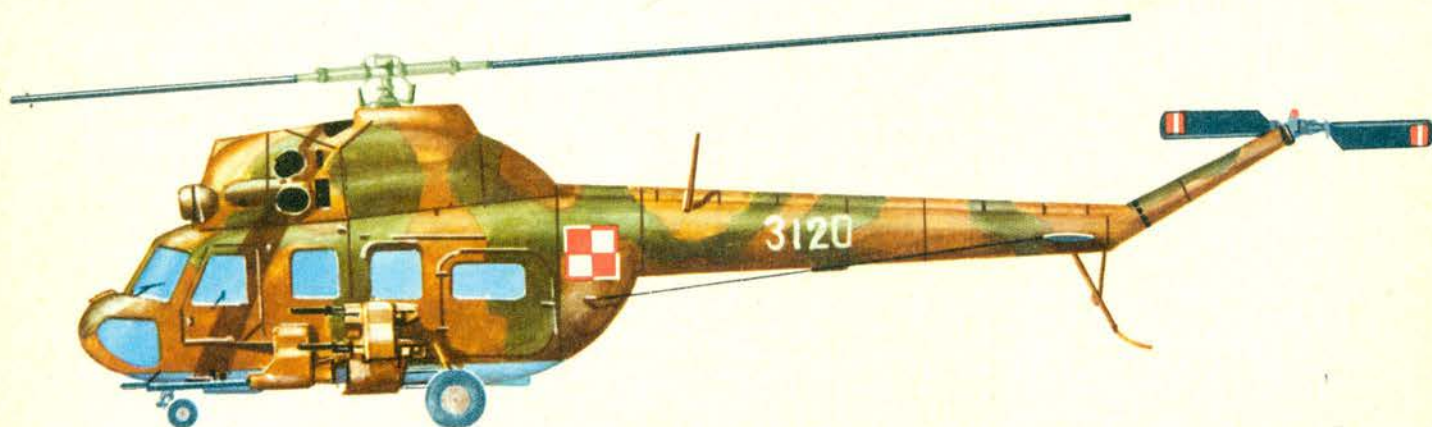
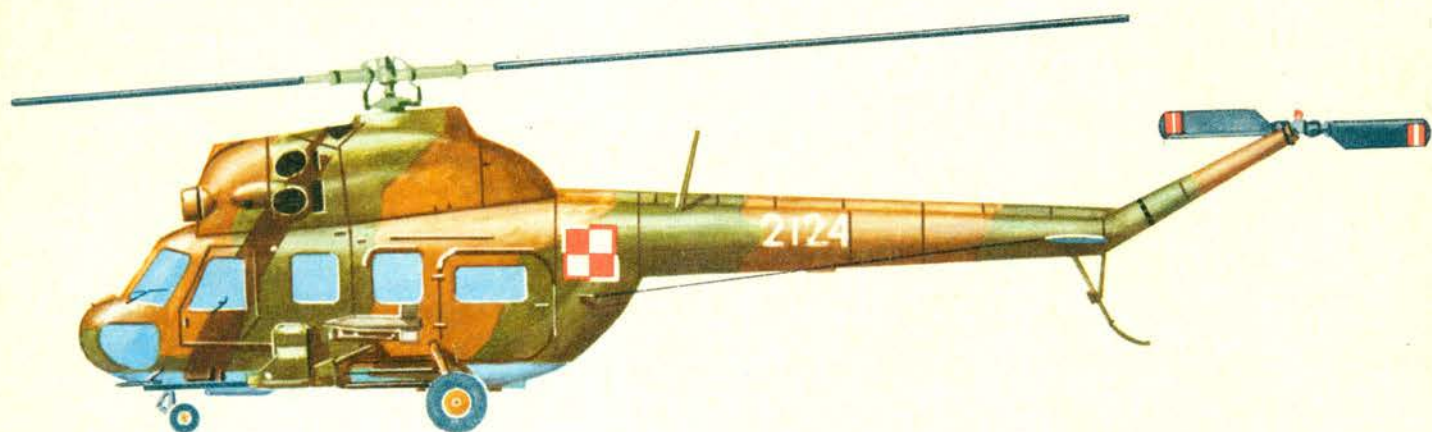
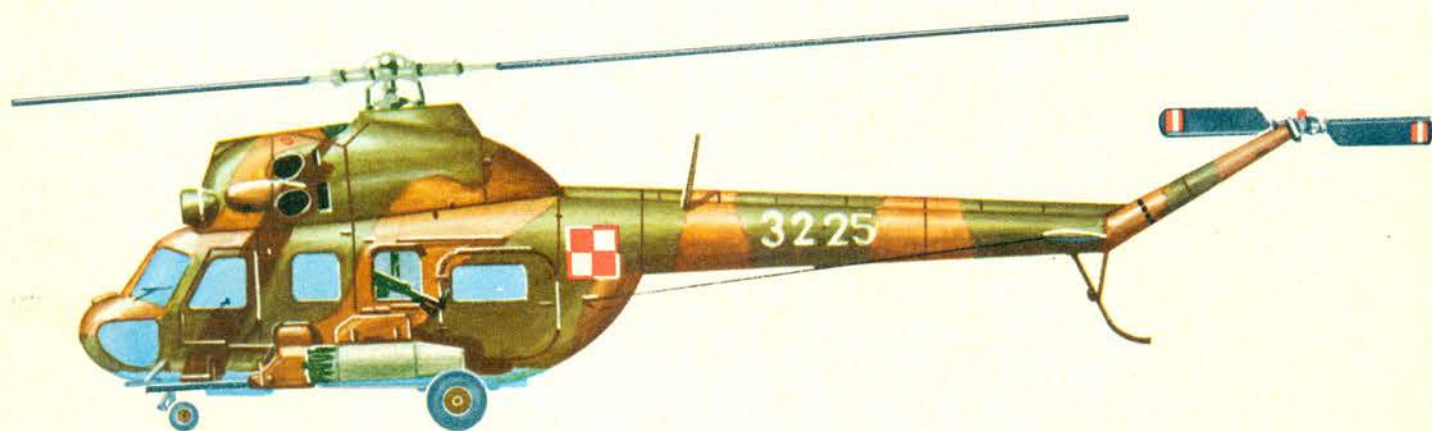


TECHNIKA

12 1974

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 12.-



- На Сельскохозяйственный Факультет Техническо-Сельскохозяйственной Академии в г. Ольштын **принимаются пилоты на специальность — сельхозавиацию**. После окончания Академии (4,5 года) они получают звание магистра инженера и свидетельство сельскохозяйственного пилота. Ольштынская Академия в будущем введет также заочные курсы. Слушатели кроме нормальных занятий — как и другие слушатели сельскохозяйственного факультета — будут улучшать свои летные квалификации во время практических занятий в местном Аэроклубе.
- В польской авиационной и двигательной промышленности **увеличилась продажа в 1973 г. на около 17%**. Увеличение добавочной продукции в сравниваемые периоды составляет 28%. Экспорт за 1973 г. увеличился на 100 млн девизных злотых по сравнению с 1972 г. Экспорт предприятия внешней торговли РЕЗЕТЕЛ за 1973 г. увеличился в общем на 55% по сравнению с 1971 г. в этом — в капиталистические страны свыше 29%.
- Начавшееся в прошлом году в г. Свидник **производство планеров Пират развивается хорошо**. Изготовлено уже свыше 100 шт планеров. Свыше 75% продукции предназначено на экспорт. м. пр. в СССР, Голландию, Швецию и Новую Зеландию.
- Весной в г. Свидник состоялась **польско-советская техническая конференция**, посвященная проблемам качества и совершенства производства вертолетов. Было принято решение о проведении таких конференций через каждые 2 года.
- **Семь рекордов СССР** было установлено на польских планерах Фока-5 и Кобра-15.
- Перебывающие в Малазии — Куаля Лумпур представители Министерства Коммуникации подписали протокол и **договор об авиационной коммуникации** между обоими странами. Таким образом ЛЕТ будет иметь сообщение с юго-восточными районами Азии.
- После нескольких лет перерыва в июне м-це т.г. открылось заново **авиационное сообщение по маршруту Щецин—Гданьск** (трижды в неделю). Одновременно было отсрочено — до отмены — сообщение по маршруту Щецин—Вроцлав—Жешув.
- **Сезонное авиационное сообщение** с четырьмя городами ГДР — Берлином, Дресденом, Лайпцигом и Эрфуртом организовало отделение «Орбиса» в г. Свиноуйсте. Пассажиры перевозились на аэродром Герингсдорф (13 км от г. Свиноуйсте) а затем пользовались самолетами Интерфлюга.
- Благодаря работающей в Свентокшиских Горах Сателитарной станции **Польша имеет связь с космической системой Интерспутник**. Польские программы принимаются — через космос — в СССР, Чехословакии, на Кубе, в Монголии а вскоре также в Болгарии и ГДР.
- Польские специалисты из Института Метеорологии и Водного Хозяйства принимают участие в **тропических исследованиях на Атлантике**, в рамках великой международной программы метеорологических исследований. Ведется также подготовка к следующему этапу — так называемому полярному эксперименту — который состоится в 1975—76 г. Польша имеет уже традицию в проведении подобных исследований.
- В настоящем году **XII Самолетный Райд Журналистов и Пилотов** состоялся на трассе Заность—Пиньчув—Гливице—Стшелин—Турошув. Участвовало 28 команд.
- Управление Центра Авиационного Обучения в г. Лешно предложило организовать в 1975 г. **Чемпионат Мира по планеризму женщин**. Такой Чемпионат — может быть хорошо организован Центром в Лешне — но еще не одобрен управлением Аэроклуба.
- **Кружок Общества Польских Авиаторов** в Торонто состоит из 50 членов, среди них есть Болеслав Орлински, Богдан Кветински, Станислав Кшичковский, Ян Фальковский (председатель) Здислав Краснодембски, Ежи Розвадовски. Кружок — к которому принадлежит также молодежь — организует встречи и дискуссии.
- Делегация Канадского Национального Комитета 500-летия со дня рождения Коперника передала Обсерватории Университета имени Миколая Коперника в Торуне **спектрограф Ричардсона** для измерения температуры и определения химического состава звезд.
- Pilots who wish to specialize in **ag aviation** have an opportunity to study at the **Technical-Agricultural Academy**, Department of Agriculture, at **Olsztyn**. The studies lasting four and a half year lead to a certification as an agricultural applicator and offer a master's degree in engineering. The training is given at the Warminko-Mazurski Aeroclub and the Olsztyn Agroaviation Service Company which has the necessary aircraft.
- **The Polish aviation and engine industry** reports an increment in sale of about 17% in 1973. A significant increase in production amounting to 28% is noticeable in comparable periods. Comparing 1973 with 1972 there is an increase in export by about 3.2 million US dollars. At the same time, the export value of the PEZETEL Foreign Trade Enterprise increased by the 55%, including an increase by more than 29% to the Capitalistic countries. An increase in productivity by 17% was also observed in 1973 as compared with 1972. It should be stressed that the increase in production due to improved manufacturing methods and higher productivity was more than 67.8%, the total employment being reduced by 1300 persons in proportion to that planned.
- The production of **Pirat performance sailplanes** started at Swidnik last year has been steadily growing. Thehirts hundred units have been already built. More than three fourth of the production is intended for export to the Soviet Union, Holland, Sweden, New Zealand and other countries.
- A Polish-Soviet **technical conference** devoted to problems of quality and advancement of the **helicopter production** was held in Spring. Such meetings will be held regularly every other year.
- Seven Soviet national records have been achieved on **Polish Foka-5 and Cobra-15 sailplanes**.
- Polish skydivers won excellent placings at the **XIIth World Parachute Championships** at Szolnok, Hungary. St. Sidor won golden medal in fair fight with 150 competitors. In ladies' contest fourth placing was won by A. Kwaśnik. Additionally, a ladies' group won silver medal in precision landing on target.
- A group of parachutists including W. Koźminski, W. Soleżyński, S. Jakubowski and E. Ligocki won **first placing** in group aerobatics at the **International Parachute Contest** in Saarbrücken; they won second placing in landing on target.
- The Polish Delegation of the Transport Ministry, visiting recently Kuala Lumpur in Malaysia, signed an agreement and a protocol covering air transport between the two countries. Thus the Polish Airlines LOT has got a **connection with the south-eastern Asia**.
- **The Szczecin-Gdańsk service** was reopened by LOT after several years' interval-three times a week; simultaneously the Szczecin-Wrocław-Rzeszów service was suspended.
- Aldermen of Polish descent in Chicago drafted a **special resolution** of the municipal council, which declares for granting the Polish Airlines **LOT** the right of starting a direct service to Warszawa.
- Polish specialists of the Institute of Meteorology and Water Economy in Warszawa take part in tropical observations on the Atlantic Ocean which are a part of the great **international meteorological experiment program**. Preparations are under way for the so-called polar experiment which will take place in 1975-1976. Polish traditions and achievements in conducting meteorological experiments in the Arctics date back to the thirties where they were conducted on Spitsbergen, Bear Island and Greenland.
- Management of the Air Training Centre at Leszno submitted a **proposal to organize a Ladies' 1st World Gliding Championships** at Leszno in 1975.
- A circle of the **Polish Pilots' Association in Toronto** is very active among the Canadians of Polish origin. Active members are Bolesław Orliński, Bogdan Kwiecinski, Stanisław Krzyczkowski, Jan Falkowski, Zdzisław Krasnodębski and Jerzy Rozwadowski — names well known in the history of the Polish prewar aviation.
- A Canadian Delegation of the National Committee for celebration of the Copernicus quincentenary handed a **Richardson spectrograph** over to the Observatory of the Nicolaus Copernicus University at Toruń. The spectrograph is intended for the measurement of temperature and determination of chemical content of the stars.

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5  
 Tel. 43-59-38

Wydawca:

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

SPIS TREŚCI	Str
Problemy rozwoju polskiego lotnictwa cywilnego (Wywiad z Mieczysławem Romanem, dyrektorem Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego)	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA	
W. Waśkowski: Produkcja i eksport szybowców w RFN	5
CIEKAWY KONSTRUKCJE	
A. Glass: Nowości z Farnborough	8
LOT PROBLEMY	
T. Smolicz: Minima meteorologiczne	13
E. Dobkowski: Charakterystyka prędkościowa bustera ze zdwojonym suwakiem sterującym	16
KARTOTEKA TLiA	
Aérospatiale Rallye 100 Sport	19
IS-29D	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE 31	
Praca konstrukcji dźwigara po utracie stateczności przez jego ściankę	23
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
J. Smoleński: Porty lotnicze elementem składowym aglomeracji miejskiej	25
R. Bekiesiński, H. Rzewski: Wpływ paliwa ze zwiększoną zawartością siarki na pracę agregatów układów paliwowych turbinowych silników odrzutowych	27
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	33
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 26	
Podwozie	35
KSIAŻKI LOTNICZE	34
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
S. Nowicki: Wytwórnia Balonów i Spadochronów w Legionowie (1922—1939)	37
NOWOSTI IZ POLSZY, NEWS FROM UOLAND	II okł.
CO PISZĄ INNI	. IV sk.

Na okładce: Śmigłowce M-2 rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA  
 CZASOPISM  
 TECHNICZNYCH NOT  
 Warszawa,  
 Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**

mgr inż. Andrzej Glass

**Sekretarz Redakcji:**

M. Klara Płaskowska

**Redaktorzy działowi:**

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 1, W-wa. Zam. 1965/74. Nakład 3500+30 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. W-32.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—.

Prenumerata roczna zł 144.

INDEKS 38006

WAŚKOWSKI W.

#### **Production and Export of Gliders in GFR**

The author made an analysis of glider production, import and export in the German Federal Republic. A forecasting of the growth and volume of production, volume and value of export and import of gliders was presented.

SMOLICZ T.

#### **Meteorological Minimaums**

The subject of the annual conference of Socialistic air carriers in Berlin in 1974 and the subject of the Conference of International Federation of Airline Pilots'Associations in Tokyo in 1974 was a method of determining the meteorological minimum worked out to the order of the Association of Polish Airline Pilots. Aircraft performance was taken as a starting point in this method.

DOBKOWSKI E.

#### **Speed Characteristic of a Booster with Two-stage Control Valve**

A method of determining speed characteristic for boosters with two-stage control valves is described. The use of two-stage control valves greatly increases the operation reliability of boosters employed in helicopter and aeroplane control systems.

SMOLEŃSKI J.

#### **Airport — a Component of Town Agglomeration**

In the third paper from the series "Airport of modern world" the role of an airport as a factor of region development and as a component of town agglomeration is discussed.

BEKIESIŃSKI R., RŻEWSKI H.

