, które stacje przyjmują ze statku. Niezawodność łączności osiągnięto stosując wiele kanałów rezerwowych przechodzących po różnych trasach. Wiarygodność danych zapewniają specjalne środki sprawdzania i wykrywania błędów (przekłamań).

Ze względu na liczbę informacji napływających w czasie każdego seansu łączności musi być dokonana wstępna selekcja i ocena danych. Dla kierowania lotem najistotniejsze są informacje związane z trajektorią i dane telemetryczne dotyczące stanu zasadniczych urządzeń technicznych statku. Pierwsze z nich charakteryzują położenie statku w przestrzeni w funkcji czasu. Strumień tych informacji nie jest duży, ale opracowanie ich jest pracochłonne, a wyniki bardzo liczne (perigeum, apogeum, czas okrążenia Ziemi, kąt nachylenia orbity, prognoza ruchu statku w za-

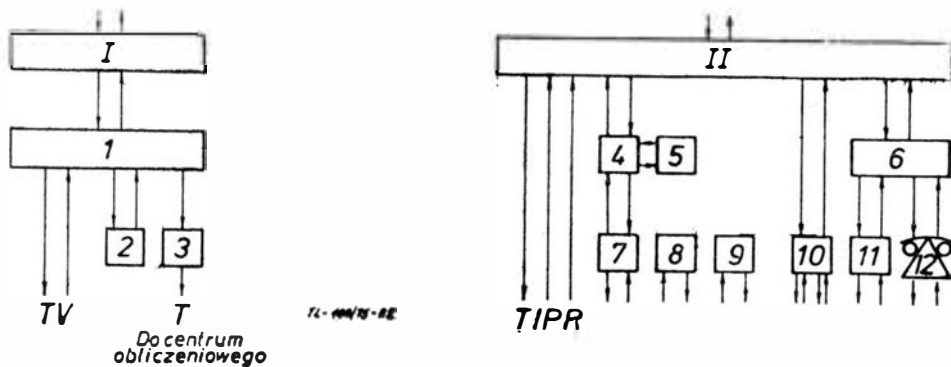
danych okresach czasowych, dane służące do wykonywania manewrów i doświadczeń przy użyciu przyrządów pokładowych, lądowania i wreszcie wskazania dla pracy stacji śledzących).

Strumień informacji telemetrycznych jest duży. Na statku znajdują się dziesiątki systemów, których stan charakteryzowany jest przez setki parametrów mogących przybierać różne wartości. Informacje niepewne muszą być wykryte i odrzucone. Pozostałe służą do wyliczenia wartości mierzonych parametrów, która jest porównywana z wartościami dopuszczalnymi. Parametry muszą być zgrupowane według układów, których dotyczy i wreszcie na ich podstawie dokonane trzeba oceny stanu statku. Rzecz jasna zadanie to wykonuje centrum obliczeniowe (przetwarzania danych) — rys. 3.

Jego podstawą są cztery szybkie elektroniczne maszyny cyfrowe (EMC) zbudowane na bazie maszyn BESM-6. Uzupełnione są one wyspecjalizowanymi i pomocniczymi EMC oraz dużą pamięcią operacyjną i zewnętrzną. Pracę procesorów organizują systemy operacyjne. Praca ta może odbywać się w czasie rzeczywistym lub też metodą podziału czasu (time-sharing), albo metodą pakietów informacji. Różne zadania mogą być zlecane różnym procesorom, możliwe jest też rozwiązywanie różnych zadań przez jeden procesor. Prędkość działania doprowadzona do kilku milionów operacji na sekundę dzięki wspólnym dla kilku procesorów polom pamięci operacyjnej oraz specjalnym sposobom sprzęgania maszyn. Łączna pojemność pamięci wynosi około miliona słów. Współpraca operatorów z centrum



Rys. 1. Struktura ośrodka kierowania lotami

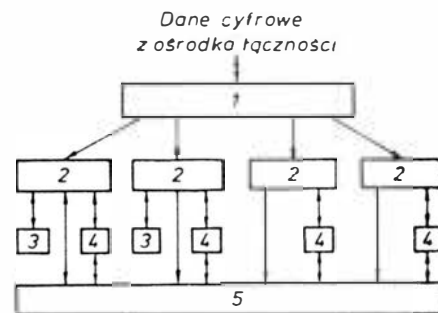


Rys. 2. Schemat funkcjonalny ośrodka łączności: I — wielokanałowa aparatura łączności telewizyjnej, 1 — aparatura kontroli jakości i komutacji sygnałów telewizyjnych i telemetrycznych, 2 — aparatura zapisu wizji; 3 — odbiorcza aparatura telemetryczna. TV — obrazy telewizyjne, T — dane telemetryczne, II — wielokanałowa aparatura łączności telegraficzno-telefonicznej, 4 — aparatura wzmacniająco-rozdzielcza, 5 — aparatura zapisu fonii, 6 — komutacja kanałów międzynarodowych, 7 — pulpity łączności z załogą statku i stacji śledzących, 8 — system łączności wewnętrznej, 9 — automatyczna centrala telefoniczna (wewnętrzna), 10 — telexy i dalekopisy, 11 — aparatura telekopiowa, 12 — telefony, T — telemetria, IP — dane dotyczące programu lotu. R — rozkazy

obliczeniowym odbywa się przez rozgałęzioną sieć dalekopisów i monitorów ekranowych. Podstawowe EMC wykonują przetwarzanie wg złożonych algorytmów, ponieważ wcześniej dane przechodzą obróbkę wstępną polegającą na kilku prostych, powtarzających się operacjach. Przetwarzanie prowadzi dwie lub więcej EMC jednocześnie. Wyniki przesyłane są do ośrodków zobrazowania informacji (rys. 4). Wyniki te można podzielić umownie na dwie grupy. Do pierwszej (nielicznej) należą uogólnione dane o przebiegu przygotowań i przebiegu lotu, manewrów i powrotu statku. Razem z dodatkowymi informacjami są wyświetlane na wspólnych środkach zobrazo-

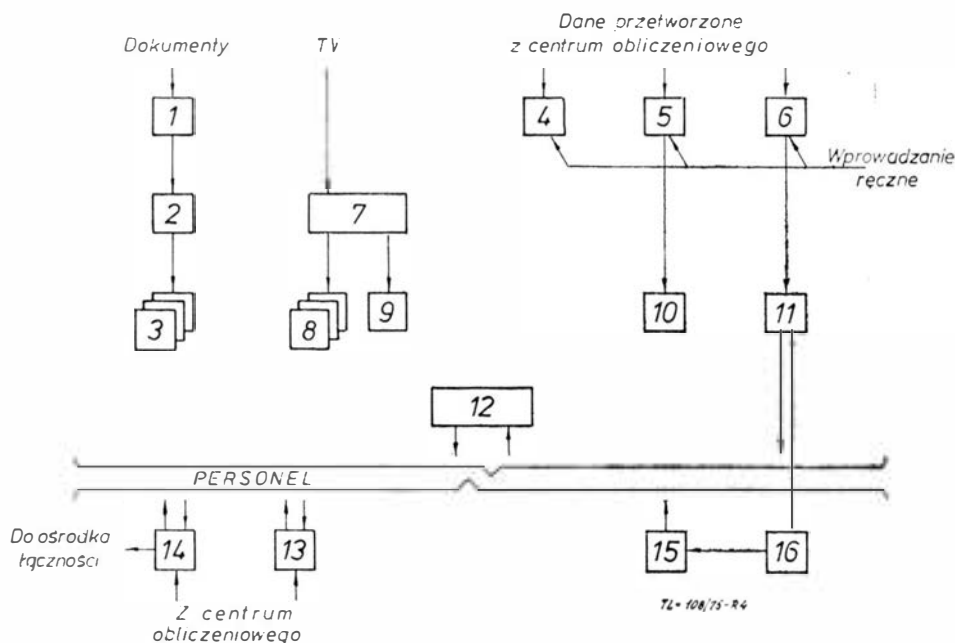
wania w sali głównej ośrodka kierowania tj. na szerokoformatowych ekranach projekcyjnych i tablicach świetlnych. Na ekranach projekcyjnych pokazywane są diagramy harmonogramów przygotowań i wykonania różnych operacji i manewrów, pozycja statku i strefy widzialności statku na tle mapy ZSRR i świata, odcinki orbity znajdujące się w „cieniu”. Na tych ekranach widoczne mogą być także obrazy telewizyjne z kosmodromu i pokładu statku. Na tablicach świetlnych podaje się dane o seansach łączności, obliczeniowe i rzeczywiste parametry orbity, informacje o udziale poszczególnych stacji śledzących w seansach łączności i ich