#### **Influence of increased sulfur content in fuel on operation of turbine engine fuel system components**

The influence of sulphur compounds contained in turbine engine fuel on materials used for manufacturing fuel system components is discussed. The corrosive influence of various sulphur compounds is presented and the examples of typical corrosion damages of various engine parts are given. The methods for eliminating the destructive influence of fuel with increased sulphur content on engine parts are indicated.

NOWICKI S.

#### **Balloon and Parachute Factory at Legionowo (1922—1939)**

The history of the establishment and development of the Balloon and Parachute Factory at Legionowo is described. Organization and scope of production has been discussed and a short characteristic of the production given. The following designs of balloons are described: WBS model 39 observation balloon, WBS powered balloon, WBS free balloons, high-altitude balloon „Star of Poland”.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIX GRUDZIEŃ 1974

T E C H N I K A

12

# lotnicza

## i ASTRONAUTYCZNA



## Problemy rozwoju polskiego lotnictwa cywilnego

Wywiad z MIECZYSŁAWEM ROMANEM,  
(dyrektorem Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego)

**TLiA:** Panie Dyrektorze, w związku z realizowaniem przez CZLC obszernego programu rozwoju naszego lotnictwa cywilnego, chcielibyśmy usłyszeć o założeniach tego programu i głównych zamierzeniach. Interesuje nas m.in. polityka CZLC w zakresie komunikacji lotniczej?

**Dyr. Roman:** Rozwój komunikacji lotniczej wymaga spełnienia wielu warunków wstępnych. Wśród nich najważniejsze są: lotnicza polityka zagraniczna, rozwój obsługi pasażera, właściwa lokalizacja i wyposażenie lotnisk oraz prawidłowa polityka taryfowa.

W polityce zagranicznej konieczne jest odpowiednie wyprzedzenie w prowadzeniu rozmów między państwowych w celu wczesnego zawarcia umów o wzajemnej komunikacji lotniczej. Nie tylko w powietrzu robi się tłok, lecz również w lotniczej działalności polityczno-prawnej. Na otrzymanie zgody na otwarcie nowej linii trzeba dziś długo czekać (nieraz kilka lat), a zawarcie umowy zależy w znacznym stopniu od technicznych możliwości zwiększenia ruchu lotniczego oraz od korzyści, które musi widzieć nasz partner. Jesteśmy nieco spóźnieni i mamy do odrobienia sporo zaległości. Oznacza to konieczność inten-

sywniejszych starań na tym od-cinku.

Równocześnie z przygotowaniem do otwarcia nowej linii konieczne jest odpowiednio wczesne poczynienie za granicą przygotowań handlowych, tj. w zakresie reklamy, informacji, obsługi podróżnych itp., tak żeby uruchomienie linii natrafiło na pełny i stały strumień napływających podróżnych, gdyż tylko wtedy można odnieść sukces ekonomiczny. Ponieważ w dużym stopniu liczymy na środowiska polonijne — możemy mieć ułatwiony kontakt z podróżnym. Jednak klientelę można utrzymywać i pozyskiwać tylko przez oferowanie usług na poziomie nie niższym, niż czynią to inni przewoźnicy powietrzni. A to już wymaga wielu starań.

**TLiA:** Doszliśmy do problemu obsługi pasażera. Jak Pan Dyrektor wymieniał — jedno z najważniejszych czynników.

**Dyr. Roman:** Jako obsługę pasażera trzeba też rozumieć całą infrastrukturę, tj. obsługę portową, kontrolę celną i paszportową, dojazd, hotele itp. Zasadniczym czynnikiem rozwoju komunikacji lotniczej jest poprawa infrastruktury krajowej. Przez jej ulepszenie bowiem uzyska się większą troskę o pasażera. Pasażer musi być podmio-

tem działania przedsiębiorstwa komunikacji lotniczej, a nie, jak czasami bywa, uciążliwym przedmiotem tego działania. Poprawa obsługi musi się wyrażać m.in. przez powiększenie międzynarodowego dworca lotniczego na Okęciu.

**TLiA:** Jako trzeci czynnik wymienił Pan Dyrektor lotniska.

**Dyr. Roman:** Tak. Nowoczesne, o dużej przepustowości lotniska położone blisko miasta. Era samolotów zbyt głośnych zbliża się ku końcowi. Cały świat skutecznie przygotowuje się do budowy samolotów powodujących coraz mniej hałasu. A u nas siłą bezwładności lotniska wyprowadza się zbyt daleko za miasto. Jeśli nie chce się przegrać szansy przyciągnięcia pasażerów do komunikacji lotniczej, to nie można wydłużać czasu przejazdu między lotniskiem i miastem. Przy planowaniu nowych lotnisk, niestety, dotychczas urbanisci dążyli do umieszczenia ich za daleko od miast i zbyt chętnie likwidowali istniejące w ich pobliżu. Należy doprowadzić do tego, by o lotniskach wnioskowano i decydowano z udziałem władz lotnictwa i by czyniono to z perspektywą, a nie retrospektywnie.

Dokończenie na str. 4



● W Zakładzie Mechaniki Cieczy i Gazów Instytutu Podstawowych Problemów Techniki opracowano metodę wyznaczania prędkości krytycznej flatteru. W obliczeniach uwzględniono ruch swobodnego samolotu w powietrzu, a także niestacjonarne siły aerodynamiczne działające na wszystkie powierzchnie nośne samolotu. Metodyka ta posłużyła do wykonania pełnych obliczeń flatterowych budowanego w WSK w Mielcu samolotu rolniczego.

● Politechnika Warszawska przyjmuje zgłoszenia na studia podyplomowe w następujących dziedzinach interesujących inżynierów lotniczych:

- automatyki, w okresie 2 semestrów, w trybie dojazdowym
- ekonomiki, organizacji produkcji i ergonomii, w okresie jw., wieczorowe
- metaloznawstwa i obróbki cieplnej, w okresie jw., dojazdowe
- metrologii technicznej, jak wyżej
- technologiczności wyrobów wytwarzanych bezwiotrowo, w okresie 2 semestrów, dojazdowe lub wieczorowe
- technologii elektronicznej, w okresie jw., wieczorowe.

Warunkiem przyjęcia jest dyplom ukończenia studiów wyższych odpowiedniej specjalności, co najmniej dwuletni staż pracy w zawodzie oraz skierowanie z zakładu pracy.

Blizsze informacje można uzyskać w Warszawie, tel. 28-60-03.

● Na Wydziale Rolniczym Akademii Rolniczo-technicznej w Olsztynie piloci przyjmowani są na studia w specjalizacji agrolotnictwo. Ukończenie studiów (trwających cztery i pół roku) daje tytuł magistra inżyniera i dyplom pilota rolnictwa. Olsztyńska ART wprowadzi w przyszłości studia zaoczne.

Podczas studiów agrolotniczych słuchacze zdobywać mają taką samą wiedzę, jak inni studenci wydziału rolniczego. Ponadto będą podnosić swoje kwalifikacje lotnicze i zdobywać umiejętności potrzebne pilotowi samolotów rolniczych. Zajęcia lotnicze odbywać się będą pod nadzorem uczelni w Aeroklubie Warmińsko-Mazurskim oraz w Olsztyńskim Zakładzie Usług Agrolotniczych, wyposażonym specjalistycznymi samolotami.

● W ub. r. zmieniły się nazwy kierunków studiów ekonomicznych w związku ze zmniejszeniem ich liczby i przejściem na szeroki profil nauczania.

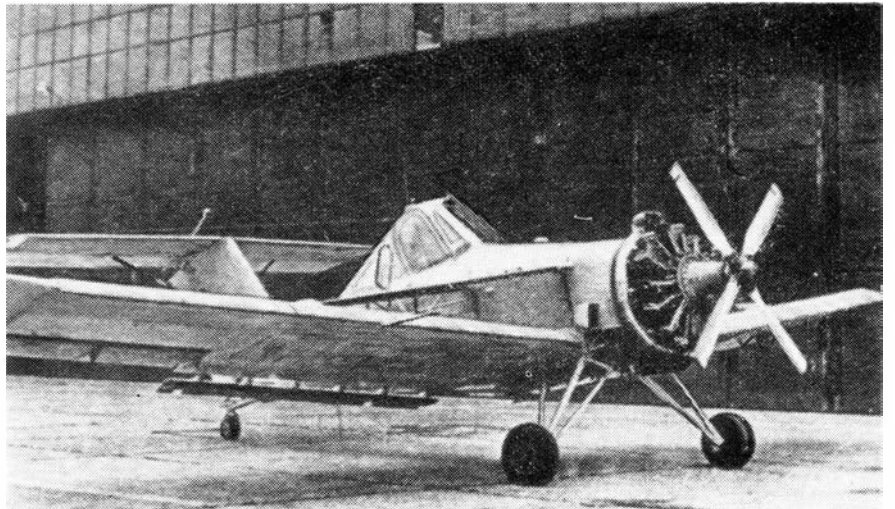
Informujemy o kierunkach interesujących naszą branżę.

— Kierunek Organizacja i Zarządzanie jest reprezentowany w Wyższej Szkole Ekonomicznej w Katowicach, Krakowie i Poznaniu, Uniwersytecie Warszawskim, Gdańskim i Łódzkim. Studia na tym kierunku w UW są unikalne i mają charakter interdyscyplinarny.

— Kierunek Ekonomia i Organizacja Produkcji występuje w WSE w Katowicach, Krakowie, Poznaniu, Wrocławiu, Jeleniej Górze, SGPiS, w uniwersytetach Gdańskim, Lubelskim i w jego filii w Rzeszowie, Łódzku, Toruniu oraz w Politechnice Szczecińskiej i w Kielecko-Radomskiej WSi.

— Kierunek Cybernetyki Ekonomicznej i Informatyki istnieje w WSE w Katowicach, Krakowie, Poznaniu, Wrocławiu, w SGPiS, w uniwersytetach Gdańskim, Łódzkim, Warszawskim i w Politechnice Szczecińskiej.

● W polskim przemyśle lotniczym i silnikowym przyrost sprzedaży w cenach realizacji wyniósł w roku 1973 blisko 17%. Widoczny jest również znaczny przyrost produkcji dodanej w porównywalnych okresach, a sięgający ponad 28%. W roku 1973 osiągnięto zwiększony eksport o 100 milionów złotych dewizowych w porównaniu do 1972 roku. Porównując rok 1973 do roku 1971, war-



Trzeci prototyp samolotu rolniczego PZL-106 Kruk z silnikiem LIT-3S 600 KM, z czteropłatowym śmigłem i powiększonym usterzeniem

tość eksportu przedsiębiorstwa handlu zagranicznym PEZETEL wzrosła ogółem o 55%, w tym do krajów kapitalistycznych o ponad 29%.

Wzrosła poważnie w roku 1973 wydajność pracy w stosunku do osiągniętej w roku 1972, bo o 17%.

Trzeba zaznaczyć, że przyrost produkcji (dodanej) osiągnięty dzięki doskonaleniu metod wytwarzania i wzrostu wydajności pracy wyniósł 67,8% przy zmniejszonym stanie zatrudnienia w stosunku do planowanego o 1300 osób.

● Z okazji XXX-lecia PRL Rada Państwa — na wniosek Biura Politycznego Komitetu Centralnego Polskiej Zjednoczonej Partii Robotniczej — nadała Order Sztandaru Pracy I klasy Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu. Serdecznie winszujemy załodze WSK wysokiego odznaczenia.

● Na Wystawie Lotniczej w Hanowerze w kwietniu br. była reklamowana nowa odmiana Wilga — oznaczona PZL-104 Turbo-Wilga 35M. Samolot ma być napędzany silnikiem turbosmigłowym Allison 250-B15 o mocy startowej 330 KM i przelotowej 280 KM.

Ciężar własny 750 kg; ciężar użyteczny 650 kg; prędkość przelotowa 230 km/h; zasięg: 700 km. Wznoszenie z 1 szybowcem na holu: 6,5 m/s; czas wzniesienia na 6000 m z 1 szybowcem na holu 30 min.

● Uruchomiona w ub. r. w Swidniku produkcja szybowców wyczynowych Pirat, rozwija się pomyślnie. Wyprodukowano już na wiosnę pierwszą setkę tych szybowców. Ponad trzy czwarte produkcji przeznaczono na eksport, m.in. do ZSRR, Holandii, Szwecji i Nowej Zelandii.

● W Swidniku odbyła się na wiosnę polsko-radziecka konferencja techniczna poświęcona problemowi jakości i nowoczesności produkcji śmigłowców. Postanowiono, że tego rodzaju spotkania odbywać się będą co 2 lata.

● Siedem rekordów Związku Radzieckiego zdobyto na polskich szybowcach Foka-5 i Cobra-15.

● Znakomite wyniki uzyskali polscy skoczkowie na XII Spadochronowych Mistrzostwach Świata w Szolnok, w Węgierskiej Republice Ludowej. St. Sidor — przy konkurencji 150 skoczków — zdobył złoty medal. W zawodach kobiecych A. Kwaśnik otrzymała czwartą lokatę, ponadto polska drużyna kobiet zdobyła srebrny medal w skokach grupowych na celność lądowania.

Rozgrywane były trzy konkurencje: skoki na celność lądowania z natychmiastowym otwarciem spadochronu z wysokości 700 m, skoki akrobacyjne z opóźnionym otwarciem spadochronu z

wysokości 2000 m i skoki grupowe na celność lądowania z wysokości 1000 m.

● Grupa spadochroniarzy w składzie: W. Koźmiński, W. Soleżyński, S. Jakubowski i E. Ligocki zajęła pierwsze miejsce w akrobacji zespołowej w międzynarodowych zawodach spadochronowych w Saarbrücken, w RFN. II i III miejsce zajęli skoczkowie z RFN i Holandii. W skokach na celność lądowania zespół polski zajął drugie miejsce.

● Przebywająca ostatnio w Malezji w Kuala Lumpur polska delegacja Ministerstwa Komunikacji podpisała umowę i protokół o komunikacji lotniczej między obu krajami. W ten sposób PLL LOI uzyskała połączenie z rejonami Azji południowo-wschodniej.

● Po kilkuletniej przerwie wznowiono w czerwcu komunikację lotniczą na trasie Szczecin — Gdańsk (trzy razy w tygodniu). Równocześnie zawieszono, aż do odwołania komunikację lotniczą na trasie Szczecin — Wrocław — Rzeszów.

● Lotnicze sezonowe połączenia pasażerskie z czterema miastami NRD: Berlinem, Dreznem, Lipskiem i Erfurtem — uruchomiał oddział „Orbisu” w Swinoujściu.

Na podstawie porozumienia zawartego z „Interflugiem” enerowska linia lotnicza codziennie zabierała pasażerów mikrobusem ze Swinoujścia i przewoziła ich na — znajdujące się w NRD — sezonowe lotnisko w Heringdorf. Jest ono odległe od Swinoujścia o 13 km. Należność za bilety w obie strony można było opłacać w złotówkach.

● Radni polskiego pochodzenia w Chicago, przygotowali projekt specjalnej uchwały rady miejskiej, która opowiada się za przyznaniem PLL LOT prawa uruchomienia bezpośredniej linii do Warszawy.

● Dzięki czynnej już w Górach Świętokrzyskich stacji satelitarnej Polska znalazła się wśród krajów dysponujących łącznością w systemie kosmicznym Intersputnik.

W dniu uruchomienia stacji odebrano transmisję otwarcia polskiej wystawy w Moskwie. Ostatnio zaś włączono system nadawczy stacji. Polskie programy — via kosmos — odbierać można w ZSRR, Czechosłowacji, Mongolii, na Kubie, a wkrótce także w Bułgarii i w NRD.

● Polscy specjaliści z Instytutu Meteorologii i Gospodarki Wodnej w Warszawie brali udział w badaniach tropikalnych na Atlantyku, będących fragmentem wielkiego międzynarodowego programu badań meteorologicznych. Obecnie prowadzi się przygotowania do następnego etapu, tzw. ekspery-

mentu polarnego, który odbędzie się w latach 1975—1976.

Jak wiadomo, Polska ma duże tradycje i dorobek w prowadzeniu badań meteorologicznych w Arktyce. Badania zapoczątkowane w latach trzydziestych prowadzone były na Spitsbergenie, Wyspie Niedźwiedziej i na Grenlandii.

● Tegoroczny XII Rajd Samolotowy Dziennikarzy i Pilotów, przebiegał na trasie Zamość — Pińczów — Gliwice — Strzelin — Turoszów. Startowało w nim 28 załóg.

W punktacji ogólnej rajd wygrała załoga „Gazety Pomorskiej” z Bydgoszczy w składzie pil. L. Szutowski i red. M. Kowalski. Drugie miejsce zajęła załoga „Skrzydlatej Polski” pil. S. Babiarczyk i red. J. Zarębski.

Najlepszymi dziennikarzami XII Rajdu zostali: red. Maria Szablowska (PR Warszawa — „Muzyka i Aktualności”) i red. Jerzy Zarębski („Skrzydłata Polska”).

● Kierownictwo Centrum Wyszczolenia Lotniczego w Lesznie podjęło inicjatywę zorganizowania w Lesznie w 1975 r. I Szybowcowych Mistrzostw Świata Kobiet. Idea ta zyskała sobie aprobatę władz wojewódzkich, brak jeszcze zgody APRL. Centrum jest w stanie takie mistrzostwa dobrze zorganizować, co przecież byłoby z korzyścią i dla sportu i dla prestiżu lotniczej PRL. Obecnie Centrum rozpoczęło przygotowania do następnych mistrzostw świata, które w 1976 r. odbędą się w Finlandii.

● Koło Stowarzyszenia Lotników Polskich w Toronto aktywnie pracuje wśród Polonii Kanadyjskiej. Koło zrzesza około 50 członków, wśród nich jest wiele osób o nazwiskach znanych z historii przedwojennego lotnictwa polskiego. Działają tu: Bolesław Orliński, Bogdan Kwieciński, Stanisław Krzyczkowski, Jan Falkowski, Zdzisław Krasnodębski, Jerzy Rozwadowski. Koło skupia również młodzież lotniczą. J. Falkowski jest prezesem Stowarzyszenia. Zarząd Koła organizuje spotkania i dyskusje. Dużą frekwencją cieszą się czwartki klubowe.

● Weterani lotnictwa cywilnego mieli w lipcu sposobność dwukrotnie spotkać się z naczelnym dyrektorem przedwojennych Polskich Linii Lotniczych LOT, płk. pil. inż. Wacławem Makowskim. 26 lipca z inicjatywy Warszawskiego Klubu Seniorów Lotnictwa w honorowej sali pamiętek Aeroklubu PRL zebrało się grono przyjaciół. Towarzyści broni i dawnych współpracowników dyr. Makowskiego (wśród nich kilka osób pracuje w LOT do dnia dzisiejszego), aby go zobaczyć i powitać.

W 1933 roku dyr. Makowski — jako szef ekipy PLL LOT i pilot — brał udział w słynnym 85-godzinym przelocie komunikacyjnego samolotu Lockheed 14H, o znakach SP-LMK (jednego z partii zakupionej przez LOT w Stanach Zjednoczonych), na trasie 24 850 km z Los Angeles do Warszawy przez Meksyk, Gwatemalę, Panamę, Peru, Chile, Argentynę, Brazylię, Południowy Atlantyk, Senegal, Maroko, Tunezję i Włochy.

Inż. Makowski skończył wojnę w randze pułkownika, jako dowódca Polskiej Stacji Lotnictwa Transportowego w Anglii, gdzie dysponował 40 czterosilnikowymi samolotami z podwójnymi załogami obsługi naziemnej i 100 załogami personelu latającego. Po wojnie osiedlił się w Kanadzie.

Spotkanie, którego gospodarzem był prezes Klubu Seniorów, pilot i b. kierownik Ruchu PLL LOT — K. Chorzewski, upłynęło w rodzinnej atmosferze: na wspomnieniach i komentowaniu starych fotografii.

31 lipca przyjaciele oraz przedstawiciele LOT-u żegnali dyr. Makowskiego — który zakończył już swą wizytę w Polsce — w Międzynarodowym Porcie Lotniczym na Okęcie.

● Delegacja z Kanady Narodowego Komitetu 500-lecia Kopernika, przekazała Obserwatorium Uniwersytetu im. Mikołaja Kopernika w Toruniu spektrograf

Richardsona służący do pomiaru temperatury i określania składu chemicznego gwiazd.

● Przy Aeroklubie Białostockim powstał Klub Seniorów Lotnictwa. Prezesem Klubu został ppłk pil. rez. Leon Kłodecki, a jego zastępcą kpt. pil. rez. Stanisław Kopacz.



## FRANCJA

● We Francji istnieje wiele niedużych zakładów wąsko wyspecjalizowanych w produkcji lotniczej. Warto wymienić firmę STAREC w Chateauroux projektującą i wytwarzającą anteny radiowe do samolotów, śmigłowców, satelitów i rakiet krajowych i zagranicznych.

Zakłady Air Equipment DBA w Asniers pod Paryżem są wyspecjalizowane w zakresie przyrządów nawigacyjnych i pomocniczych urządzeń pokładowych, wśród nich wciągarek do śmigłowców. Z licencji tej firmy korzystają m. in. Stany Zjednoczone, Japonia, Czechosłowacja, Jugosławia.

● We Francji użytkuje się 37 portów lotniczych służących regularnej komunikacji lotniczej, 229 lotnisk publicznych oraz 92 lądowiska.



## RUMUNIA

● Rumuńskie towarzystwo Tarom otwiera regularne linie z Bukaresztu do Nowego Jorku przez Amsterdam oraz do Pekinu przez Ateny, Teheran i Karaczi. Na liniach tych latać będą samoloty Boeing B-707.



## USA

● Sikorsky Helicopter Div. of United Aircraft Corp. bada możliwość i opłacalność zakupu licencji na produkcję europejskich śmigłowców. Ewentualny zakup licencji umożliwi Sikorskiemu rozszerzenie profilu produkcyjnego, bez ponoszenia kosztów badań i prób.

Wstępne rozmowy przeprowadzono z angielskim Westlandem, włoską Agustą i z francuskim Aerospatialem.

● Drgania wału wirnika śmigłowca Bell 214-A zostały ograniczone za pomocą elastycznego drażka firmy Lord. Cały układ tłumienia drgań składa się z 7 elementów ułożyskowania Lord Lastofler — stosowanych coraz powszechniej przez konstruktorów główne wirników śmigłowców. Trwałość układu przewidziano na 1500 godz. Urządzenie przeszło badania dynamiczne i w locie w ciągu 4 tys. godzin.

● Dwie największe amerykańskie linie lotnicze TWA i PANAM zamkną bilans tegorocznej działalności deficytem ponad 200 mln dolarów. W pierwszych czterech miesiącach PANAM poniosła straty w wysokości 31 mln dolarów.

## OGÓLNE

● Aerobus europejski A-300B, produkcji francusko-zachodniemieckiej uzyskał w marcu br. certyfikat zgodności. Wchodzi on do eksploatacji na kilku liniach Air France i Air Inter m. in. na trasie Paryż-Londyn.

● Aerobus A-300 wykonał pierwszy swój lot w 40 miesięcy od zatwierdzenia programu budowy. W ub.r. 4 samoloty tego typu miały już w sumie 120 godzin lotu. Obecnie, kiedy walczy się z jednej strony o większą ekonomiczność transportu, a z drugiej o mniejszy hałas — rynek lotniczy otrzymuje samolot, który odznacza się zaletami w obu tych dziedzinach.

Aerobus budowany jest w dwóch wariantach — B2 i B4: z wydłużonym lub skróconym kadłubem, co umożliwia zróżnicowanie liczby miejsc i zasięgu. Idąc za wzorem amerykańskim, zakłady produkujące aerobusy mogą zaofiarować całą gamę odmian aerobusu: od wersji krótkodystansowej z dużą liczbą miejsc do długodystansowej dla 185—200 pasażerów. Dla wygody użytkowników przewiduje się także stosowanie różnych typów silników.

● Do końca kwietnia 1974 r. przygotowano produkcję 50 samolotów Airbus, dla którego portfel zamówień opiewa na 39 maszyn. Przypominamy, że transportowiec ten oblatany był pod koniec 1972 r., zabiera 345 pasażerów, waży z pełnym obciążeniem 150 ton\* i lata z prędkością 940 km/h.

● Jugosłowiańsko-rumuński wojskowy samolot treningowy Jurom zostanie wkrótce oblatany. Samolot ten jest wyposażony w dwa silniki, Rolls-Royce Viper 623. Produkowany będzie w wersji jedno- i dwumiejscowej.

● Angielska firma Westland wspólnie z francuskim koncernem Aerospatiale opracowała cywilną wersję śmigłowca Gazelle. Jest to lekki 5-miejscowy śmigłowiec wielozadaniowy służący do przewożenia pasażerów i ładunków. Napęd śmigłowca stanowi silnik Turbomeca Astazou 3 o mocy 600 KM. Gazelle wyposażona jest w wirnik trółopatowy, otunelowane śmigło oraz podwozie pływające. Ciężar pustego śmigłowca wynosi 883 kG; ciężar całkowity — 1700 kG; prędkość maksymalna 310 km/h; zasięg 680 km.

● Transport lotniczy towarów na małe odległości jest nieekonomiczny. Idealnym rozwiązaniem wydaje się do tego celu ekranoplan. Jest to samoloto-statek unoszący się nad terenem na małej wysokości, a kształtem przypominający latające skrzydło. Pierwsze projekty ekranoplanów powstały przed 40 laty, a do tej pory zbudowano ich ponad trzynaście. Różne typy ekranoplanów projektowane są w Stanach Zjednoczonych AP (ekranoplan transkontynentalny na 3000 pasażerów), Anglii, Japonii, ZSRR, Szwecji i Finlandii. Doskonałość aerodynamiczna ekranoplanów może osiągnąć wartość 30—40, podczas gdy dla współczesnych samolotów transportowych nie przekracza 18.

● Związek Radziecki i kraje Europy Wschodniej dążą do unowocześnienia swoich systemów kontroli ruchu lotniczego, opierając się w znacznym stopniu na elektronicznej technologii krajów zachodnich, a głównie Stanów Zjednoczonych AP. W tym celu przebywali w Stanach Zjednoczonych delegaci ze Związku Radzieckiego, z Polski, Bułgarii, Jugosławii i Czechosłowacji, gdzie zaznajomili się ze stacjami kontroli ruchu powietrznego oraz z zakładami produkującymi potrzebny sprzęt.

● Uniwersalny system nawigacji Omega umożliwia bardzo dokładne ustalenie pozycji w oparciu o sygnały 8 stacji nadawczych o mocy 10 kW. Stacje te zostały umiejscowione w Norwegii, na wyspie Reunion, w Australii, Japonii, na Hawajach, w USA, Argentynie i Trinidadzie. Błąd wskazań pozycji dla ostatnio wyprodukowanego typu urządzenia nie przekraczał 1,85 km. Odbiornik Omega może być zainstalowany nawet w małych samolotach sportowych i dyspozycyjnych.

\* Concorde — przewoźący 120 pasażerów — waży 175 T.

**TLiA: A jakie konkretne posunięcia przewidziane są w związku z tymi założeniami?**

**Dyr. Roman:** W zakresie rozwoju linii zagranicznych — w przyszłym roku ma być otwarta linia do Kuala Lumpur koło Singapuru, dająca nam dobre połączenie z Australią. Pozwoli ona przejąć pasażerów zdążających z tego kontynentu do Polski. Dążeniem naszym jest przedłużenie naszych linii do Tokio i do Ameryki Południowej. Jesteśmy zdecydowani umacniać linię Atlantycką, tym bardziej że stanowisko Polonii w tej sprawie jest bardzo życzliwe.

Jeśli chodzi o poprawę obsługi pasażerów, to na Okęciu, gdzie jest nadmierny tłok, powiększy się powierzchnię budynków drogą doraźnej adaptacji.

Natomiast w dziedzinie budowy lotnisk przewidujemy konieczność posiadania w kraju czterech lotnisk międzynarodowych: pierwsze — to Okęcie, drugie — też warszawskie, czynimy starania, aby było niedaleko od miasta, trzecie — Rębiechowo, a czwarte — na południu Polski, najlepiej w węzle krakowsko-katowickim. Lotniska te muszą być stale rozbudowywane, by nadać za rozwojem przewozów.

**TLiA: Dla rozwoju komunikacji lotniczej ważna jest również sprawa taryf. Jak wiemy, zeszłoroczne podniesienie taryfy krajowej nie odbiło się korzystnie na rozwoju ruchu lotniczego w kraju.**

**Dyr. Roman:** Niewątpliwie sprawa taryf jest znacznie bardziej złożona, niż się to czasem wydaje. Tylko ceny artykułów pierwszej potrzeby mogą być podnoszone bez obawy o utratę rynku. Taryfy na wszystkie środki komunikacji muszą być rozpatrywane łącznie. Niekorzystna proporcja cen podróży

samolotem i koleją spowodowała, że w br. wielu pasażerów zrezygnowało z usług LOT, a zapewnienie miejsc w samolotach znacznie zmalało. Ostatnio na liniach krajowych wprowadzono istotną (o 30%) obniżkę taryf krajowych. Reakcja ze strony pasażerów była bardzo szybka i zdecydowanie dodatnia. Dowodzi to, że do rentowności łatwiej dochodzi się przez dużą liczbę tanich przewozów, niż małą liczbę bardzo drogich.

**TLiA: Wśród problemów całego lotnictwa cywilnego na czoło wysuwa się m.in. sprawa szkolenia personelu. Od lat diskutowana jest sprawa szkoły pilotów. Czy są perspektywy rozwiązania tego problemu?**

**Dyr. Roman:** Na świecie istnieją dwa kierunki szkolenia pilotów i całego personelu dla lotnictwa cywilnego: jeden — to tworzenie przez lotnictwo cywilne własnych szkół lotniczych, drugi zaś — to powierzenie tego zadania lotnictwu wojskowemu. Musimy rozważyć, jakie rozwiązanie będzie dla nas najszlachetniejsze. Budowa cywilnej szkoły pilotów pociąga za sobą duże koszty inwestycyjne i wymaga czasu. Natomiast Szkoła Orłąt w Dęblinie ma bogate wyposażenie i niewątpliwie byłaby w stanie przeszkalać również personel dla lotnictwa cywilnego.

**TLiA: Wydaje się nam, że jednym z aktualnych problemów lotnictwa cywilnego jest zbytne rozproszenie lotnictwa dyspozycyjnego.**

**Dyr. Roman:** Rzeczywiście sytuacja lotnictwa dyspozycyjnego nie jest dobra. Indywidualne użytkownictwo około setki samolotów różnych typów w najbliższym czasie doprowadzi do krytycznego stanu pod względem części zamiennych i remontów oraz do zdecydowanie nie-

korzystnej sytuacji w zakresie bezpieczeństwa latania na tych samolotach, a także do bardzo nieekonomicznego i nieoperatywnego wykorzystywania tych samolotów. Rozwiązanie tkwi w sensownej integracji z zachowaniem określonych dyspozycyjnych kompetencji dotychczasowych właścicieli.

**TLiA: Przez wiele lat czekaliśmy na integrację lotnictwa cywilnego. Teraz zaczyna się ona urzeczywistniać. Jak powinna być ona realizowana?**

**Dyr. Roman:** Integracja jest koniecznością naszego lotnictwa cywilnego. Jednak jej realizacja, moim zdaniem, musi być tak przeprowadzona, żeby nic nie zmarnować z dotychczasowego dorobku i korzyści poszczególnych rodzajów lotnictwa, a równocześnie uzyskać nowe korzyści płynące z zespolenia wysiłków. Niektórzy opacznie rozumieją integrację jako centralizację. Taka interpretacja jest błędna, a w działaniu byłaby szkodliwa. Nam chodzi o integrację w zakresie materiałowo-technicznym, szkoleniowym, w kształtowaniu infrastruktury, przy utrzymaniu a może i zwiększeniu, kompetencji operacyjnych poszczególnych użytkowników, dysponentów i fundatorów.

**TLiA: Co Pana zdaniem jest warunkiem prawidłowego rozwoju polskiego lotnictwa cywilnego?**

**Dyr. Roman:** U podstaw dalszego rozwoju naszego lotnictwa cywilnego musi leżeć wieloletni, konstruktywny program jego rozwoju i dalekowszereczna polityka lotnicza. Programy te trzeba mądrze i odważnie kształtować, a po zaakceptowaniu ich, zdecydowanie i szybko realizować, a w razie potrzeby — i korygować.

Wywiad przeprowadził  
**A. Glass**

## W następnym numerze

Omówione będą próby i badania nad stosowaniem w samolotach podwozi na poduszce powietrznej, przeprowadzone przez firmę Bell Aerospace Division Textron i Air Force Flight Dynamics Laboratory.

Podano sposób obliczania kształtu membrany stosowanej w podwoziu na poduszce powietrznej oraz metody obliczania charakterystyki strumienia obwodowego, potwierdzone doświadczalnie.

Omówiono też metodę obliczania dynamicznego oddziaływania dolnej części membrany.

W dziale LOT PROBLEMY przedstawione będą problemy związane z integracją układów nawigacyjnych. Omówione będą kryteria stosowania odpowiedniego układu nawigacyjnego w

różnego rodzaju samolotach i śmigłowcach. Podane też będą ogólne wiadomości o zintegrowanym układzie nawigacyjnym, aspekty uzasadniające jego stosowanie oraz funkcje, jakie zawiera.