strefach widzialności statku, różne czasy (bieżący moskiewski, pokładowy), numer okrążenia, kolejna doba lotu, czas wejścia statku w strefę widzialności itd. Druga grupa to informacje szczegółowe, podawane na stanowiska robocze specjalistów (na ich ekrany indywidualne). Są to informacje dotyczące urządzeń technicznych statku i programu ich działania wynikającego z programu lotu. Układ ekranów indywidualnych działa na zasadzie telewizji w obwodzie zamkniętym. Wszystkie postacie informacji przekształcane są w obrazy — tablice, tekstów, wykresów, rysunków technicznych, dokumentów — ; przez komutatory rozsyłane na monitory na stanowiskach roboczych. Używane są dwa rodzaje monitorów: studyjne (625 linii) do obrazowania tablic, wykresów, rysunków i tekstów z EMC oraz o dużej rozdzielczości (1125 linii) do zobrazowania doku-



Wyniki przetwarzania danych - do środków obrazowania i układów sterujących

Rys. 3. Schemat funkcjonalny ośrodka obliczeniowego: 1 — urządzenia koordynacji i wstępnej obróbki danych, 2 — EMC podstawowe, 3 — EMC pomocnicze, 4 — EMC wyspecjalizowane, 5 — komutator wejść i wyjść EMC na środki zobrazowania i urządzenia sterujące automatycznymi układami statku (14 — rys. 4)



Rys. 4. Schemat funkcjonalny układu środków zobrazowania danych: 1 — aparatura telewizyjna do przekazywania obrazu dokumentów, 2 — komutator sygnałów telewizyjnych, 3 — monitory 1125 linii na stanowiskach roboczych, 4 — aparatura formująca telewizyjny obraz znaków alfanumerycznych, 5 — sterowana cyfrowo aparatura do projekcji danych na ekranach, 6 — aparatura sprzęgająca centrum obliczeniowe z tablicami świetlnymi do wyświetlania znaków alfanumerycznych, 7 — komutator telewizyjny, 8 — monitory 625 linii, 9 — wielokrotność projektorów telewizyjnych, 10 — projektor optyczny, 11 — tablice świetlne, 12x — ekrany projekcyjne, 13 — monitory ekranowe do współpracy z EMC, 14 — układ wydawania rozkazów sterujących urządzeniami automatycznymi statku, 15 — zegary wtórne na stanowiskach roboczych, 16 — centralny układ odmierzania czasu

mentów (schematy, inne teksty). Na każdym stanowisku znajdują się po dwa monitory każdego typu i pulpit łączności wewnętrznej. Dziesiątki stanowisk znajdują się nie tylko w sali głównej, lecz także i poza nią. Każdy monitor wyposażony jest w pole przyciskowe, za pomocą którego każdy specjalista może wywołać na swój ekran dowolną informację, niezależnie od tego, czy i kto oprócz niej zażądał. Wiele stanowisk wyposażone jest w terminale EMC ośrodka obliczeniowego.

Rozkazy radiowe dotyczące sterowania lotem wysyła operator albo sama EMC przez linie łączności do stacji śledzących, skąd o wskazanym czasie na sygnał z ośrodka nadawane są na statek automatycznie. Organizacja i urządzenia techniczne ośrodka były wielokrotnie sprawdzone podczas bezałogowych i załogowych lotów kosmicznych.

Opracował J.J. wg Radio 1975 nr 1

# Modyfikacja dwusuwowego silnika z zapłonem iskrowym

Mgr inż. STANISŁAW WITKOWSKI  
Instytut Lotnictwa

**Zalety i wady dwusuwu iskrowego oraz jego modyfikacja poprzez dodanie mechanizmu upustowego. Zwiększenie niezawodności silnika oraz komfortu latania na motoszybowcu.**

Od kilku lat daje się zauważyć w lotnictwie znaczny wzrost popytu na motoszybowce. Natomiast w motoryzacji stale istnieje silny popyt na pojazdy małolitrażowe. W związku z tą sytuacją nasuwa się pytanie, dlaczego niedrogie tradycyjne silniki dwusuwowe z zapłonem iskrowym, z niezawodnym smarowaniem domieszką oleju w paliwie, z rozrzędem jednostłokowo-szczelinowym i płukaniem zwrotnym — znajdują tylko skromne zastosowanie do napędu motoszybowców oraz ograniczone zastosowanie do napędu samochodów? Wszak prelestynuje je do tego nieduży gabaryt, prostota budowy, produkcji i obsługi, znacznie niższa cena niż czterosuwowego silnika iskrowego.

Paliwo z domieszką oleju stanowi mniejsze zagrożenie pożarowe niż czysta benzyna. Ponowne rozwarstwienie na benzynę i olej następuje dopiero w silniku, więc wystarczy tylko jeden wspólny zbiornik. Smarowanie działa niezawodnie w każdym położeniu silnika (także przy akrobacjach) dopóki działa zasilanie paliwem.

Tradycyjne dwusuwowe silniki mają jednak poważne wady:

— kapryśny rozruch, powodowany dosyć znaczną domieszką oleju w paliwie,

— niezdolność do równej pracy na biegu jałowym,

— słaby moment obrotowy przy niskich obrotach,

— bardziej trujące gazy wydechowe niż u czterosuwów iskrowych,

— większe zużycie materiałów pędnych, limitujące nawet wielkość cylindrów.

Ogólnie znana cecha dwusuwów iskrowych, zwłaszcza starszego typu — większe zużycie materiałów pędnych — nie jest głównym powodem powściągliwego stosowania ich w motoryzacji i lotnictwie; a to dlatego, że pewną rekompensatą za nieco większe wydatki na materiały pędne stanowi niższa cena silnika, uniknięcie m.in. znacznych strat czasu na poszukiwanie brakujących często na rynku części zamiennych do czterosuwów i wydatków na nie: dwusuw ma wszak niewiele części ruchowych.

Natomiast zasadniczą wadą dwusuwu iskrowego jest nierówna praca na biegu jałowym i przy małych obciążeniach — nie tylko szkodliwa dla mechanizmów przenoszących napęd, lecz także przykra akustycznie w pojazdach kołowych. Chaotycznie przerywane odgłosy wydechu — nawet moc-

no stłumione — są odczuwane jako niepewna praca silnika; wydaje się on niewyregulowany czy niedopracowany. Taki niesolidny silnik robi niepokojące — a w samochodzie wręcz: groteskowe wrażenie.

Zahamowało to szerszy awans motoryzacyjny tradycyjnego dwusuwu iskrowego, odstręcza bowiem wybredniejszych potencjalnych nabywców od kupna pojazdów z tym typem silnika. Liczne próby usunięcia tej dyskryminującej wady, podejmowane przez wielu badaczy, nie przyniosły dotychczas zadowalających wyników. Zagadnienie pozostaje nierozwiązane od zarania motoryzacji.