W dziale PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK w kolejnym artykule z cyklu „Porty lotnicze w nowoczesnym świecie” omówione będą ogólne kierunki walki z hałasem, które ustalone na podstawie licznych badań, analiz oraz ankiet przeprowadzonych w wielu krajach.

W KARTOTECE TLiA podamy opis 30-osobowego, turbośmigłowego samolotu pasażerskiego i transportowego Short SD 3-30, produkowanego przez Wielką Brytanię oraz pasażerskiego sa-

molotu krótkiego zasięgu VFW-Fokker VFW 614.

W POMOCACH KONSTRUKCYJNYCH będzie opublikowany dalszy ciąg pracy konstrukcji dźwigara po utracie stateczności, a mianowicie obciążenie nitów łączących ściankę z pasami dźwigara.

W TECHNICZNYM SŁOWNIKU LOTNICZYM podajemy dalszy ciąg terminologii podwozia.

W dziale Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ przedstawione będą dzieje rozwoju samolotu RWD-17, który został zaprojektowany w 1937 r. przez B. Żurakowskiego jako rozwinięcie RWD-8 i samolot do szkolenia akrobacji przed używaniem RWD-10.

W styczniowym numerze zamieścimy również spis artykułów opublikowanych w TLiA w 1974 roku.



Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

# Produkcja i eksport szybowców w RFN

Przeprowadzono szacunkową analizę produkcji szybowców w RFN. Przedstawiono rozwój produkcji, wielkość produkcji oraz wielkość i wartość eksportu i importu szybowców.

Już od kilkudziesięciu lat Niemcy kapitalistyczne, we wszystkich swoich przeistoczeniach strukturalno-politycznych, jak Republika Weimarska, III Rzesza Hitlera, a obecnie w postaci Federalnej Republiki Niemiec, były prekursorem, głównym producentem i eksporterem szybowców (dziś również motoszybowców). W tej roli są hegemonem w świecie kapitalistycznym, gdyż praktycznie cała produkcja pozostałych krajów kapitalistycznych nie przekracza nawet 1/3 liczby szybowców wytwarzanych przez przedsiębiorstwa Republiki Federalnej Niemiec.

Wydaje się zatem wskazane przeprowadzenie szacunkowej analizy działalności RFN w tej dziedzinie.

Przystępując do omówienia tego zagadnienia, tj. rozwoju produkcji szybowców w RFN, ich liczby w eksploatacji oraz obrotów zagranicznych tym sprzętem należy od razu zaznaczyć, że wszystkie niżej przedstawione materiały statystyczne należy traktować jako szacunkowe: przemysł szybowcowy RFN podaje wyniki swej działalności jedynie sporadycznie i wrywkowo.

Dane faktyczne są trudno dostępne, czasem wręcz nieosiągalne nawet na terenie RFN. Odnosi się to przede wszystkim do materiałów dotyczących wielkości floty szybowcowej w tym kraju oraz ich produkcji. Znany komentator i prognostyk lotniczy — inżynier i ekonomista H. G. Friedrich tak pisze na ten temat w miesięczniku „Deutscher Aerokurier” 1974, nr 5: „...co się tyczy rozwoju produkcji i liczby szybowców na terenie RFN w okresie ostatnich dziesięciu lat — badacz mógł otrzymać jedynie szczątkowe dane, tak że dopiero z chwilą gdy nastąpił obowiązek reje-

strowania (szybowców — *przyp. aut.*), tj. od 1972 r. uzyskaliśmy właściwe dane.” Z tego względu pozostała jedyną tylko drogą do pracy badawczej: stosowanie mozaikowej metody analizy i wykorzystywanie materiałów rozszaniowanych w ciągu lat w wielu czasopiśmie fachowych.

Jako punkt wyjścia do analizy przyjąłem stany liczbowe floty szybowców w RFN od 1969 r. (rys. 1). Od razu jednak stwierdziłem niezgodność w analizowanych materiałach źródłowych. Wspomniany na wstępie H. G. Friedrich w „Deutscher Aerokurier” 1974 r. nr 5 wykazuje na dzień 1.I.1972 r. — 3368 szybowców, podczas gdy tenże „Deutscher Aerokurier” 1974, nr 6 podaje, że w rok później liczba szybowców w RFN „przekroczyła 4200 sztuk.

Zważywszy, że roczna produkcja szybowców w RFN (wraz z reimportem z Francji) oscyluje około 450—530 sztuk trudno zgodzić się, że przyrost liczby szybowców w 1972 r. wyniósł blisko 900 sztuk. Uważałem zatem za słusne przyjąć liczbę „Deutscher Aerokurier”, tj. 4000 szybowców znajdujących się w 1972 r. na terenie RFN (tabl. 1).

Tablica 1. Rozwój liczby szybowców w RFN w latach 1969—1973

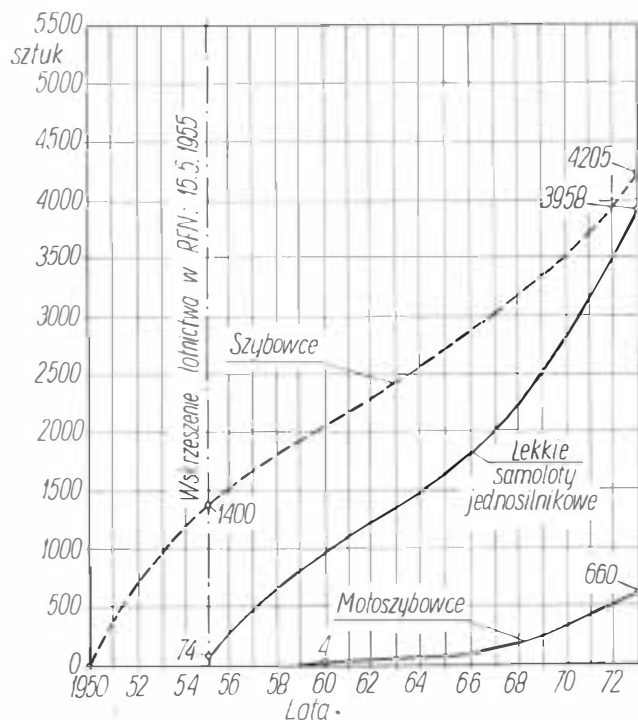
Rok	Stan	Wzrost w stosunku do poprzedniego roku	
		szt.	%
1969	3348	180	+5
1970	3582	234	+7
1971	3733	151	+4
1972	4001	268	+7,2
1973	4205	204	+6

Wg „Deutscher Aerokurier” 1973, nr 4, s. 263; 1974 nr 6, s. 424.

Tablica 2. Ocena ilościowej produkcji szybowców w latach 1969—1973 w sztukach

Rok	1969	1970	1971	1972	1973
Przyrost liczby szybowców [szt.]	+180	+234	+151	+268	+204
Eksport szybowców* [szt.]	+300	+328	+285	+421	+334
Razem	+480	+562	+436	+689	+538
Skreślono z rejestru [szt.]**	-30	-34	-14	-36	-15
Importowane [szt.]***	—	-20	-14	-35	-59
Produkcja szacunek [szt.]****	450	528	408	520	464

\* Wartość eksportu skorygowana. Zasadę obliczania skorygowanego eksportu omówiono w punkcie dot. obrotów zagranicznych  
 \*\* Szacunek  
 \*\*\* Skorygowany import, bez reimportu z Francji  
 \*\*\*\* Wraz z dostawami szybowców wykańczanych i montowanych we Francji z elementów dostarczanych przez producentów RFN



1. Rozwój liczby szybowców, motoszybowców i samolotów lekkich w RFN

**Tablica 3. Produkcja szybowców w RFN wg wytwórcy i typów w 1972 r. [sztuki]**

Firma i typ	Liczba [sztuki]	Klasa
<b>Schleicher</b>		
ASK-13	28	standard
ASW-15	67	
ASW-17	12	
<b>Scheibe*</b>		
Bergfalke	14	
<b>Glasflügel</b>		
Libelle Standard	130	standard
Kestrel	30	
604	2	
701	1	
<b>Schemp-Hirth</b>		
Cirrus Standard	125	standard
Nimbus 2	15	
<b>Rolladen — Schneider</b>		
LS-1	40	standard
<b>Razem</b>	<b>464**</b> w tym 363 standard	

Wg „Jane's All the World Aircraft” 1972/1973 i 1973/1974; „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1972 nr 12.

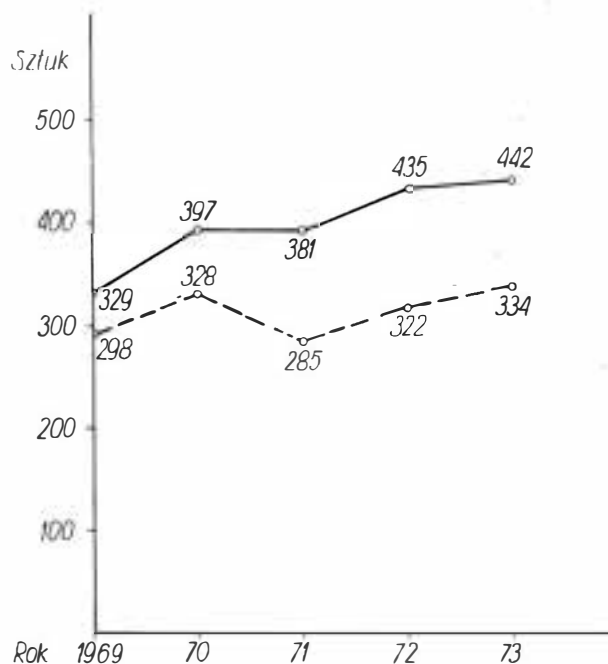
\* Firma Scheibe obecnie produkuje prawie wyłącznie motoszybowce. Również Schleicher produkuje motoszybowce.

\*\* Pominięto produkcję małych warsztatów, m. in. kilkudziesięciu szybowców SB-5c, dlatego liczba ta mniejsza jest niż w tablicy 2.

W oparciu o dane dotyczące przyrostu rocznego floty szybowców obliczamy szacunkowo produkcję roczną szybowców w RFN (tabl. 2 i 3).

**Szybowce w obrocie zagranicznym RFN**

Przy analizie tablicy 4 wyłania się kwestia prawdziwości i zgodności danych zawartych w roczni-



2. Eksport szybowców z RFN w latach 1969—1973 (sztuk)

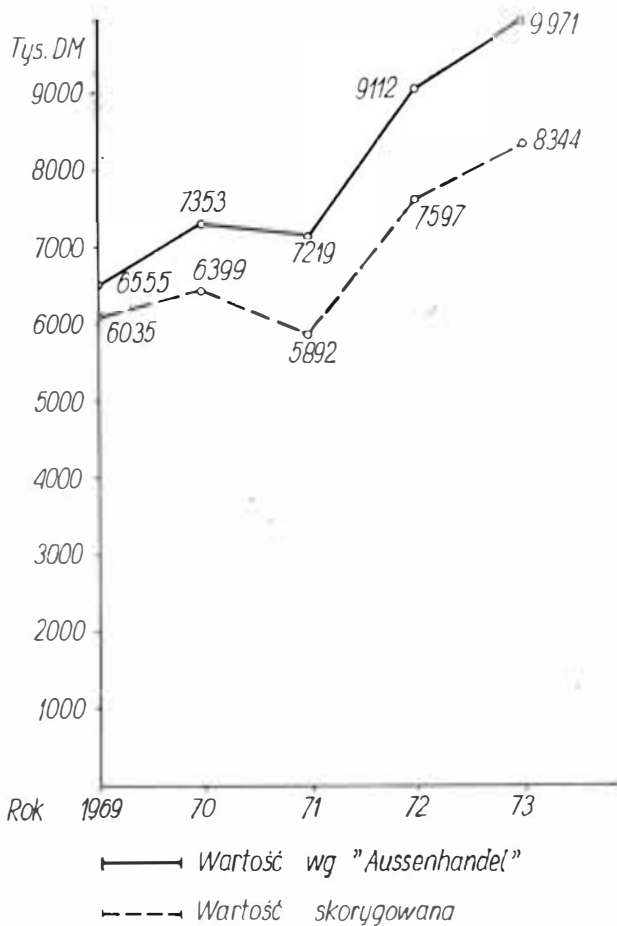
kach statystycznych RFN „Aussenhandel” z rzeczywistymi wartościami i wolumenem eksportu z tego kraju.

Zasadniczą wątpliwość budzi bardzo poważny import z Francji, podczas kiedy wiadomo, że praktycznie nie buduje dziś ona seryjnych szybowców. Sprawę wyjaśnia informacja zamieszczona w miesięczniku „Aviation Magazine” 1971 nr 570, mówiąca o zawarciu umowy kooperacyjnej pomiędzy zachodnio-

**Tablica 4. Eksport i import szybowców RFN w latach 1969—1973**

Kierunek	1969 r.		1970 r.		1971 r.		1972 r.		1973 r.											
	Eksport [szt.]	Import [tys. DM]	Eksport [szt.]	Import [tys. DM]	Eksport [szt.]	Import [tys. DM]	Eksport [szt.]	Import [tys. DM]	Eksport [szt.]	Import [tys. DM]										
Francja	75	1209	31	510	103	1536	69	954	142	2077	96	1327	170	2733	103	1515	170	2855	108	1627
Belgia-Luksemburg	10	209			15	178			9	77			20	314			12	194		
Holandia	10	179			9	125			6	111			19	476			24	550		
Włochy	24	423			31	527	8	197	7	168			18	531			12	305		
W. Brytania	27	522			21	429			38	739			32	755			26	633		
Szwecja	15	268			24	445			6	107			9	171			12	267	12	201
Finlandia	4	96			5	108			3	67			5	130			2	55		
Dania	4	45			8	85			9	182			9	182			9	205		
Szwajcaria	17	333			36	671	9	127	39	844	7	81	38	815	10	137	41	1104		
Austria	16	341			16	322	3	43	23	426	4	62	36	729	5	55	22	588	10	129
Jugosławia	—	—			—	—			—	—			2	49	5	54	3	59	7	80
Turecja	—	—			—	—			—	—			2	56			—	—		
Rep. Płd. Afryki	8	168			7	190			5	164			5	206			2	66		
USA	80	1829			74	1712			61	1522			47	1255			56	1741		
Kanada	8	180			6	129	51	2492	3	71			4	120			—	—		
Brazylia	—	—			2	62			2	62			1	35			—	—		
Chile	—	—			—	—			—	—			1	42			—	—		
Australia	10	228			17	305			8	187			16	344			27	721		
N. Zelandia	8	191			12	288			5	146			—	—			—	—		
ZSRR	—	—			5	132			—	—			—	—			—	—		
Rumunia	—	—			—	—			—	—			—	—			—	—	6	117
CSRS	—	—			—	—			—	—	3	36	—	—	15	211	4	116	14	215
Argentyna	6	176			—	—			3	72			—	—			—	—		
Pakistan	—	—			3	56			2	49			—	—			—	—		
Japonia	—	—			—	—			4	85			—	—			—	—		
<b>Razem</b>	<b>329</b>	<b>6555</b>	<b>31</b>	<b>520</b>	<b>397</b>	<b>7353</b>	<b>144</b>	<b>3853</b>	<b>381</b>	<b>7219</b>	<b>116</b>	<b>1569</b>	<b>435</b>	<b>9112</b>	<b>147</b>	<b>2054</b>	<b>442</b>	<b>9971</b>	<b>164</b>	<b>2409</b>

Źródła: Roczniki Głównego Urzędu Statystycznego RFN w Wiesbaden, Wydawnictwo „Aussenhandel-Rohe 2” lata 1969—1973



3. Eksport szybowców z RFN w latach 1969—1973 (tys. DM)

miecką firmą Glasflügel a francuską wytwórnią Carmam z Moulins.

Na zasadzie tej umowy Carmam otrzymuje od swego niemieckiego kontrahenta (transportem kolejowym) następujące elementy szybowców Libelle Standard: połówki kadłubów i połówki płatów, oczyszcza je (elementy są z tworzyw sztucznych) i montuje po czym odsyła, również kolejną, do zleceniodawcy, który przeprowadza próby zdatości do lotów (według wiadomości „Aviation Magazine” prace te pochłaniają Carmamowi średnio do 270 roboczogodzin na 1 szybowiec).

Do końca pierwszej połowy 1971 r. z ogólnej liczby wyprodukowanych 242 sztuk szybowców Libelle Standard — 200 sztuk zostało zbudowanych w ramach umowy kooperacyjnej. Umieszczenie w tabelach „Aussenhandel” pozycji „import z Francji” tłumaczy się obowiązkiem urzędów celnych rejestrowania przepływu przez granicę każdego towaru, bez względu na to czy to jest import rzeczywisty, czy też zwrot wyrobów przetworzonych w ramach umów kooperacyjnych.

Z tego względu wszystkie wartości oraz ilości sztuk podane przez „Aussenhandel”, a dotyczące importu niemieckiego szybowców należy skorygować odejmując od całkowitej wartości importu tego sprzętu przez RFN, ilości i wartości importu z Francji, jak to przedstawiają tablice 2 i 3.

Drugą wątpliwością, której jednak nie potrafimy wyjaśnić jest import w 1970 r. 51 szybowców z Kanady, gdyż kraj ten, podobnie jak Francja, nie ma własnego przemysłu budowy szybowców, a zatem nie może eksportować tak poważnej ilości.

**Skorygowane volumen i wartość importu i eksportu szybowców RFN**

a) Eksport oraz import szybowców RFN w latach 1969—1973 (sztuki)

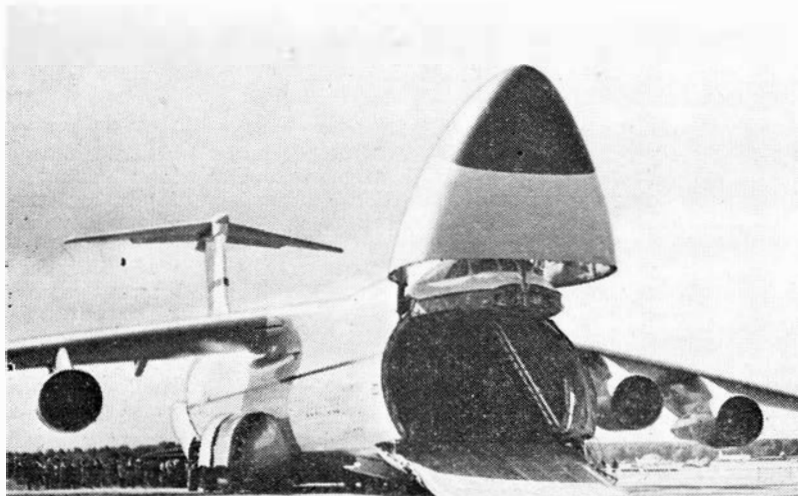
Rok	1969	1970	1971	1972	1973
Eksport	299	328	285	322	334
Import	—	20	14	35	49

**T a b l i c a 5. Ceny krajowe i eksportowe szybowców RFN w 1973 r.**

Wytwórnia Typ	Rozpiętość długość [m]	Ciężar własny Ciężar całkowity [kg]	Doskonałość przy 1' [km/h]	Cena	
				w RFN	eksportowa w Anglii
<b>Akaflieg Braunschweig</b> SB-5c	15,00	230	32,5/77		
	6,65	325			
<b>Glasflügel</b> Standard-Libelle 201B	15,00	185	38/85	22 800 DM	2750 £
	6,20	350			
Kestrel	17,00	275	43/97	32 000 DM	4000 £
	6,72	400			
Glasflügel 604	22,00	425	49/98	61 000 DM	7625 £
	7,60	650			
<b>Rolladen-Schneider</b> LS-1	15,00	195	38/90		
	6,95	312			
<b>Scheibe-Flugzeugbau</b> SF 27	15,00	215	34/88		
	7,10	330			
Bergfalke 4	17,20	300	34/85		3250 £
	8,00	500			
<b>Schempp-Hirth</b> Standard Cirrus	15,00	202	38/80		3473 £
	6,35	330			
Cirrus	17,74	260	44/85		3570 £
	7,20	460			
Nimbus 2	20,30	340	49/90		5594 £
	7,28	470			

Wg „Aero Revue” 1973 nr 3, s. 119—121, „Flight” z 1.3.1973, s. 297

Dokończenie na str. 33



1. Nad wystawą górował olbrzymi transportowiec C-5A Galaxy  
Fot. A. Glass

## Nowości z Farnborough

Druga na świecie co do wielkości wystawa lotnicza w Farnborough (po Lotniczym Salonie Paryskim) odbywa się co dwa lata — we wrześniu. Daje ona przegląd współczesnej techniki lotniczej oraz informacje o przemyśle lotniczym poszczególnych krajów. Na wystawie 400 wytwórni z 9 krajów pokazało około 100 samolotów, śmigłowców i szybowców oraz silniki lotnicze, wyposażenie, osprzęt i elementy typowe.

Cechą charakterystyczną współczesnych wystaw lotniczych jest mała liczba nowych prototypów i przynajmniej jedna większa liczba nowych wersji samolotów seryjnych. Wynika to z sytuacji w przemyśle lotniczym powstałej w ostatnich latach. Otóż samolot jako maszyna został już tak poważnie udoskonalony, iż jest bliski perfekcji. W wyniku tego koszty opracowania nowej, jeszcze lepszej, czyli konkurencyjnej konstrukcji ogromnie wzrosły i częstokroć przekraczają możliwości jednej wytwórni czy jednego kraju — zmuszając do międzynarodowej kooperacji. Wskutek tego wszystkie wytwórnie dążą do przedłużania produkcji swych dotychczasowych wyrobów przez tworzenie ich nowych, ulepszonych wersji.

Dlatego w Farnborough zademonstrowano tylko 2 prototypy z 1974 r., 5 z ub. roku i kilka z 1972 r. — natomiast blisko 70 ulepszonych odmian samolotów seryjnych.

Wśród tegorocznych prototypów znalazły się tylko samoloty brytyjskie: odrzutowy treningowy Hawk i lekki transportowy Short SD-3-30. Trzeci prototyp, brytyjsko-zachodniemiecki samolot myśliwsko-bombowy MRCA Panavia 200, który miał być zademonstrowany, nie przyleciał na wystawę. Wszystkie wymienione samoloty wykonały swój pierwszy lot w sierpniu br.

Prototypami z ubiegłego roku były: treningowo szturmowy Alpha-Jest, francuski samolot służbowy Falcon 30 oraz amerykański samolot służbowy Lear Jet 36. Do jeszcze wcześniejszych prototypów należały m.in. amerykański myśliwiec F-15 Eagle, francuski śmigłowiec SA-360 Dauphin, amerykański samolot służbowy Beech Super King Air 200 czy śmigłowiec Agusta A-109 Hiruso.

Przegląd samolotów zaczniemy od konstrukcji największych. Na wystawie w locie zademonstrowany był Concorde. Egzemplarz, który miał stać na wystawie — nie przybył z powodu uszkodzenia przy lądowaniu jednego z zespołów podwozia głównego. Samolotów Concorde zbudowano 6 sztuk: 2 prototypy, 2 egzemplarze przedseryjne i 2 seryjne. W budowie znajduje się dalszych 14 egzemplarzy, z czego dla W. Brytanii — 5, 4 dla Francji, 3 dla Chin i 2 dla Iranu. Dotych-

czas zrealizowano 75% prób koniecznych do uzyskania certyfikatu dla tego samolotu. Samoloty Concorde mają wejść do użytku na przełomie lat 1975 i 1976.

Nad wystawą swą wielkością górował nad innymi samolot transportowy Lockheed C-5 A Galaxy (o ciężarze w locie 347 ton, rozpiętości 67,9 m, a wysokości 19,8 m) stojący na lotnisku z kadłubem otwartym na przestrzał. Samolotów tych zbudowano ponad 80, każdy z nich zabiera ponad 350 osób oraz wielotonowy ładunek.

Wśród samolotów pasażerskich zwracały uwagę swym cichym lotem aerobusy Lockheed L-1011 Tristar oraz Aerobus A-300 B. Start ich odbywał się bez huku tak charakterystycznego dla odrzutowców. Jest to zasługa wentylatorowych silników RB-211 i CF-6.

Niewątpliwie jest to konkretny dowód, że rozpoczyna się era uciszonych samolotów i zmierzch nadmierne hałaśliwych.

Pokazany był również prototyp 40-miejscowego samolotu pasażerskiego VFW-Fokker 614, który ma wejść do produkcji seryjnej. Jednakże jego szanse powodzenia są dość ograniczone, w szczególności ze względu na poważną konkurencję trzykrotnie tańszego samolotu Jak-40 oraz samolotów Falcon-30 i Falcon-40. Samolot VFW-Fokker 614 wyróżnia umieszczenie silników turbowentylatorowych nad płatem, m.in. dla zabezpieczenia ich przed zasysaniem kamieni z lotniska.

Trzydziestomiejscowy Short SD3-30 do lokalnej komunikacji jest rozwinięciem zbudowanego już w serii 104 sztuk Skyvana. Samolot spełnia warunki amerykańskich przepisów budowy sprzętu lotniczego, gdyż przeznaczony jest głównie na ten rynek. Pokrycie płatów i kadłuba tego samolotu stanowi blacha gładka sklejona z blachą falistą. Samolot jest napędzany dwoma silnikami PT6A-45 po 1000 KM z 5-łopatowymi śmigłami, zapewniającymi niski poziom hałasu.

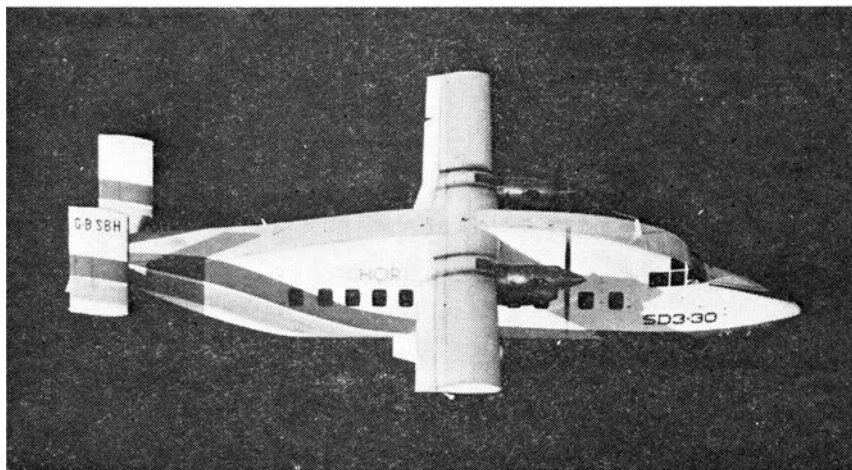
Samoloty służbowe Falcon 30 i Lear Jet 36 są powiększonymi odmianami samolotów Falcon 20 i Lear Jet 25. Jest to dziś bardzo typowa droga tworzenia nowych samolotów przez przedłużanie kadłubów bądź powiększanie udanych płatowców. U Lear Jeta 36 uwagę zwracają zaburzacze przepływu na płacie. Prócz większych 20—30-miejscowych samolotów służbowych były pokazane również małe, jak francuska odrzutowa Corvette (12-miejscowa) czy włoski tłokowy Panavia P68 Victor (6-miejscowy).

Wśród samolotów sportowych zwraca uwagę polska Wilga 35 demonstrująca własności STOL (krótkiego startu i lądowania), niemłody francuski samolot

2. Aerobusy A-300B i TriStar rozpoczęły  
erę samolotów uciszzonych ▶



3. Jedyńy nowy samolot transportowy  
30-miejscowy Short SD-3-30 ▶

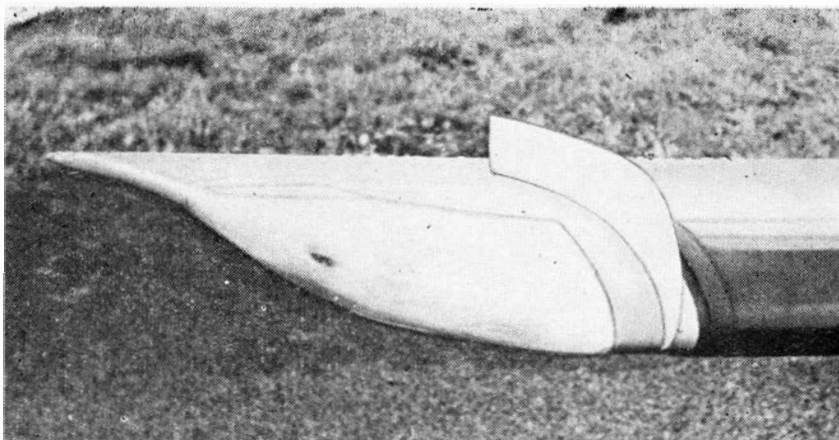


4. Służbowy Lear Jet 36 Fot. A. Glass ▶



5. Turbośmigłowy Piper Cheyenne  
Fot. A. Glass ▶





6. Kierownica strug na końcu płata samolotu służbowego Beech Baron 58  
Fot. A. Glass



7. Rumuński sportowy IAR-823  
Fot. A. Glass

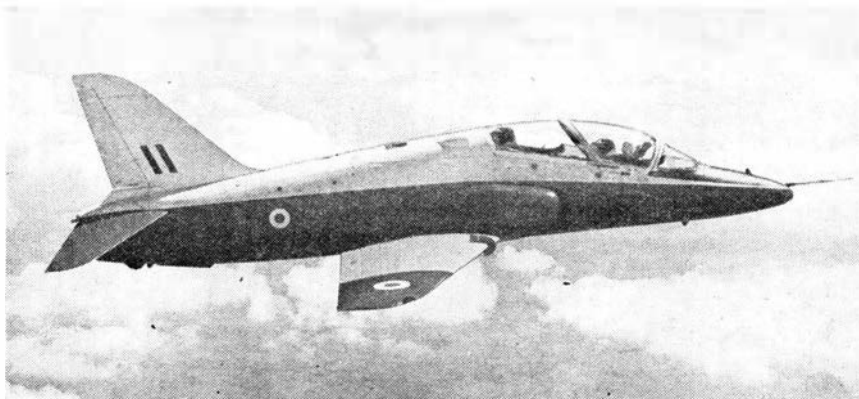


8. SR-71 — rekordzista, który w 1 h 55 min. przeleciał z Nowego Jorku do Londynu  
Fot. J. Grzegorzewski



9. Samolot myśliwski F-15 Eagle  
Fot. J. Grzegorzewski

10. Nowy samolot treningowo-szturmowy Hawker Hawk — oblatany w sierpniu 1974 r.



11. Treningowo-szturmowy Alpha Jet i różne wersje jego uzbrojenia  
Fot. A. Glass



szkolno-sportowy Rallye pokazany w czterech odmianach, amerykański Commander 112 oraz drugi prototyp rumuńskiego samolotu sportowego IAR-823.

Dużą atrakcją wystawy był czarny rozplaszczony naddźwiękowy samolot rozpoznawczy SR-71. Dokonał on przelotu z Nowego Jorku do Londynu w 1 h 55 min. ze średnią prędkością 2900 km/h. Choć jego prototyp oblatano ponad 10 lat temu — był on po raz pierwszy pokazany w Europie. Samolotów tych zbudowano sześćdziesiąt sztuk. Są dość trudne w pilotażu i w manewrowaniu. Zakręt do lądowania w Farnborough rozpoczynał on nad Belgią i Holandią. Nowością był amerykański samolot myśliwski Mc Donnell Douglas F-15 Eagle. Jak zwykle duże zainteresowanie wzbudzał pionowzlot Harrier, choć był demonstrowany nie po raz pierwszy. Na wszystkich robi wciąż duże wrażenie jego pionowy start i zawis. Tym razem po raz pierwszy został pokazany zespołowy lot 8 Harrierów. Pokazy w locie szwedzkich samolotów myśliwskich Viggen w wersji jedno- i dwumiejscowej wykazały doskonałą ich zwrotność, podobną jak miał poprzedni szwedzki myśliwiec Draken.

Hawker Siddeley HS.1182 Hawk jest samolotem szkolno-treningowym, który ma być następcą samolotów Jet Provost, Gnat i Hunter. Jest on konkurentem francusko-zachodnoniemieckiego samolotu treningowo-szturmowego Alpha Jet. W Brytanii zdecydowała się na budowę Hawka po zamówieniu 175 sztuk przez RAF i z nadzieją na zamówienia eksportowe. Prawdopodobnie bardziej uzasadnione ekonomicznie byłoby włączenie się do kooperacji przy produkcji Alpha Jeta i zakup tego samolotu. Trwałość zmęczeniowa Hawka ma wynosić 6000 h, co przy użytkowaniu średnio po 400 godzin rocznie, daje 17,5 lat służby. Pierwsze egzemplarze seryjne mają być dostarczone w końcu 1976 r. Prezentowany na wystawie prototyp Hawka miał za sobą dopiero kilkanaście lotów.