## Polski patent

Z przedstawionych powodów interesująca jest informacja, że w *Biuletynie Urzędu Patentowego* nr 2 z 1973 r. zostało opublikowane na s. 104 zgłoszenie patentowe z r. 1970 Instytutu Lotnictwa na *Sposób zapewnienia ciągłości zapłonów silnika dwusuwowego o zapłonie iskrowym, przy biegu jałowym lub małych obciążeniach oraz silnik do stosowania tego sposobu*. W r. 1974 został opublikowany opis patentowy nr 72539.

Przyczyną nierównej pracy silnika przy silnie przymkniętej przepustnicy są bardzo małe dawki mieszanki przetwarzanej wówczas szczeliną przepłukującą *A* ze skrzynki korbowej do cylindra (rys. 1). Dawki te ulegają rozcieńczeniu w spalinach wypełniających cylinder mający połączenie z rurą wydechową jeszcze przez ok. 10% suwu sprężania po zasłonięciu przez tłok szczeliny przepłukującej *A*; szczelina wydechowa *B* jest bowiem wyższa o ok. 33% od przepłukującej. Bezpośrednio po zasłonięciu szczeliny *A* przez tłok następuje przez szczelinę *B* rozładowanie ewentualnego nadciśnienia, a następnie wytłaczanie z cylindra przez szczelinę *B* ok. 10% jego zawartości. Stąd niemożność regularnego doładowania, lecz najwyżej możliwość podobnego wykorzystywania drgań słupa gazów przy wyższych obrotach. Dlatego zwykły dwusuw nie rozwija dobrego momentu obrotowego w obszarze niskich i średnich obrotów, a do rury wydechowej i tłumika następuje pewien wyciek oleju ze świeżej mieszanki. Z tej też przyczyny utrzymują się dosyć stałe końcowe ciśnienia sprężania (podobnie jak w dieslu) jeszcze w obszarze średnioszybkich obrotów, niezależnie od stopnia otwarcia przepustnicy. Natomiast wielkości ciśnienia spalania zależą od ilościowego udziału świeżej mieszanki w zawartości cylindra.

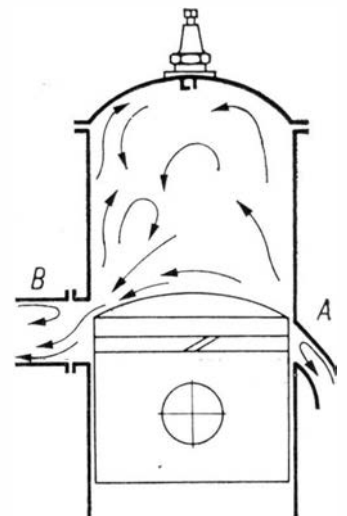
Przy niedużych dawkach mieszanki reszta cylindra pozostaje zatem nadal wypełniona gorącymi spalinami z poprzedniego spalania oraz cofającymi

się z rury wydechowej tuż po zasłonięciu szczeliny *A*. Powoduje to przegrzewanie tłoka i cylindra przy biegu jałowym.

Bieg jałowy jest tedy wyraźnie szkodliwy termicznie i wytrzymałościowo dla tradycyjnego dwusuwu, niż dla znacznie spokojniej pracującego czterosuwu.

Przy silnie przymkniętej przepustnicy cylinder dwusuwu dopiero po kilku obrotach wału zostaje na tyle napełniony świeżą mieszanką, że następuje wreszcie zapłon dostarczający energii znów na kilka obrotów.

Otóż sposób zapewnienia ciągłości zapłonów przy biegu jałowym itd. polega wg patentu na tym, że włącza się wówczas do cylindra świeżą mieszankę nadal w takich ilościach, jakie zapewniają jeszcze niezawodne zapłony, a następnie, aby silnik się nie rozbiegał, powoduje się sterowane jej upusty w czasie suwu sprężania (rys. 2) przez mechanicznie napędzany za worek-odprężnik z w głowicy, którego napęd — przesuwaną krzywką *k* o zmiennym profilu — jest włączany i wyłączany przy zwykłych ruchach linki (ciągli) „gazu”. Mechanizm upustowy jest włączany tylko przy biegu jałowym i bardzo małych obciążeniach silnika. Przy większych mocach silnik jest uwolniony od napędzania tego mechanizmu. Dla zwiększenia trwałości pominięty szczegółowy opis działania mechanizmu upustowego. Dane te znajdują się w opisie patentowym nr 72539, a także w *Biuletynie Informacyjnym Instytutu Lotnictwa* nr 6/1974



118/75-R1

Rys. 1. Szczelina wydechowa *B* jest wyższa o ok. 33% od przepłukującej *A*, aby był zapewniony bezpieczny wczesny początek wydechu spalin ( $t = 800 + 1100^\circ\text{C}$ ) przed początkiem napełniania i płukania cylindra palną mieszanką; dla przejrzystości szkicu nie uwidoczniiono innych szczelin



— w opracowaniu mgr inż. J. Sobie-  
rańskiego.

Obliczenia autora wykazały, że na-  
wet przy niemal 100% upustach nie  
jest wykluczona możliwość dalszego  
biegu jałowego na porcjach mieszan-  
ki zostających jeszcze w głowicy. Wy-  
maga to przeprowadzenia badań. Upu-  
sty lepiej kierować do oddzielnego  
małego tłumika (zwłaszcza w pojaz-  
dach kołowych) gdzie można je ewen-  
tualnie spalać.

Wydaje się jednak realna możliwość  
odzysku paliwa i oleju z mieszaniny  
upustowej. Dla zwięzłości zostaje po-  
minięte szersze rozpatrzenie tej spra-  
wy.

### Zalety dwusuwu „upustowego” wg patentu nr 72539

W rozważaniach wzięto oczywiście  
pod uwagę, że dodanie mechanizmu  
upustowego godzi w zasadę prostoty  
tradycyjnego dwusuwu iskrowego.  
Jednak uzyskany efekt równej pracy  
silnika na biegu jałowym przyniesie  
za to rekompensatę z nawiązką, bo

niezawodność rozruchu dzięki znacz-  
nemu obniżeniu domieszki oleju w  
paliwie (proponowanemu przez auto-  
ra już w zgłoszeniu patentowym z 1970  
r.). Zmniejszenie tej domieszki jest  
dziś powszechnym dążeniem przy o-  
pracowywaniu dwusuwów iskrowych.

● Równa i niezawodna praca także  
przy niskich obrotach silnika (śmig-  
ła). Jak ważna i trudna do osiągnię-  
cia jest ta zaleta dla silnika motoszy-  
bowcowego świadczy np. notatka w  
tygodniku *Flight* z 20 czerwca 1974 r.,  
s. 787, informująca, że opóźnienia w  
dostawach minisamolotu sportowego  
Bede 5 wynikają z trudności wyregu-  
lowania małych obrotów dwusuwowe-  
go silnika lotniczego Hirth.

Ciągłość zapłonów przy małych ob-  
ciążeniach i jałowym biegu to cenna  
zaleta nowego typu dwusuwu także  
jako silnika samochodowego i moto-  
cyklowego. Umożliwi ona osiągnięcie  
nieznanego dotychczas komfortu na-  
pędu pojazdów niedrogim dwusuwem  
iskrowym; oznacza to niejako nobili-  
zację dwusuwu iskrowego do rangi  
czterosuwu.

gulację składu mieszanki palnej w  
gaźniku, można nie obawiać się ogólnego  
wyraźnego wzrostu zużycia ma-  
teriałów pędnych (w porównaniu z  
tradycyjnym) pomimo upustów przy  
biegu jałowym. Przy tak małej do-  
mieszce oleju zarzut większej toksy-  
czności spalin dwusuwu iskrowego  
(niż czterosuwu) przestaje raczej być  
słuszny w odniesieniu do pojazdów z  
silnikami nowszej produkcji.

Wypada wreszcie podkreślić, że sil-  
nik upustowy wg omawianego paten-  
tu ma zaledwie ok. połowę liczby czę-  
ści podobnych do rozrządu czterosu-  
wu i to tańszych — bo mających dzia-  
łać tylko przy niskich temperaturach  
i obrotach; pozostaje więc nadal  
znacznie tańszy od czterosuwu iskro-  
wego.

### Nieziemny kierunek: komfort

Rozwój lotnictwa i motoryzacji jest  
dobrym przykładem nieustannego  
odstępowania od pierwotnej prostoty  
przez wprowadzanie coraz nowych e-  
lementów podnoszących komfort, a w  
następstwie zazwyczaj i bezpieczeń-  
stwo. O ile bogatsze jest np. wyposa-  
żenie nowoczesnego motoszybowca  
(przyrządy nawigacyjne, przyrządy  
kontroli pracy silnika, skuteczny tłumik  
wydechu, hamulec aerodynamiczny  
sprężony z hamulcem koła pod-  
wozia) w porównaniu z motoszybow-  
cem przedwojennym.

Proponowana modyfikacja dwusuwu  
iskrowego oznacza podobne zwiększe-  
nie zawiłości jego konstrukcji jak  
wprowadzenie wycieraczek na reflek-  
torach samochodów; wbudowuje się  
je coraz powszechniej, pomimo że  
przydają się tylko sporadycznie — a  
w omawianym przypadku modyfikacja  
będzie przydatna podczas wszystkich  
krótkotrwałych wyłączeń pracującego  
silnika.

Dwusuw upustowy wg patentu nr  
72539 wydatnie zwiększając niezawo-  
dność i bezpieczeństwo lotu podwyż-  
szy też komfort latania na motoszy-  
bowcu.

### Sprawa realizacji

Chociaż zgłoszenie patentowe (z li-  
ca 1970 r.) tej koncepcji zostało opu-  
ublikowane już w r. 1973, to nie zna-  
lazła się ona dotychczas w konkretnym  
planie badań w żadnej naszej  
instytucji badawczej (lub wytwórni)  
motoryzacyjnej ani lotniczej, pomimo  
że fizyczna zasadność koncepcji nie  
została w ciągu tych pięciu lat przez  
nikogo zakwestionowana.

Naturalną przesłanką do umieszcze-  
nia jakiegoś problemu w planie ba-  
dań jest przydatność jego rozwiąza-  
nia dla gospodarki narodowej. Przy-  
pomnijmy tedy walory tej koncepcji.

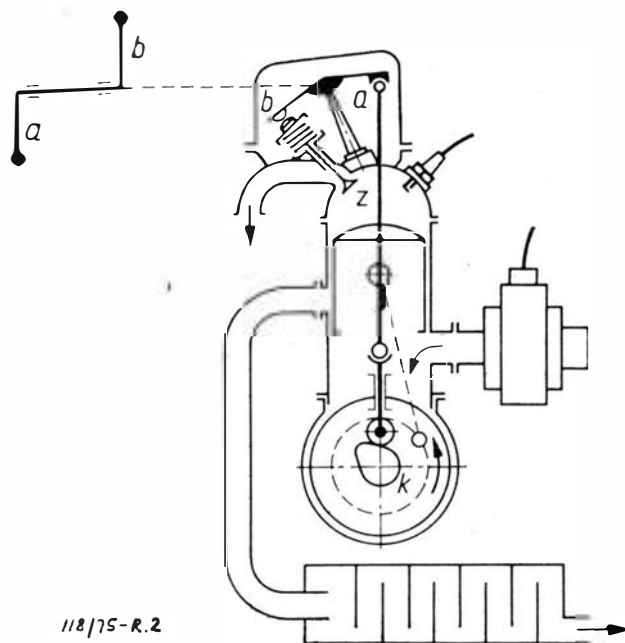
— osiągnięcie nieznanego dotych-  
czas komfortu napędu pojazdów ko-  
łowych silnikiem dwusuwowym z za-  
płonem iskrowym,

— znaczne przedłużenie żywotności  
silnika tego typu,

— wyjątkowa przydatność do napę-  
du motoszybowców,

— wzrost atrakcyjności eksportowej  
sprzętu.

Rozwiązanie to może przysporzyć  
polskiej technice również niewymier-  
nych korzyści prestiżowych; korzysta  
jednak z ochrony patentowej tylko  
na obszarze Polski.



Rys. 2. Schemat opisywanej modyfikacji dla dwusuwu jednocylindrowego — końcowa faza upustu. Krzywka k, o zmiennym profilu wzdłuż swej osi, jest przesuwna wzdłuż końcówki wału silnika (prostopadle do płaszczyzny rysunku) i włączana głównie przy biegu jałowym. Dla przejrzystości szkicu nie uwidczniono szczelin przepływających

aż w trzech kierunkach: mechanicznym (likwidacja chaotycznych szarpań — znaczne zwiększenie trwałości), cieplnym (lepsze chłodzenie wewnętrzne cylindra) i akustycznym — już omówionym. Od lat są czynione pewne wyłomy w doktrynie prostoty dwusuwu iskrowego, np. obrotowy rozrząd mieszanki, oddzielna pompa smarująca, ciężkie „dwutłokowe” cylindry itp. — a to dlatego, że tradycyjny dwusuw ma za dużo wad w zamian za zaletę swej prostoty.

Dwusuw iskrowy wg omawianego patentu wykazuje cztery istotne przewagi nad tradycyjnym dwusuwem:

● Małe opory rozruchu dzięki dekompresyjnemu działaniu mechanizmu upustowego, a jednocześnie większa

● Łatwy ponowny rozruch w powietrzu — pomiędzy okresami lotu szybowego. Jest to najczęściej postulowana cecha silnika do napędu motoszybowca, umożliwia bowiem niekłopotliwy, bezawaryjny powrót na lotnisko w razie zaniku „noszenia”.

● Według badań laboratoryjnych nawet znaczne zmniejszenie domieszki oleju do paliwa poniżej 1:25 może być nieszkodliwe w całym zakresie mocy; uważa się też, że obniża ono toksyczność spalin. Zmniejszenie domieszki oleju i zwiększenie nadmiaru powietrza dla biegu jałowego jest nieszkodliwe przy jednoczesnym przepływie smarującej i chłodzącej mieszaniny upustowej. Stosując mały dodatek oleju 1:50 i mniej (pewniejsze są wtedy łożyska toczne) oraz staranną re-

# „Ślepa mysz” RWD-2 — pierwszy polski sukces międzynarodowy

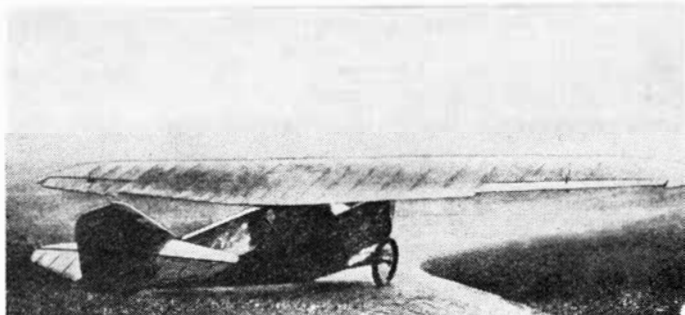
Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Dzieje rozwoju, osiągnięcia sportowe, opis konstrukcji i dane techniczne samolotu RWD-2 z 1929 r.