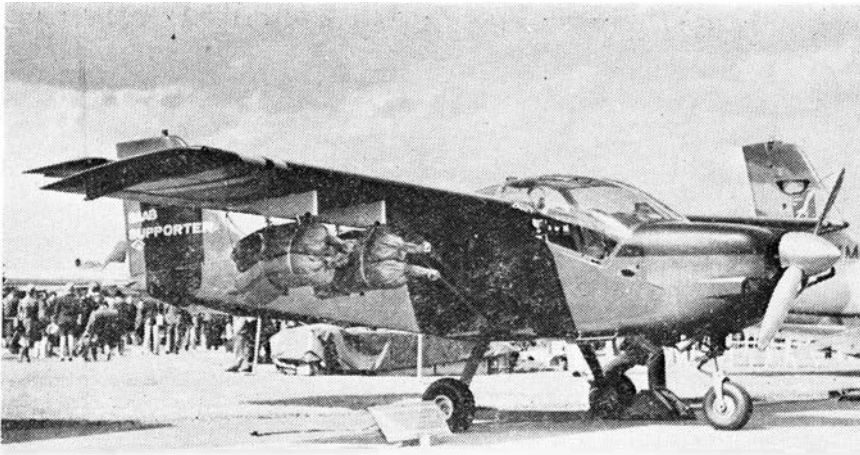
Konkurent Hawka, Alpha Jet, który ma za sobą blisko rok prób w locie, został efektownie zaprezen-

wany w powietrzu z podkreśleniem jego zalet: dużego wznoszenia, krótkiego startu, małej prędkości lądowania i dużej prędkości maksymalnej. Dotychczas Francja, RFN i Belgia zamówiły 433 Alpha Jety.

Kategorię szturmowych odmian odrzutowych samolotów treningowych zaprezentowały brytyjski BAC 167 Strikemaster oraz włoski Macchi MB-326 K. Strikemaster, zbudowany dotychczas w liczbie 134 sztuk, ma trwałość zmęczeniową 6200 h, a więc przewidziany jest na 18 lat użytkowania.

Tłokowymi samolotami szkolnymi były angielski Bulldog, zbudowany w serii 260 sztuk oraz szwedzki wielozadaniowy MFI-17. Obecnie opracowywana jest czteromiejscowa odmiana Bulldoga, nazwana Bulldog 200. MFI-17 zaprezentowano w wersji cywilnej Saab Safari przeznaczonej do szkolenia, lotów patrolowych i do zrzutów pojemników o ciężarze do 300 kG oraz w wersji wojskowej Saab Supporter treningowo-szturmowej uzbrojonej w rakiety. Najciekawszy z prezentowanych śmigłowców wojskowych, Sikorsky S-67 Blackhawk, w pierwszym dniu pokazów niespodziewanie przeszedł do lotu nurkowego i rozbił się. Największą sprawność w locie zaprezentował cywilny śmigłowiec Bölkow Bo-105 dający imponujący pokaz akrobacji i zwrotności. Bo-105 wystawiony był w wersji dźwigowej z urządzeniem dźwigowym zamocowanym z boku kadłuba. Wytwórnia angielska Westland pokazała na wystawie makietę cywilnej wersji śmigłowca Lynx oznaczonej Westland 606. Wersja ta ma być budowana początkowo z brytyjskimi silnikami Gem, a następnie z amerykańskimi PT-6, by mieć lepszy zbytny na rynku amerykańskim. Na wystawie wzbudzały zainteresowanie prototypy śmigłowców: francuskiego SA-360 Dauphin i włoskiego Agusta A-109 Hirundo oraz śmigłowce seryjne o zgrabnych kształtach aerodynamicznych: Bell Jet Ranger i Enstrom F-28.

Szybowce w Farnborough wystawiły tylko Polska i Rumunia. Były to: laminatowy Jantar 1, drewniane



12. Wielozadaniowy SA AB Supporter (MFI-17)

Fot. A. Glass

Cobra 15 i Pirat oraz metalowy IS-29D. Należy zauważyć, że rumuński IS-29 znalazł już nabywców zarówno w W. Brytanii, jak i w Szwajcarii oraz RFN. Ekipa rumuńska wykazywała dużo energii starając się jak najlepiej zareklamować swój sprzęt, podczas gdy polskie szybowce przez dużą część wystawy stały z dala od publiczności w oczekiwaniu na udział w pokazach w locie.

Liczba wystawionych w Farnborough silników lotniczych nie była bardzo duża. Dominowały silniki Rolls-Royce i Turbomeca. Firma Rolls-Royce pokazała m.in. śmigłowcowy silnik turbinowy Gem o mocy 900 KM, który od połowy 1975 r. będzie dostarczany do śmigłowców Lynx oraz zaanonsowała rozpoczęcie projektowania dwuprzepływowego silnika turbodrzutowego RB 401 o ciągu 2200 kG, o niskim poziomie głośności i małym zużyciu paliwa, przeznaczony do samolotów treningowych i służbowych, a model tego silnika został wystawiony. Francuska Turbomeca prócz silników seryjnych pokazała makietę śmigłowcowego silnika turbinowego Ariel. Amerykańska wytwórnia Lycoming zaprezentowała 600-konny silnik turbinowy LTS-101, który już w końcu tego roku ma być w produkcji w wersji śmigłowcowej, a następnie w wersji turbośmigłowej i turbodrzutowej. Najmniejszym silnikiem turbodrzutowym pokazanym na wystawie był silnik Microturbo TRS-18 o ciągu 100 kG służący do napędu mini-samolotu Bede BD-5J. Silnik ten ma zamontowany na samolocie inżektor (dyszę Melota), który po przestawieniu służy jako odwracacz ciągu.

Bardzo interesującą nowością były śmigła otunelowane firmy Dowty. Najmniejsze 5-łopatowe, o średnicy 0,85 m, napędzane silnikiem tłokowym Hirth 65 KM, zostało wykorzystane w bezpilotowym pojeździe rozpoznawczym Short Skyspy. O podobnej średnicy, 7-łopatowe, napędzane silnikiem Wankla, zostało użyte na zachodnioniemieckim samolocie sportowym Fanliner. Wystawiono nowe śmigło o średnicy 1,2 m napędzane silnikiem Tiar 285 KM oraz makietę 1,5 metrowego śmigła otunelowanego do silnika turbinoowego M-45. Prace nad tym śmigłem są poważnie zaawansowane.

Na wystawie pokazano również pociski raketowe oraz model poduszki. Poważną część wystawy zajmowały stoiska z wyposażeniem, głównie awionicznym,



13. Urządzenie dźwigowe na śmigłowcu Bolkow Bo-105  
Fot. A. Glass ▲



14. Śmigło otunelowane Dowty do silnika Tiar 285 KM  
Fot. A. Glass ►

osprzętem, częściami znormalizowanymi i typowymi, odkuwkami i odlewami itp.

Osobne stoisko miały brytyjskie lotnicze placówki naukowe Ministerstwa Obrony. Zaprezentowały one swe nowe urządzenia badawcze i wyniki swych prac jak: tunel aerodynamiczny do małych prędkości, komora do badań wytrzymałościowych samolotów w warunkach nagrzewania podczas lotu naddźwiękowego, komora do badań samolotów w różnych warunkach klimatycznych, stanowisko do badań uszkodzeń samolotów od piorunów, komora do wysokościowych badań silników, tunel aerodynamiczny na otwartym powietrzu do symulacji prób w locie, urządzenie do sztucznego obładania w locie, badania obładzenia śmigłowców, chłodzenie łopatek turbiny, elektroniczne sterowanie silników, pirotechniczne rozrywanie osłon kabiny przed katapultowaniem, żaroodporne węglowe materiały zespolone, laminaty węglowe, stopy lekkie wzmocnione włóknem, technologia berylu, kleje odporne na wysokie temperatury, łopatki turbin z superstopów krzepnących jednokierunkowo czy wykrywanie pęknięć za pomocą fal.

Czytelnikom, Autorom oraz wszystkim Sympatykom naszego pisma  
składamy Najlepsze Życzenia Świąteczne i Noworoczne

REDAKCJA



## Minima meteorologiczne

O podjęciu przez pilota-dowódcę statku powietrznego decyzji startu lub lądowania samolotu decydują: długość drogi startowej, siła i kierunek wiatru przy ziemi, rodzaj nawierzchni na drodze startowej (woda, śnieg itp.), ukształtowanie przeszkód wzdłuż kierunku podejścia lub startu, rodzaj pomocy nawigacyjnych służących do wykonania podejścia, przede wszystkim warunki meteorologiczne określane popularnie jako „podstawa chmur” i „widzialność”.

Minimalne wartości dopuszczalne „podstawy chmur” określającej pionową wysokość, z której uzyskuje się wzrokowy kontakt z ziemią, i „widzialności” określającej poziomy zakres wzrokowy przy powierzchni ziemi stanowią właśnie „minima meteorologiczne startu lub lądowania samolotu”.

Ustalenie minimów meteorologicznych jest trudne i skomplikowane technicznie, gdyż wiąże w sobie konieczność uwzględniania: elementów technicznych wymiernych ilościowo, tj. osiągow samolotu, z których prędkość podejścia, ciężar samolotu, zdolność do wykonywania manewrów, własności pilotażowe podczas odejścia na „drugi krąg” wysuwają się na pierwszy plan; elementów technicznych wymierzalnych jakościowo lub półilościowo, tj. ukształtowania lotniska i aktualnie używanych pomocy nawigacyjnych (elektronicznych lub wizualnych) do startu lub lądowania; elementów nietechnicznych jakościowych, tj. umiejętności i doświadczenia załogi, a przede wszystkim pilota-dowódcy statku powietrznego.

Innym problemem leżącym poza sferą rozwiązań technicznych jest trudność wynikająca z tego, że zwykle przyjęte do stosowania minima meteorologiczne są mniej lub więcej szczęśliwym kompromisem pomiędzy interesami przewoźnika lotniczego dążącego ze względów konkurencyjnych do latania „w każdą pogodę” a poczuciem bezpieczeństwa wyrażonym w dążeniu do zapewnienia sobie prawa do decyzji o wykonaniu lotu reprezentowanym w zasadzie przez pilotów.

Metod ustalania minimów meteorologicznych powstało bardzo wiele. Wiele z nich często daje zbieżne wyniki lub różniące się znacznie, zwłaszcza w nietypowych warunkach meteorologicznych. W wielu wyspecjalizowanych organizacjach i agencjach lotniczych trwają prace nad znalezieniem jednej uniwersalnej i najlepszej metody.

W artykule przedstawiono metodę opracowaną przez autora dla samolotów transportowych eksploatowanych przez Polskie Linie Lotnicze LOT, w

Omówiono metodę ustalania minimum meteorologicznego opracowaną na zlecenie Stowarzyszenia Polskich Pilotów Liniowych przedstawioną na dorocznej konferencji socjalistycznych towarzystw lotniczych w roku 1974 w Berlinie oraz na Konferencji Międzynarodowego Stowarzyszenia Pilotów Liniowych w roku 1974 w Tokio.

W metodzie tej za punkt wyjścia przyjęto osiągi samolotów.

której za punkt wyjścia przyjęto osiągi samolotów (większość znanych metod przyjmuje jako dane wyjściowe do obliczeń własności lotniskowe). Metoda ta została opracowana na zlecenie Stowarzyszenia Polskich Pilotów Liniowych i była przedstawiona na dorocznej konferencji 8-poolu socjalistycznych towarzystw lotniczych w 1974 r. w Berlinie oraz na konferencji Międzynarodowego Stowarzyszenia Pilotów Liniowych w 1974 r. w Caracas, stając się wkładem polskiej myśli lotniczej do rozwiązania tego problemu.

### Założenia do obliczeń minimów (na podstawie osiągow)

#### Kategorie samolotów

Przyjęto powszechnie w wielu przepisach stosowany podział samolotów na kategorie, klasyfikujące ogólnie samoloty transportowe pod względem ich osiągow.

Podział ten przeprowadzony jest na podstawie maksymalnego dopuszczalnego ciężaru do startu oraz na podstawie prędkości podejścia będącej 130% prędkości przeciągnięcia statycznego w konfiguracji lądowania przy maksymalnym dopuszczalnym ciężarze do lądowania.



Centralna oś podejścia jest linią prostą wzdłuż osi drogi startowej pochyloną pod kątem  $\alpha$ . Centralna oś podejścia przechodzi przez środek okna decyzji będący punktem decyzji.

Punkt decyzji określony jest w płaszczyźnie poziomej przez odległość  $L$  od progu drogi startowej. Punkt decyzji określony w płaszczyźnie pionowej jako wysokość nad progiem drogi startowej (HAT) dla podejścia precyzyjnego lub jako wysokość nad progiem drogi startowej (HAT) lub wysokość nad poziomem lotniska (HAA) dla podejścia nieprecyzyjnego.

Wymiary okna decyzji w stosunku do punktu decyzji wynoszą: w płaszczyźnie pionowej  $\pm 0,5^\circ$  i w płaszczyźnie poziomej  $\pm 50$  m od punktu decyzji dla podejścia precyzyjnego, w płaszczyźnie pionowej  $\pm 2^\circ$  i w płaszczyźnie poziomej  $\pm 200$  m od punktu decyzji dla podejścia nieprecyzyjnego.

## Okno decyzji

Okno decyzji jest fikcyjnym pionowym prostokątem (rys.). Przelot samolotu przez wnętrze tego prostokąta podczas podejścia do lądowania jest ostatnim miejscem, w którym możliwe jest jeszcze podjęcie w sposób bezpieczny dwu decyzji:

- kontynuowania podejścia i lądowania lub
- przerwania podejścia i odejścia na drugi krąg.

Zatem, położenie okna decyzji od progu drogi startowej będzie takie, by samolot w prawidłowym położeniu przestrzennym i konfiguracji do lądowania, po uzyskaniu wzrokowego kontaktu z progiem drogi startowej, znajdując się w skrajnym bocznym położeniu wewnątrz okna decyzji, bezpiecznie mógł wykonać powrót do centralnej osi podejścia (manewr  $S$ ) i zakończyć go przed progiem w celu lądowania przy: prędkości podejścia na większej niż maksymalna prędkość progowa  $V_{Tmax} = 1,3 V_s + 15$  (węzły) oraz przechylając w czasie powrotu do osi samolot o średnie przechylenie  $\beta: 25^\circ$  dla samolotów kat. A,  $20^\circ$  dla samolotów kat. B,  $15^\circ$  dla samolotów kat. C,  $10^\circ$  dla samolotów kat. D.

Równocześnie okno decyzji jest położone na takiej wysokości ponad poziom progu drogi startowej (dla podejścia precyzyjnego) lub ponad poziom lotniska (dla podejścia nieprecyzyjnego), by samolot w prawidłowym położeniu przestrzennym i konfiguracji do lądowania mógł bezpiecznie, znajdując się w skrajnym pionowym położeniu, wewnątrz okna decyzji wykonać manewr odejścia na drugi krąg, uwzględniając następujące czynniki:

- błędy pomiaru wysokości,
- „przepadanie” samolotu wskutek bezwładności podczas odejścia na drugi krąg,
- 3-sekundowe opóźnienie decyzji odejścia na drugi krąg,
- 4-sekundowe opóźnienie podczas odejścia na drugi krąg przewidziane na reakcję silników i zmianę konfiguracji samolotu z konfiguracji lądowania na start lub wznoszenie.

## Minima poziome do lądowania (widzialność RVR)

Minima poziome do lądowania przy podejściu „z prostej” wynikają z obliczenia długości  $L$  potrzebnej do wykonania powrotu (manewr  $S$ ) powiększonej o 200 m.

Wartość 200 m przyjęto jako minimalną wartość długości drogi startowej, która musi być widoczna dla prawidłowego rozpoznania progu drogi startowej.

Długość  $L$  otrzymuje się z rozwiązania geometrycznego:

$$L = \sqrt{4R \cdot x - x^2}$$

gdzie  $x$  — 50 m dla podejścia precyzyjnego (maksymalna boczna odchylenia wewnątrz okna decyzji),  $x$  — 200 m dla podejścia nieprecyzyjnego,  $R$  — promień zakrętu w powrocie (manewr  $S$ ).

Wielkość promienia zakrętu  $R$  wyznacza wzór:

$$R = \frac{V^2}{g \cdot \operatorname{tg} \beta}$$

gdzie  $V$  — prędkość samolotu równa  $V_{Tmax} = 1,3 V_s + 15$  (węzły),  $g$  — przyspieszenie ziemskie  $9,81 \text{ m/s}^2$ ,  $\beta$  — średnie przechylenie samolotu w zakresie  $25^\circ$  dla kat. A,  $20^\circ$  dla kat. B,  $15^\circ$  dla kat. C,  $10^\circ$  dla kat. D.