Choć pierwsze samoloty sportowe powstały w Polsce w latach 1922÷23, a pierwszy Krajowy Konkurs Awionetek odbył się w 1927 r. — jednak nasze konstrukcje z lat 1926÷1928 wykonywały raczej krótkie przeloty, a ich silniki często ulegały defektom. Pierwszym samolotem, który odniósł sukcesy na arenie międzynarodowej był RWD-2. Był on dalszym rozwinięciem RWD-1. RWD-2 to pierwszy szeroko znany samolot z rodziny RWD. Przyniósł on Polsce pierwsze rekordy międzynarodowe, był pierwszym samolotem polskiej konstrukcji, na którym wykonano długi rajd zagraniczny. Występował też w zawodach międzynarodowych.

W końcu 1927 r. zespół studentów Politechniki Warszawskiej: Stanisław Rogalski, Stanisław Wigura i Jerzy Drzewiecki — znanych później twórców samolotów RWD — zaprojektował swój pierwszy samolot oznaczony RWD-1 (początkowo RWD). Był to dwumiejscowy sportowy wolnonośny górnopłat z trapezowym płatem i miejscami załogi całkowicie schowanymi w kadłubie.

Samolot ten dał początek całej rodzinie samolotów RWD, z których RWD-2, -3, -4, i 7 stanowiły jego bezpośrednie rozwinięcie, a RWD-5 — dalsze. Budowę RWD-1 rozpoczęły warsztaty Sekcji Lotniczej KMSPW \*) w podziemiach



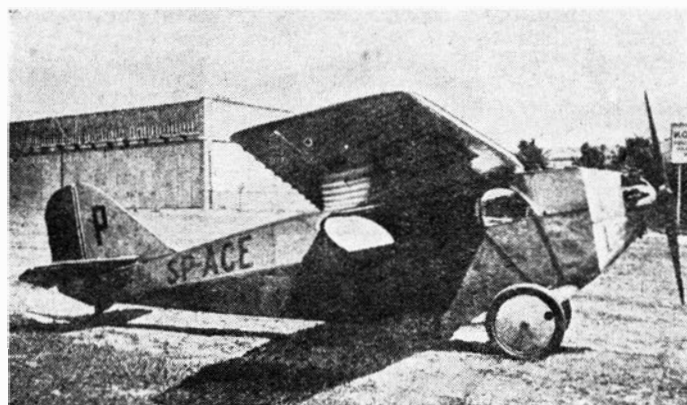
Rys. 1. RWD-1 pierwszy samolot Rogalskiego, Wigury i Drzewieckiego

Politechniki — na początku 1928 r. Zostały zbudowane dwa egzemplarze o numerach fabrycznych SL-12 i SL-13, pierwszy do próby statycznej, drugi do lotu. Instytut Aerodynamiczny Politechniki Warszawskiej wykonał dmuchania modelu RWD-1. Model wykazał wyjątkowo dużą doskonałość aerodynamiczną, równą 12. Samolot był zbudowany z pomocą finansową LOPP (Ligi Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej). Prototyp samolotu gotów był w lecie 1928 r. Oblatał go J. Drzewiecki na lotnisku mokotowskim w Warszawie we wrześniu. Ciężar własny samolotu był o 20 kG większy od przewidywanego i wynosił 190 kG. Był to pierwszy polski samolot o ciężarze użytecznym większym od ciężaru własnego. We wrześniu odbyła się próba statyczna płatowca. RWD-1 pilotowany przez Z. Babińskiego wziął udział w II Krajowym Konkursie Awionetek (29.X÷1.XI.1928), lecz go nie ukończył z powodu defektu silnika. Dzięki pomysłowości i prostej konstrukcji okuc skrzydłowych demontaż i montaż samolotu został przeprowadzony w rekordowym czasie 7 min. Samolot, został wyróżniony za oryginalną konstrukcję i opracowa-

nie techniczne wykraczające ponad przeciętny poziom. Samolot miał nieco ograniczoną widoczność do przodu. Wobec stwierdzenia na samolocie silnych drgań wzbudzanych przez silnik, usztywniono kadłub, by drgania te zmniejszyć. Pociągnęło to za sobą nieduży wzrost ciężaru płatowca. W 1929 r. samolot otrzymał znaki rozpoznawcze SP-ACC. Na wiosnę 1929 r. RWD-1 odbył rajd dookoła Polski. W zimie 1929/30 samolot został skasowany.

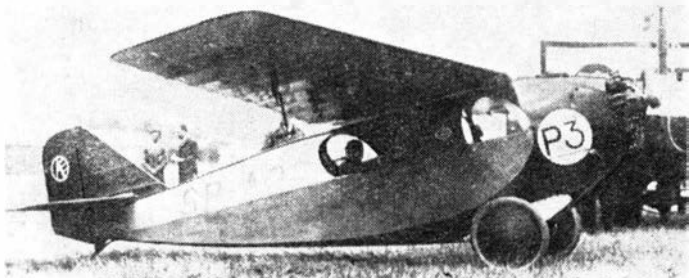
Projekt RWD-2 opracowali w jesieni 1928 r. i zimie 1928/29 S. Rogalski, S. Wigura i J. Drzewiecki. Początkowo samolot miał mieć kadłub spawany z rur stalowych, lecz ze względu na ograniczone możliwości wykonawcze opracowano samolot jako całkowicie drewniany. RWD-2 był rozwinięciem RWD-1. Samolot otrzymał silnik o większej mocy, powiększone usterzenie i zmodyfikowany kadłub. Prototyp RWD-2 wykonały w 1929 warsztaty Sekcji Lotniczej KMSPW na terenie Politechniki Warszawskiej. Próby statycznej płatowca nie przeprowadzono. Oblotu prototypu RWD-2, o znakach rejestracyjnych SP-ACE i nr fabr. 16 dokonał J. Drzewiecki w lipcu 1929 r. na lotnisku mokotowskim w Warszawie. W tym samym miesiącu por. pil. F. Żwirko i inż. S. Wigura wykonali na RWD-2 lot dookoła Polski długości 1200 km w czasie 10 h, a następnie w dniach 9.VIII do 6.IX 1929 r. rajd dookoła Europy po trasie Warszawa — Poznań — Erfurt — Frankfurt — Nancy — Paryż — Lyon — Nimes — Perpignan — Barcelona — Marsylia — Mediolan — Wenecja — Wiedeń — Kraków — Warszawa, pokonując 5000 km w ciągu 42 godzin lotu. W jesieni 1929 r. RWD-2 zajął 1 miejsce w I Locie Południowo-Zachodniej Polski. W dniu 16.X 1929 r. por. F. Żwirko i A. Kocjan pobili na RWD-2 międzynarodowy rekord wysokości w klasie samolotów o ciężarze własnym do 280 kG — osiągając wysokość 4004 m. W maju 1930 r. S. Rogalski wziął udział na RWD-2 w Międzynarodowym Meetingu w Brnie w Czechosłowacji. Sukcesy SP-ACE wywołały duże zainteresowanie tym samolotem i spowodowały zamówienia na RWD-2 oraz na dalsze konstrukcje RWD.

W 1930 r. na zamówienie Ministerstwa Komunikacji zostały zbudowane trzy egzemplarze RWD-2 o numerach fabrycznych 21, 22, 23 i znakach rejestracyjnych SP-ADJ, -ADG i ADH — przeznaczone do udziału w zawodach międzynarodowych. Samoloty te różniły się od prototypu inaczej rozmieszczonymi otworami w blaszanym oprofilowaniu przodu silnika, wyposażeniem w metalowe śmigła, zmodyfikowanym podwoziem i barwnym malowaniem. Wzięli na nich udział (z numerami konkursowymi P3, P4 i P5) S. Płonczyński, E. Więckowski i J. Muślewski w

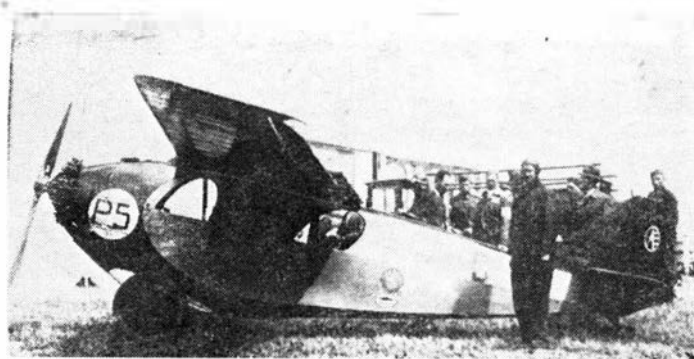


Rys. 2. SP-ACE prototyp RWD-2

\*) Koło Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej



Rys. 3. Seryjny RWD-2 SP-ADG z nr P3 podczas Challenge'u 1931



Rys. 4. RWD-2 SP-ADJ nr P5

Międzynarodowych Zawodach Samolotów Turystycznych — Challenge International d'Avions de Tourisme (20.VII ÷ 7.VIII 1930) wykonując lot dookoła Europy i zajmując miejsca 19 i 21. Ze względu na pozorny brak widoczności do przodu, samoloty te otrzymały podczas zawodów przezwiska **Ślepe Myszy**. W II Zlocie Południowo-Zachodniej Polski we wrześniu 1930 r. F. Żwirko zajmuje 1 miejsce na RWD-2. W tym samym miesiącu cztery RWD-2 biorą udział w III Krajowym Konkursie Awionetek, pilotowane przez H. Skrzypińskiego, S. Rogalskiego, J. Drzewieckiego i S. Tondisa — zajmując pierwsze miejsca w grupie samolotów II kategorii i uzyskując lepszą punktację niż zwycięskie samoloty w I kategorii. W dniach 5÷16.III 1931 r. F. Żwirko uczestniczy na RWD-2 na nartach w rajdzie do Estonii na trasie Warszawa — Wilno — Ryga — Tallin i z powrotem. W dniu 8.VI 1931 r. H. Skrzypiński zajął 3 miejsce w Rallye Bucaresti przelatując 2549 km na RWD-2, a w drodze powrotnej z Bukaresztu pobił międzynarodowy rekord odległości w locie bez lądowania w kategorii samolotów o ciężarze własnym do 280 kg przelatując 15.VI 1931 r. 980 km — niestety nie zatwierdzony z powodu niedopełnienia formalności. W IV Krajowym Konkursie Samolotów Turystycznych (25.IX ÷ 1.X 1931) biorą udział cztery RWD-2, na jednym z nich S. Rogalski zajmuje miejsce 3. R. Hirszbandt na RWD-2 wykonał rajd (28.VI ÷ 1.VIII 1932) Warszawa — Londyn — Warszawa wracając przez Francję i Szwajcarię. W V Krajowym Lotniczym Konkursie Turystycznym (3 ÷ 10.IX 1933) E. Suszyński zajął 13 miejsce na RWD-2, a W. Korbel nie ukończył zawodów. Wszystkie cztery RWD-2 były używane do treningu: SP-ACE i SP-ADG przez Aeroklub Warszawski, SP-ADH przez Aeroklub Poznański, zaś SP-ADJ przez Aeroklub Wileński. W połowie 1935 r. trzy z nich zostały skasowane, jeden zaś w 1936 r. nabył W. Urban.

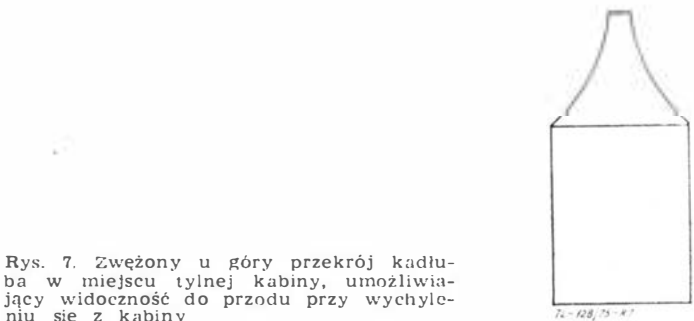
### Konstrukcja

Dwumiejscowy samolot sportowy drewnianej konstrukcji o układzie wolnonośnego górnopłata ze stałym podwoziem.

Kadłub o przekroju prostokątnym w części dolnej i silnie zwężonym w części górnej, drewniany, kryty sklejką.



Rys. 5. SP-AGD w barwach Aeroklubu Warszawskiego  
Fot. Arch. Dok. Mech.



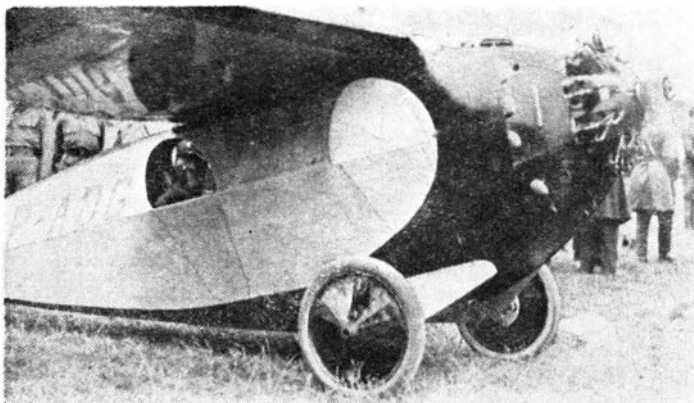
Rys. 7. Zwężony u góry przekrój kadłuba w miejscu tylnej kabiny, umożliwiając widoczność do przodu przy wychyleniu się z kabiny

Kabiny z nieoszkłonymi oknami. Z prawej strony kadłuba drzwi do kabin. Sterownice podwójne, spawane z rur stalowych. Podwozie główne składające się z krótkich wyścięgniaków, względem których były amortyzowane za pomocą sznura gumowego półosie z kołami. Podwozie osłonięte blachą aluminiową. Płóza ogonowa ze stalowej sprężyny piórowej.

Płat trapezowy, wolnonośny, niedzielony, jednodźwigarowy z dźwigarkiem pomocniczym, kryty sklejką do głównego dźwigara, dalej — płótnem. Usterzenie drewniane, wolnonośne. Stateczniki kryte sklejką, stery płótnem.

Silnik chłodzony powietrzem, 9-cylindrowy gwiazdowy Salmson 9 AD o mocy nominalnej 40 KM przy 2000 obr./min o ciężarze 75 kg. Osłona silnika i przodu kadłuba — z blachy aluminiowej. Śmigło dwułopatowe, drewniane stałe. Zbiornik na 75 l paliwa w przodzie kadłuba. Przelotowe zużycie paliwa 9,5 l/h. Zbiornik oleju o pojemności 10 l.

Malowanie. Prototyp SP-ACE malowany lakierem bezbarwnym. Przód kadłuba koloru blachy aluminiowej. Śmigło i znaki rejestracyjne — czarne. Samoloty seryjne miały przód i spód kadłuba, tarcze kół, pasek na grzbiecie i usterzenie pionowe — czerwone, zaś skrzydła, boki kadłuba i owiewki podwozia — srebrne.



Rys. 6. SP-AGD jako samolot jednomiejscowy z zaklejonymi oknami przedniej kabiny  
Fot. Arch. Dok. Mech.