Minima poziome dla podejścia „z kręgu” wynikają z zasady widoczności drogi startowej podczas kręgu, a zatem:

$$L = R_3 + R_4 = \frac{V_3^2 + V_4^2}{g \cdot \operatorname{tg} \beta}$$

gdzie  $V_3$  — prędkość samolotu w locie po kręgu na trzecim zakręcie,  $V_4$  — prędkość samolotu w locie po kręgu na czwartym zakręcie,  $\beta$  — maksymalne przechylenie w trzecim i czwartym zakręcie równe  $30^\circ$ .

## Minima pionowe do lądowania (HAT/HAA)

Minima pionowe (HAT lub HAA w zależności od ustawienia wysokościomierza na ciśnienie  $QFE$  progu drogi startowej lub średniego ciśnienia lotniska) uzyskuje się przez przyjęcie większej wartości z porównania obliczonych wysokości  $R_L$  (decyzja lądowania) i  $R_o$  (decyzja odejścia na drugi krąg):

$$R_L = \frac{L + 200}{57,3} \times \text{pochylenie centralnej osi podejścia}$$

gdzie  $L$  — długość obliczona przy minimach poziomych pochylenia centralnej osi podejścia równe: dla podejścia precyzyjnego  $3^\circ + 0,5^\circ = 3,5^\circ$ , dla podejścia nieprecyzyjnego  $3^\circ + 2^\circ = 5^\circ$ :

$$R_o = E + S + D$$

gdzie  $E$  — spodziewany całkowity błąd wysokościomierza (błąd całkowity jest sumą błędów aerodynamicznego w konfiguracji lądowania i błędów przyrządowego). Błąd całkowity uwzględnia się wówczas, gdy wysokość odczytana na wysokościomierzu jest większa niż wysokość rzeczywista,  $S$  — utrata wysokości samolotu wskutek bezwładności podczas manewru odejścia na drugi krąg,  $D$  — utrata wysokości wskutek 7 s opóźnienia (3 s opóźnienia decyzji odejścia, 4 s zmiana konfiguracji i przyspieszenie silników) obliczona dla schodzenia z prędkością  $V_{Tmax}$  dla podejścia precyzyjnego po  $3,5^\circ$  osi podejścia i dla podejścia nieprecyzyjnego po  $5,0^\circ$  osi podejścia.

U w a g a. Jeśli suma wartości  $E + S$  jest mniejsza niż zapas bezpieczeństwa  $OCL$ , do obliczeń  $R_o$  należy przyjąć wielkość zapasu bezpieczeństwa  $OCL$  zwykle równy 30 m.

## Minima do startu

Podstawą obliczenia widzialności lub RVR do startu jest obliczenie odległości, która powinna być widzialna z samolotu i przy maksymalnej prędkości rozbiegu na ziemi zapewnić czas na wykonanie wszelkich działań w kabinie potrzebnych do utrzymania kierunku przy starcie podczas awarii krytycznego zespołu napędowego.

Tabela 1. Klasyfikacja samolotów transportowych pod względem osiągnięć

Kategoria samolotu	Maksymalny dopuszczalny ciężar do startu		Prędkość podejścia 1,3 $V_S$ (konfiguracja lądowania, maksymalny dopuszczalny ciężar do lądowania)	
	funty	kilogramy	węzły	km/h
	A	poniżej 30 000	poniżej 13 650	poniżej 90
B	30 001— —60 000	13 650— —27 300	91—120	169—222
C	60 001— —150 000	27 300— —68 000	121—140	224—260
D	150 001— i powyżej	68 000 i powyżej	141—165	262—308
E	ciężar dowolny		166 i powyżej	308 i powyżej

Tabela 2. Warunki stosowania minimów dla podejść precyzyjnych

Warunki	Minima HAT VIS/RVR	Korekcja minimów		
		+15 m +100 m	+30 m +200 m	+45 m +300 m
ILS kat. I, II lub III/PAR	+			
Ścieżka podejścia ILS lub PAR nachylona powyżej 3°		+		
Brak któregoś z elementów oświetlenia ALS + HIRL + CL LIRL			+	
Brak markeru MM		+		
Droga startowa nieoczyszczona (obecność śniegu, lodu lub szlazu)				
Składowa boczna wiatru przekracza 10 węzłów		+		
Jeden silnik samolotu nie pracuje				+
System dyrekcyjny podejścia nie pracuje			+	
Brak lub nie pracuje sygnalizacja wysokości decyzji		+		
System automatycznego podejścia nie pracuje (podejście ręczne)		+		
Podejście ILS nie jest monitorowane radarem PAR		+		

Przyjmując maksymalną prędkość na ziemi podczas startu jako:  $V_R$  (rotation speed) dla samolotów odrzutowych i  $V_{LO}$  (lift off speed) dla samolotów śmigłowych zaś czas równy 8 s (3 s potrzebne na identyfikację i decyzję oraz 5 s na działanie w kabine załogi) uzyskano  $VIS/RVR = 8 s \cdot V_R$  m/s dla samolotów odrzutowych,  $VIS/RVR = 8 s \cdot V_{LO}$  m/s dla samolotów śmigłowych.

Tabela 3. Warunki stosowania minimów dla podejść nieprecyzyjnych

Warunki	Minima HAT/HAA VIS/RVR	Korekcja minimów		
		+15 m +100 m	+30 m +200 m	+45 m +400 m
Najbliższa pomoc podejścia przed progiem drogi startowej nie dalej niż 1000 m	+			
Najbliższa pomoc podejścia przed progiem drogi startowej nie dalej niż 2000 m		+		
Najbliższa pomoc podejścia przed progiem drogi startowej nie dalej niż 4000 m				+
Światła podejścia nie pracują			+	
Światła drogi startowej nie pracują		+		
Droga startowa nieoczyszczona (obecność śniegu, lodu lub szlazu)			+	
Składowa boczna wiatru przekracza 10 węzłów		+		
Jeden silnik nie pracuje				+
Brak lub nie pracuje sygnalizacja wysokości decyzji		+		

### Korekcja minimów ze względu na warunki podejścia

Otrzymane minima z obliczeń podanych w założeniach do obliczeń minimów są minimami opartymi tylko o osiągi samolotu i stanowią jak gdyby najmniejsze wartości minimów dla danego samolotu. Minima te powinny ulec korekcji „w górę” w zależności od warunków podejścia i w zależności od wyszkolenia i doświadczenia pilota-dowódcy.

Tablice umożliwią wprowadzenie korekcji zależnej od warunków podejścia. Krzyżyki w tablicy należy rozumieć jako konieczność dodania odpowiedniej wielkości do minimów pionowych i poziomych w przypadku, gdy któryś z warunków podejścia jest nie spełniony (tabl. 1, 2 i 3).

### Korekcja minimów ze względu na doświadczenie pilota-dowódcy

Ujednolicenie przez ICAO wymagań odnośnie do wyszkolenia i praktyki lotniczej potrzebnej do uzyskania uprawnień pilota-dowódcy na danym typie samolotu transportowego spowodowało stosowanie z zasady podobnych korekcji do minimów w zależności od doświadczenia w całym lotnictwie transportowym.

Dla pilotów-dowódców o doświadczeniu mniejszym niż 150 godzin lotu na danym typie samolotu jako pilot-dowódca dodaje się

Dokończenie na str. 34

# Charakterystyka prędkościowa bustera ze zdwojonym suwakiem sterującym

*Podano sposób wyznaczania charakterystyki prędkościowej dla busterów z podwójnym suwakiem. Zastosowanie rozdzielacza z podwójnym suwakiem znacznie zwiększa niezawodność pracy busterów stosowanych w urządzeniach sterujących śmigłowców i samolotów.*

W średnich i ciężkich samolotach i śmigłowcach nie jest możliwy nawet krótkotrwały lot bez wspomaganie siłowego układów sterujących. Pracując w tych układach bustery hydrauliczne muszą charakteryzować się, z powyższego powodu, wysokim stopniem niezawodności. Niezawodność bustera hydraulicznego określona jest przez niezawodność rozdzielacza tego agregatu jako zespołu najczęściej ulegającego awarii. Jednym ze sposobów zwiększenia stopnia niezawodności jest zastosowanie podwójnego suwaka w rozdzielaczu. W busterze z takim rozdzielaczem w wypadku zacięcia się suwaka podstawowego jego rolę przejmuje suwak dublujący.

Podstawowym wyróżnikiem własności bustera hydraulicznego jest jego charakterystyka prędkościowa podająca zależność prędkości tłoczyska wykonawczego od przemieszczenia względnego suwaka rozdzielczego. W trakcie projektowania bustera hydraulicznego umiejętność wyznaczania charakterystyki prędkościowej jest nieodzowna. Sposób jej wyznaczania, dla busterów z podwójnym suwakiem jest niżej przedstawiony.

Podstawowym zadaniem systemu sterowania w śmigłowcu jest zabezpieczenie najbardziej dokładnego kinematycznego związku pomiędzy dźwigniami sterowania a urządzeniami sterującymi (mechanizm cyklicznej zmiany skoku łopát, mechanizmy zmiany skoku ogólnego wirnika głównego i śmigła ogonowego, dźwignia sterowania silnikami). Zadanie to jest proste dla śmigłowców o małym ciężarze startowym; przy większym ciężarze staje się bardziej złożone. Obciążenia od zawiasowych momentów łopát wirnika głównego już dla śmigłowca o ciężarze startowym przeszło 5000 kG są tak duże, że pilot nie jest w stanie ich pokonać. W tych warunkach nawet krótkotrwały lot bez wspomaganie siłowego układów sterowania nie jest możliwy. Dlatego od pracujących w takich układach busterów hydraulicznych (jak i zasilającej je instalacji hydraulicz-

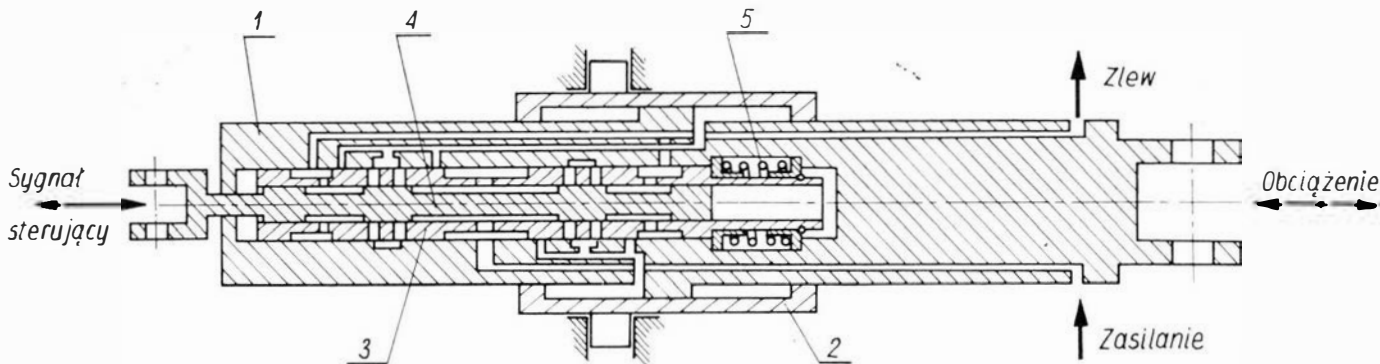
nej) wymaga się maksymalnej niezawodności. Takie same wymagania odnoszą się do busterów pracujących w urządzeniach sterujących tych śmigłowców i samolotów, w których awaria bustera pociąga za sobą pełną utratę sterowności.

Niezawodność bustera hydraulicznego ograniczona jest dużą intensywnością uszkodzeń rozdzielacza. Powodem uszkodzeń najczęściej jest zaklinowanie się suwaka sterującego z powodu dostania się do szczeliny między tuleją a suwakiem mechanicznym drobin lub obliteracji tej szczeliny, gdy suwak przez dłuższy czas pozostaje nieruchomy. Rozdzielacz z suwakiem walcowym charakteryzuje się współczynnikiem intensywności uszkodzeń o wartości co najmniej rząd większej niż wartość tych współczynników dla pozostałych zespołów bustera. W tych warunkach zastosowanie rozdzielacza z podwójnym suwakiem znacznie zwiększa niezawodność bustera.

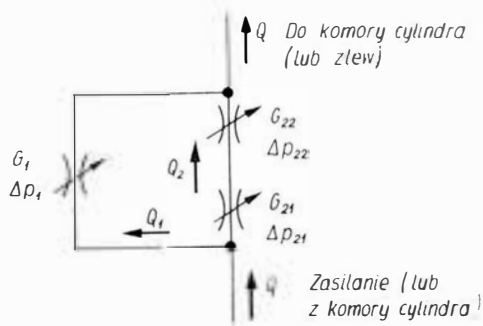
Schemat bustera z podwójnym suwakiem przedstawiony jest na rys. 1. W czasie normalnej pracy (przy sprawnym suwaku podstawowym) suwak dublujący (3) blokowany jest w położeniu neutralnym przez sprężynę (5). Gdy suwak podstawowy (4) zaklinuje się, będzie przemieszczać się wraz z suwakiem dublującym, uginając sprężynę. Pilot w tym wypadku musi działać na drążek sterowy z odpowiednio większą siłą, potrzebną do ugięcia sprężyny. Ta zwiększona siła jest sygnałem dla pilota, że nastąpiła awaria suwaka podstawowego.

Charakterystyka prędkościowa podaje zależność prędkości nieobciążonego tłoczyska wykonawczego w funkcji przemieszczenia względnego suwaka. Określa ona własności dynamiczne układu otwartego bustera (bez sprzężenia zwrotnego).

Opór hydrauliczny rozdzielacza przy przepływie oleju do komory cylindra i wypływie z komory do linii zlewu w najbardziej ogólnym wypadku można przedstawić schematycznie w sposób pokazany na rys. 2. Odpowiada to wzajemnemu położeniu suwa-



1. 1 — tłoczek, 2 — cylinder, 3 — suwak dublujący, 4 — suwak podstawowy, 5 — sprężyna



2.

ków jak na rys. 3, tzn. suwak podstawowy zaklino-  
wał się w położeniu  $x_0$ , a następnie, wraz z dublu-  
jącym został przemieszczony. W takim usytuowaniu  
suwaków odsłonięte zostały dwie drogi przepływu  
oleju przez rozdzielacz. Wypadkową oporność hy-  
drauliczną można obliczyć w podany sposób.

Wydajność całkowita  $Q$  rozdzielacza wynosi:

$$Q = Q_1 + Q_2 \quad (1)$$

$Q_1$  i  $Q_2$  — są to składowe wydajności dwóch rów-  
noległych gałęzi wg rys. 2

$$Q_1 = G_1 \sqrt{\Delta p_1} \quad (2)$$

gdzie  $G_1$  oznacza przewodność okna przepływowego  
tulei suwaka dublującego (rys. 3) i jest funkcją prze-  
mieszczenia suwaka dublującego wg następującej za-  
leżności:

$$G_1 = \mu b_1 [|x - x_0| - k] \sqrt{\frac{2}{\rho}} \quad \text{dla } |x - x_0| > k \quad (3)$$

$$G_1 = 0 \quad \text{dla } |x - x_0| \leq k$$

$\mu$  — współczynnik wydajności,

$b_1$  — szerokość prostokątnego okna przepływo-  
wego  $G_1$ ,

$k$  — połowa strefy nieczułości suwaka dublują-  
cego,

$\rho$  — gęstość oleju,

$\Delta p_1$  — spadek ciśnienia w oknie o przewodności  $G_1$ .

Składowa wydajności  $Q_2$  wyniesie:

$$Q_2 = G_{21} \sqrt{\Delta p_{21}} = G_{22} \sqrt{\Delta p_{22}} \quad (4)$$

gdzie:

$G_{21}$  — oznacza przewodność okna przepływo-  
wego w suwaku dublującym (wg rys. 3)  
w funkcji przemieszczenia suwaka  
podstawowego  $x$

$$G_{21} = \mu b_2 x \sqrt{\frac{2}{\rho}} \quad (5)$$

$b_2$  — szerokość okna przepływowego  $G_{21}$ ,

$G_{22}$  — oznacza przewodność okna przepływo-  
wego w tulei suwaka dublującego  
(rys. 3) w funkcji przemieszczenia  
 $x - x_0$  suwaka dublującego

$$G_{22} = \mu b_3 [|x - x_0| + l] \sqrt{\frac{2}{\rho}} \quad (6)$$

$b_3$  — szerokość okna przepływowego  $G_{22}$ ,

$l$  — wartość odsłonięcia okna przepływo-  
wego  $G_{22}$  w pozycji neutralnej suwaka  
dublującego,

$\Delta p_{21}$ ,  $\Delta p_{22}$  — oznaczają spadki ciśnienia w oknach  
przepływowych  $G_{21}$ ,  $G_{22}$ .