**DANE TECHNICZNE**

Rozpiętość	9,8 m	Prędkość maksymalna	155 km/h
Długość	6,15 m	Prędkość przelotowa	130 km/h
Wysokość	1,9 m	Prędkość minimalna	65 km/h
Powierzchnia nośna	13,6 m <sup>2</sup>	Wznoszenie	3 m/s
Ciężar własny	268 (240)* kG	Pułap	3500** m
Ciężar użyteczny	200 ÷ 250 kG	Zasięg	550** km
Ciężar całkowity	450 (maks. 500) kG	Rozbieg	120 ÷ 140 m
Obciążenie powierzchni	33 kG/m <sup>2</sup>		
Obciążenie mocy	11,2 KG/KM		

\* — prototyp  
\*\* — dane przybliżone

## Wspólny lot Sojuz-Apollo

Pierwsze porozumienie o współpracy w dziedzinie badań kosmicznych między Akademią Nauk ZSRR i NASA zostało podpisane 8 czerwca 1962 r. Od połowy lat sześćdziesiątych rozwinęła się wymiana wyników badań i przeprowadzono wiele wspólnych badań. Od 1970 r. wystąpił wyraźny postęp w pogłębianiu współpracy radziecko-amerykańskiej w dziedzinie badań kosmosu.

24 maja 1972 r. zostało podpisane „Porozumienie między ZSRR i USA o współpracy w badaniach i wykorzystaniu przestrzeni kosmicznej dla celów pokojowych”. Porozumienie to było punktem zwrotnym w rozwoju radziecko-amerykańskiej współpracy kosmicznej. Zawierało ono program współpracy w dziedzinie meteorologii kosmicznej, badania Księżyca i planet oraz biologii i medycyny kosmicznej.

W wyniku tej umowy rozwinęły się spotkania uczonych i specjalistów oraz realizacja wspólnych programów. Wymieniono próbki gruntu księżycowego, fotografie i mapy Księżyca, oraz informacje ze stacji międzyplanetarnych Mars-2 i 3 oraz Mariner-9 dotyczące Marsa. Na wiosnę 1973 r. w rejonie Morza Beringa został przeprowadzony wspólny radziecko-amerykański eksperyment „Bering” — w wyniku którego wypracowano metody zbierania informacji o stanie mórz, lodów i mielizn — cenne dla żeglugi. W 1974 r. ZSRR i USA wraz z innymi państwami zrealizowały ogromny program badań zjawisk wpływających na kształtowanie się pogody nad Oceanem Atlantyckim — „Tropik — 1974”.

Szczególnie ważnym punktem porozumienia między ZSRR i USA było program opracowania wspólnych metod łączenia na orbicie radzieckich i amerykańskich statków lotniczych. Realizacja tego programu podyktowana jest potrzebą stworzenia możliwości wzajemnego przychodzenia sobie z pomocą w przypadku awarii statku kosmicznego. Ponadto możliwość łączenia statków kosmicznych obu krajów pozwoli na przeprowadzenie wspólnych badań w kosmosie. Oba kraje podjęły prace konstrukcyjne i badawcze w celu skonstruowania urządzeń pozwalających na połączenie statków Sojuz i Apollo oraz na przechodzenie załóg między statkami. Wymagało to opracowania wspólnego mechanizmu połączeniowego, członu połączeniowego umożliwiającego przechodzenie ze statku o atmosferze tlenowej do statku o atmosferze tlenowo-azotowej i odwrotnie oraz synchronizacji pracy ośrodków kierowania.

W dniu 15 lipca br. wystartowały statki Sojuz 19 i Apollo do historycznego lotu. Załogę Sojuza stanowili Aleksiej Leonow i Walery Kubasow. W skład załogi Apollo wchodził Thomas Stafford, Vance Brand i Donald Slayton. Dnia 17 lipca nastąpiło połączenie statków na orbicie. Załogi wzajemnie odwiedziły się. Po rozłączeniu obie załogi szczęśliwie wylądowały.

Dzień 17 lipca 1975 r. otworzył nowy etap w rozwoju lotów kosmicznych i we współpracy między narodami. Realizacja programu Sojuz-Apollo przybliżyła do siebie czołowe potęgi świata. Uścisk dłoni w kosmosie — to symbol pokojowej współpracy i polityki odprężenia.

WAŚKOWSKI W.

### **Europäische Hubschraubernindustrie**

Die Entwicklungsfaktoren der Welthubschraubernflotte und die Prognosen für den nächsten 15 Jahre. Der Anstieg der Hubschraubernproduktion von der europäischen Industrie.

### **Der Hängegleiter — Theorie und Praktik**

Einige Fragen der Hängegleitermechanik-, aerodynamik und konstruktion (der Start, die Landung, die Langsamflugprobleme, die Bauvorschriften). Ein Kurvenflug, besonders die Wirkung des Auftriebsverteilungswechsels und die Bö-Belastungen während des Kurvenfluges, wird ausführlich beschrieben.

BUCZYŁKO T.

### **Die Probabilistische Abschätzung der sicheren Landung des Verkehrsflugzeuges**

Ein Flug des Verkehrsflugzeuges wird als ein stochastischer Prozess analysiert. Es wird die Wahrscheinlichkeit der für dem Flug gefährlichen zufälligen Ereignissen ermittelt, nach polnischen, britischen, französischen und ICAO Vorschriften und Normen.

SMOLEŃSKI J.

### **Flughafen von Morgen. Teil II**

Schluss des Zyklus "Flughafen in moderner Welt" nach dem Buch J. Block: "Flughafen und deren Milieu" wobei die Aktualität der Flughafen sowie Opinions des Autors über weitere Entwicklung in der Energiekrise betrachtet werden.

### **Das sowjetisches Zentrum der Raumfahrtlenkung**

Die technisch-organisatorische Aspekte der Fluglenkung der sowjetischen Raumschiffe werden beschrieben.

WITKOWSKI S.

### **Eine Modifikation des Zweitaktmotors mit der Funkenzündung**

Die Vor- und Nachteile des Funkenzündung-Zweitaktmotors: die Modifikation umfasst eine zusätzliche Ablassvorrichtung. Die Verbesserung der Motor-Zuverlässigkeit und des Flugkomfortes des Motors.

GLASS A.

### **„Die Blinde Maus“ RWD-2 — der erste polnische International-Erfolg**

Die Entwicklungsgeschichte, die sportliche Erreichungen, die Beschreibung und die technische Daten des RWD-2 Flugzeug von 1929

WAŚKOWSKI W.

#### **Европейская вертолетная промышленность**

Факторы развития парка вертолетов в мире и прогнозы на следующее 15 лет. Рост продукции вертолетов европейской промышленностью.

#### **Балансирный планер — теория и практика**

Проблемы механики, аэродинамики и конструкции балансирного планера (взлет, посадка, вопросы медленного полета, нормы прочности). Более широко списывается вираж, особенно последствия изменения распределения подъемной силы и нагрузки из-за воздушных порывов.

BUCZYŃKO T.

#### **Оценка безопасности посадки транспортного самолета с точки зрения вероятности**

Анализируется полет транспортного самолета как стохастический процесс. Определяется вероятность опасных для полета случайных событий согласно предписаниям Польши, Великобритании, Франции и ИКАО.

SMOLEŃSKI J.

#### **Аэропорты завтра. Часть II**

Часть вторая. Окончание цикла. Аэропорты в современном мире согласно книги И. Блок: „Аэропорты и их среда” характеризует предназначение направления развития аэропортов. Включает также мнение автора на тему этих прогнозов при наличии энергетического кризиса.

#### **Советский центр управления космическими полетами**

Управление полетами советских космических кораблей представлено с технико-организационной точки зрения.

WITKOWSKI S.

#### **Доработка двухтактного двигателя с электрическим зажиганием**

Преимущества и недостатки двухтактного двигателя и его доработка путем установки выпускного механизма. Повышение надежности и комфорта полета на мотопланере.

GLASS A.

#### **„Слепая мышь” RWD-2 — первый польский международный успех**

История развития, спортивные достижения, описание конструкции и технические данные самолета RWD-2 из 1929 г.

Uprzejmie przypominamy PT Czytelnikom, że termin nadsyłania zamówień i wpłat związanych z prenumeratą czasopism technicznych WCT-NOT na rok 1976 upływa dnia 30 października 1975 r.

Informujemy jednocześnie, że podstawą przyjęcia zamówienia do realizacji jest terminowe dokonanie wpłaty — decyduje data stempla pocztowego.

Z uwagi na ograniczone limity przydziału papieru zamówienia realizowane będą w kolejności zgłoszeń.

## OBZOR POLSKOJ TECHNIKI

dwumiesięcznik ukazujący się w języku rosyjskim

Wszelkstronnie ukazuje naszym partnerom handlowym w krajach RWPG osiągnięcia i możliwości techniczne, produkcyjne, kooperacyjne i eksportowe wszystkich branż polskiego przemysłu.

Odbiorcami pisma są resorty przemysłowe, zjednoczenia, zakłady produkcyjne, organizacje naukowo-techniczne i centrale handlu zagranicznego wszystkich krajów RWPG.

Czasopismo może być wykorzystywane przez producentów i eksporterów polskich w czasie wystaw i targów, sympozjów i wyjazdów służbowych jako materiał ofertowo-reklamowy.

OBZOR POLSKOJ TECHNIKI prowadzi na swych łamach akcje reklamowe polskich wyrobów oraz zamieszcza płatne ogłoszenia reklamowe. Redakcja zwraca się do wszystkich zainteresowanych resortów, zjednoczeń, central handlu zagranicznego, zakładów produkcyjnych i instytucji z prośbą o zgłaszanie tematów do zamieszczenia w kolejnych numerach pisma.

Format pisma A4, objętość 64 strony, koszt jednej czarno-białej kolumny ogłoszeniowej 16 tys. zł. Każdy kolor w ogłoszeniu kosztuje o 25% więcej.

Przy przyjmowaniu bloków tematycznych (artykuły, listy ofertowe, materiały informacyjne) udziela się 40% rabatu.

Informacji udziela i zgłoszenia przyjmuje: Biuro Ogłoszeń WCT-NOT, 00-043 Warszawa, ul. Czackiego 3/5, telefon 26-67-17.

### OBZOR POLSKOJ TECHNIKI

- publikuje wypowiedzi:
  - działaczy państwowych i gospodarczych
  - przedstawicieli nauki i techniki
  - przedstawicieli poszczególnych branż przemysłowych, dyrektorów zjednoczeń, producentów i eksporterów
- prezentuje:
  - dorobek polskiej myśli ekonomicznej, naukowo-technicznej
  - polskie osiągnięcia w różnych gałęziach gospodarki narodowej
  - polskie maszyny, urządzenia, licencje, patenty
- informuje:
  - odbiorców zagranicznych o polskich możliwościach eksportowych
- zawiera:
  - wywiady
  - artykuły
  - reportaże
  - listy ofertowe
  - ogłoszenia

OBZOR POLSKOJ TECHNIKI ZAPEWNIĄ ZAGRANICZNĄ REKLAMĘ BEZ WYDAWANIA ŚRODKÓW DEWIZOWYCH

# TS - 11 ISKRA

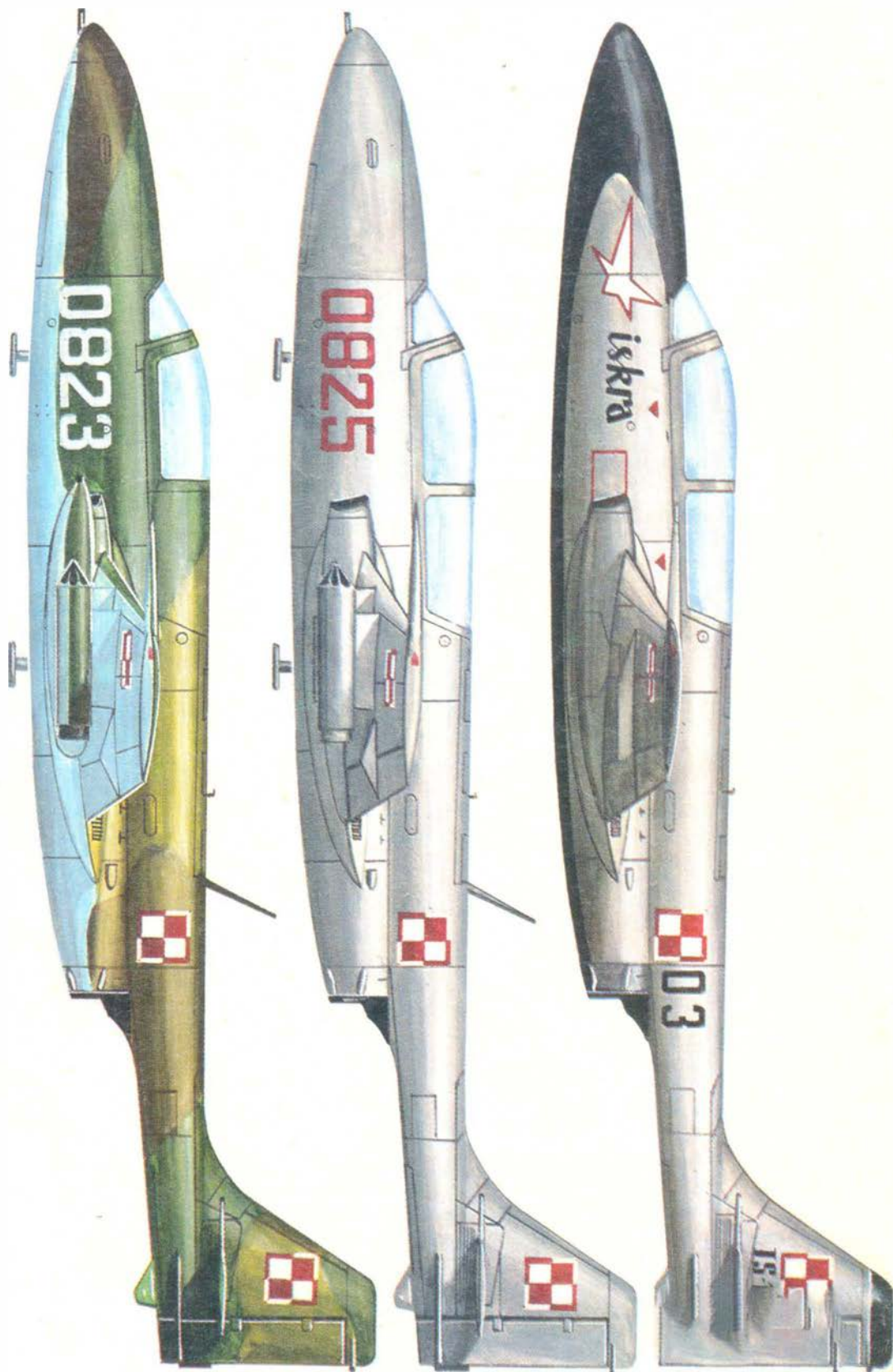
## BASIC AND ADVANCED JET TRAINER

- Single-engined two-seat fully aerobatic trainer
- Tandem seat configuration
- Cabine conditioning system
- Strong wide-track landing gear
- 1000 kg thrust SO-3 turbojet
- Good spin recovery characteristics
- Good handling characteristics
- Safe fatigue life

### TECHNICAL DATA

Wing span	10.07 m
Length	11.25 m
Height	3.25 m
Wing area	17.5 sq m
Empty weight	2640 kg
Normal T-O weight	3660 kg
Max T-O weight	3800 kg

Max level speed	720 km/h
Cruising speed	600 km/h
Stalling speed	140 km/h
Rate of climb	16 m/s
Service ceiling	12500 m
T-O run	630 m
Landing run	560 m
Range with max fuel	1460 km



Manufacturer:  
Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego  
PZL Mielec  
30-300 Mielec, POLAND



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