Uwzględniając zależności obowiązujące przy po-  
łączeniu szeregowo-równoległym oporów hydraulicz-  
nych:

$$\Delta p_{21} + \Delta p_{22} = \Delta p_1 = \Delta p \quad (7)$$

$$p_{21} = \frac{G_{21}^2}{G_{21}^2 + G_{22}^2} \Delta p$$

$$Q_2 = G_{21} \sqrt{\frac{G_{22}^2}{G_{21}^2 + G_{22}^2}} \sqrt{\Delta p} \quad (8)$$

$$Q = \left[ G_1 + G_{21} G_{22} \sqrt{\frac{1}{G_{21}^2 + G_{22}^2}} \right] \sqrt{\Delta p} \quad (9)$$

wypadkowa przewodność trzech okien przepływo-  
wych  $G_{ok}$  wyniesie:

$$G_{ok} = G_1 + G_{21} G_{22} \sqrt{\frac{1}{G_{21}^2 + G_{22}^2}} \quad (10)$$

Po uwzględnieniu sprawności objętościowej  $\eta$  roz-  
dzielacza, sumaryczna wydajność  $Q_{\Sigma}$  oleju potrzebna  
do zasilania bustera będzie następująca:

$$Q_{\Sigma} = \frac{Q}{\eta} = \frac{F_t V}{\eta} \quad (11)$$

$F_t$  — czynna powierzchnia tłoka wykonawczego,

$V$  — prędkość tłoczyska.

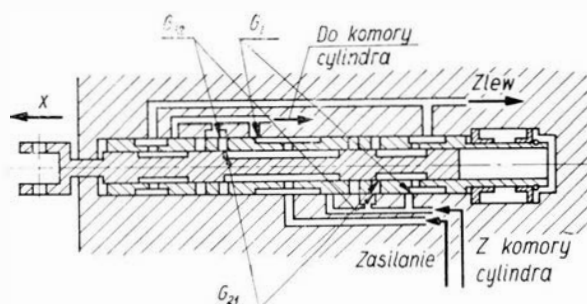
Bilans spadków ciśnień w busterze hydraulicznym  
o schemacie ideowym jak na rys. 1 można napisać  
w następujący sposób:

$$p_{we} - p_{z} - \Delta p_{ta} = \Delta p_{kan} + 2\Delta p = \frac{Q_{kan}^2}{G_{kan}^3} + 2 \frac{Q^2}{G_{ok}^3} \quad (12)$$

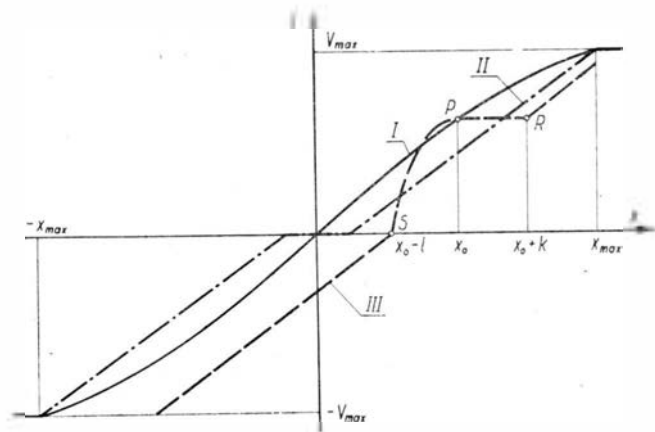
gdzie:

$p_{we}$  — ciśnienie zasilania busteru,

$p_z$  — ciśnienie wyjściowe (zlew),



3.



4.

$p_{tar}$  — spadek ciśnienia wywołany tarciami równy  $\frac{P_t}{F_t}$ , przy czym  $P_t$  — siła tarcia między tłoczkami a cylindrem siłownika,

$\Delta p_{kan}$  — spadek ciśnienia w przewodach wewnętrznych bustera,

$Q_{kan}$  — wydajność przewodów wewnętrznych bustera,

$G_{kan}$  — przepustowość przewodów wewnętrznych bustera

$$G_{kan} = \text{const} = \sqrt{A}$$

Przyjmując, że:

$$Q_{kan} = Q_{\Sigma}$$

i uwzględniając zależność (11) otrzymano:

$$p_{wej} - p_{zł} - \Delta p_{tar} = V^2 F_t^2 \left[ \frac{1}{\eta^2 G_{kan}^2} + \frac{2}{G_{ok}^2} \right]$$

Następne przekształcenie bilansu spadków ciśnień daje wyrażenie w postaci:

$$V = \frac{\sqrt{p_{wej} - p_{zł} + \Delta p_{tar}}}{F_t} \sqrt{\frac{G_{ok}^2 A}{\frac{1}{\eta^2} G_{ok}^2 + 2A}} \quad (13)$$

Przewodność  $G_{ok}$  występująca w tym wzorze wylicza się z zależności (10) po uprzednim przedstawieniu wyrażeń (3), (5) i (6). Zależności (13) i (10) stanowią ogólne wzory na charakterystykę prędkościową. Dla bustera hydraulicznego z podwójnym suwakiem wyznacza się kilka charakterystyk prędkościowych określających własności tego agregatu w poszczególnych możliwych stanach pracy rozdzielacza. Poszczególne charakterystyki będą różnić się między sobą zależnością (10), zaś wzór (13) we wszystkich wypadkach pozostanie niezmienny.

#### Charakterystyka prędkościowa sprawnego bustera

W busterze z całkowicie sprawnym rozdzielaczem elementem sterującym jest suwak podstawowy. Suwak dublujący pozostaje w położeniu neutralnym przysłaniając całkowicie okna przepływowe  $G_1$ :

Przewodność okien  $G_{22}$  jest stała i wynosi:

$$G_{22} = \mu b_3 l \sqrt{\frac{2}{\rho}} = \text{const} = \sqrt{B}$$

Wypadkowa przewodność okien przepływowych  $G_{ok}$  będzie określona wzorem (10) uproszczonym do następującej postaci:

$$G_{ok} = \sqrt{\frac{G_{21}^2 B}{G_{21}^2 + B}}$$

Krzywa I na rys. 4 jest przykładową charakterystyką prędkościową całkowicie sprawnego bustera z podwójnym suwakiem.

#### Charakterystyka prędkościowa bustera z zaklinowanym suwakiem w położeniu neutralnym

Przy zacięciu się suwaka podstawowego w tym położeniu zostaje odcięty przepływ  $Q_2$ . Wobec czego:

$$G_{21} = 0 \quad \text{a} \quad G_{ok} = G_1$$

Na rysunku 4 krzywa II stanowi charakterystykę bustera z zaklinowanym suwakiem podstawowym w położeniu neutralnym.

#### Charakterystyka prędkościowa bustera z zaklinowanym suwakiem podstawowym w położeniu innym niż neutralne

Krzywą charakterystyki można podzielić na cztery części. Prędkość tłoczyska bustera, w chwili zacięcia się suwaka w dolnym położeniu  $x_0$ , określa odpowiedni punkt P na krzywej I (rys. 4). Od położenia  $x_0$  suwaków do położenia  $x_0 + k$  w rozdzielaczu następuje tylko przepływ  $Q_2$  przez okna przepływowe  $G_{21}$  i  $G_{22}$ . Przewodność  $G_{21}$  jest stała i wynosi

$$G_{21} = \mu b_2 x_0 \sqrt{\frac{2}{\rho}} = \text{const}$$

zaś przewodność  $G_{22}$  zmienia się wg wzoru (6). Przyjmując  $G_{21}^2 = C$  przewodność wypadkową okien można określić na podstawie wzoru (10):

$$G_{ok} = \sqrt{\frac{G_{22}^2 \cdot C}{G_{22}^2 + C}}$$

Od rzędnej  $x_0 + k$  następuje odsłanianie przez suwak dublujący okna przepływowego  $G_1$ . Przewodność okien przepływowych dla tej części charakterystyki wylicza się z ogólnego wzoru (10) podstawiając  $G_{22}^2 = C$ :

$$G_{ok} = G_1 + \sqrt{\frac{G_{22}^2 \cdot C}{G_{22}^2 + C}}$$

Między położeniami suwaków  $x_0$  i  $x_0 - l$  przewodności wszystkich okien przepływowych są zmienne (wg wzorów (3), (5) i (6)) a wypadkową przewodność określa wyrażenie (10).

Dokończenie na str. 34

## Lekki samolot szkolno-treningowy

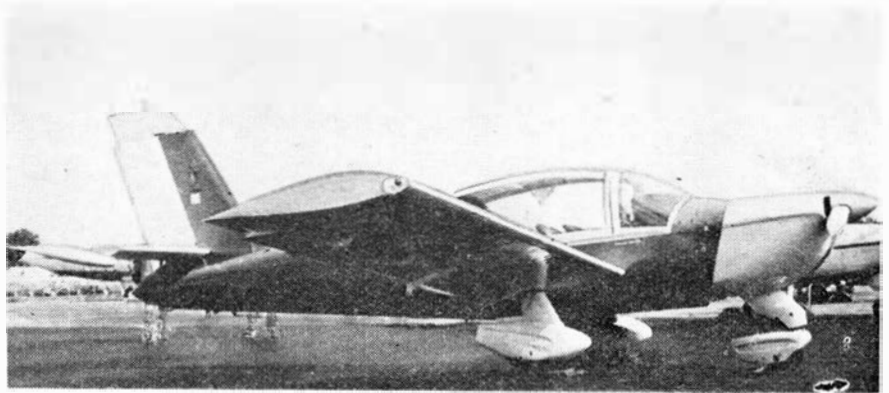
**KONSTRUKCJA.** Wolnonośny dolnopłat konstrukcji metalowej.

**Płat.** O obrysie prostokątnym, konstrukcji dźwigarowej. Profil NACA 63A416 modyfikowany. Kąt zaklinowania  $4^\circ$ . Skrzydło wyposażone jest w automatyczny slot, szczelinową klapę przesuwaną (klapę Fowlera). Na lotkach klapki wyważające nastawne na ziemi. Konstrukcja płata całkowicie metalowa. Pokrycie klap i lotek żłobkowane.

**Kadłub.** Całkowicie metalowy, konstrukcji półskorupowej. Kabina z osłoną odsuwaną do tyłu na trzech prowadnicach, przeznaczona jest dla dwóch osób (fotele obok siebie). Za fotelami pilotów znajduje się miejsce na bagaż o maksymalnej szerokości 107 cm i maksymalnej wysokości — 61 cm. Długość bagażnika wynosi 56 cm. Sterownice podwójne z drążkami sterowymi. W układzie sterowania sterem kierunku użyto linki jednożyłowe. Kabina ma instalację klimatyzacyjną. Chwył powietrza do wentylacji u góry, w tylnej części osłony kabiny.

**Usterzenie.** Wolnonośne, całkowicie metalowe. Statecznik pionowy skośny o obrysie trapezowym, statecznik poziomy prostokątny. Pokrycie sterów z blachy żłobkowane. Stery wyważone masowo i aerodynamicznie. Ster wysokości ma klapkę wyważającą; na sterze kierunku — klapka wyważająca nastawna na ziemi.

**Podwozie** stałe, trójkołowe z kołem przednim typu *Eram*. Koło



przednie samonastawne. Amortyzacja podwozia olejowo-pneumatyczna. Golenie główne typu dźwigniowego, tłoczone i nitowane z blach. Hamulce hydrauliczne. Wymiary kół głównych  $600 \times 6$ ; przednich  $500 \times 4$ . Ciśnienie w kole przednim wynosi  $1,4 \text{ kg/cm}^2$ , w kołach głównych —  $1,6 \text{ kg/cm}^2$ . Obecność odpowiednich okuć umożliwia zamocować pływaki lub narty w razie potrzeby.

**Zespół napędowy.** Czterocylndrowy silnik tłokowy płaski Rolls-Royce Continental 0-200-A, chłodzony powietrzem, o mocy 100 KM. Śmigło metalowe dwułopatowe MacCaulley 1A 101 DCM6948 o stałym skoku. Średnica śmigła — 176 cm.

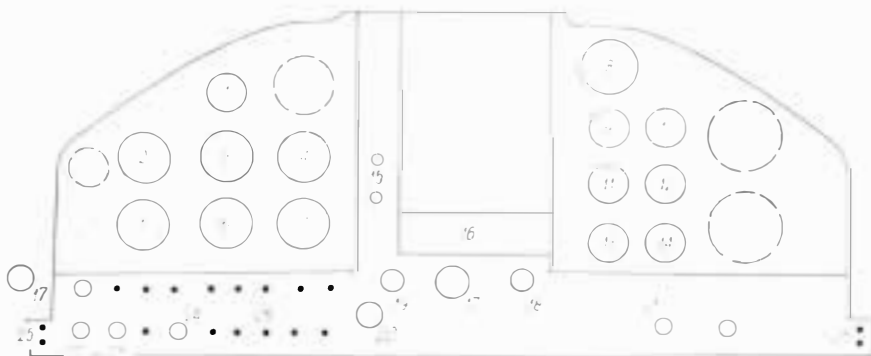
Instalacja paliwowa: dwa integralne zbiorniki paliwa w skrzy-

dłach o łącznej pojemności 105 litrów. Pojemność zbiornika oleju wynosi 6 litrów.

**Wyposażenie.** Oprócz podstawowych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych przewidzianych dla samolotów tej klasy samolot Rallye 100 Sport ma zestaw przyrządów umożliwiających lot bez widoczności. Instalacja elektryczna zasilana prądnicą prądu zmiennego o parametrach 14 V i 60 A, służy między innymi do napędu klap; na skrzydłach, oprócz świateł nawigacyjnych zastosowano silne światła błyskowe. Rurka Pitota pod lewym skrzydłem, nadajniki ciśnienia statycznego po bokach tyłu kadłuba.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot Aérospatiale Rallye 100 Sport jest kolejną wersją rozwojową samolotu Morane-Saulnier Rallye Club, którego prototyp został oblatany w 1959 roku. W ciągu kilkunastu lat powstała cała rodzina lekkich 2—4 osobowych samolotów. Z zaprojektowanych samolotów wyprodukowano między innymi: 8 sztuk samolotów oznaczonych MS 890 z silnikiem Continental o mocy 145 KM, 12 sztuk — MS 881 z silnikiem Potez o mocy 105 KM, 77 sztuk samolotów Rallye Club MS 883 z silnikiem Lycoming o mocy 115 KM. Ogółem do stycznia 1973 roku wyprodukowano 787 sztuk samolotów spod znaku Rallye. W stosunku do swoich poprzedników samolot Rallye 100 Sport ma bardziej komfortowąabinę, udoskonaloną instalację klimatyzacyjną, zestaw przyrządów, do lotów bez widoczności. Powiększono także cięciwę steru kierunku i wychylenia steru wysokości dla umożliwienia wprowadzenia w korkociąg.

Cena podstawowa około 6750 funtów (bez wyposażenia do lotów bez widoczności, a także bez plecowych pasów bezpieczeństwa).



**Tablica przyrządów pokładowych:** 1 — busola, 2 — prędkościomierz, 3 — sztuczny horyzont, 4 — wysokościomierz, 5 — zakrętomierz, 6 — gيروسkopowy wskaźnik kursu, 7 — wskaźnik prędkości wznoszenia, 8 — obrotomierz, 9 — wskaźnik ciśnienia oleju, 10 — wskaźnik temperatury oleju, 11 — wskaźnik ciśnienia paliwa, 12 — wskaźnik stanu akumulatora, 13 — wskaźnik paliwa w lewym zbiorniku, 14 — wskaźnik paliwa w prawym zbiorniku, 15 — telefon pokładowy, 16 — radiostacja UKF, 17 — przepustnica, 18 — regulator mieszanki, 19 — podgrzewanie mieszanki, 20 — wyłącznik zapłonu, 21 — regulator powietrza w kabynie, 22 — wyłącznik akumulatora, 23 — wyłącznik prądnicy, 24 — pompa wspomagająca, 25 — gniazdko mikrofonu, 26 — tablica wyłączników

# Aérospatiale Rallye 100 Sport

## DANE TECHNICZNE

### Wymiary

Rozpiętość	9,74 m
Długość	7,04 m
Wysokość	2,80 m
Powierzchnia skrzydła	12,28 m <sup>2</sup>
Ciężwa	1,3 m
Wydłużenie	7,5
Wznios	7°
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,67 m
Ciężwa usterzenia poziomego	0,95 m
Powierzchnia usterzenia poziomego	3,48 m <sup>2</sup>
Baza podwozia	1,71 m
Rozstaw podwozia	2,01 m
Wymiary kabiny:	
maksymalna wysokość (mierzona od siedzenia)	0,94 m
szerokość	1,02 m

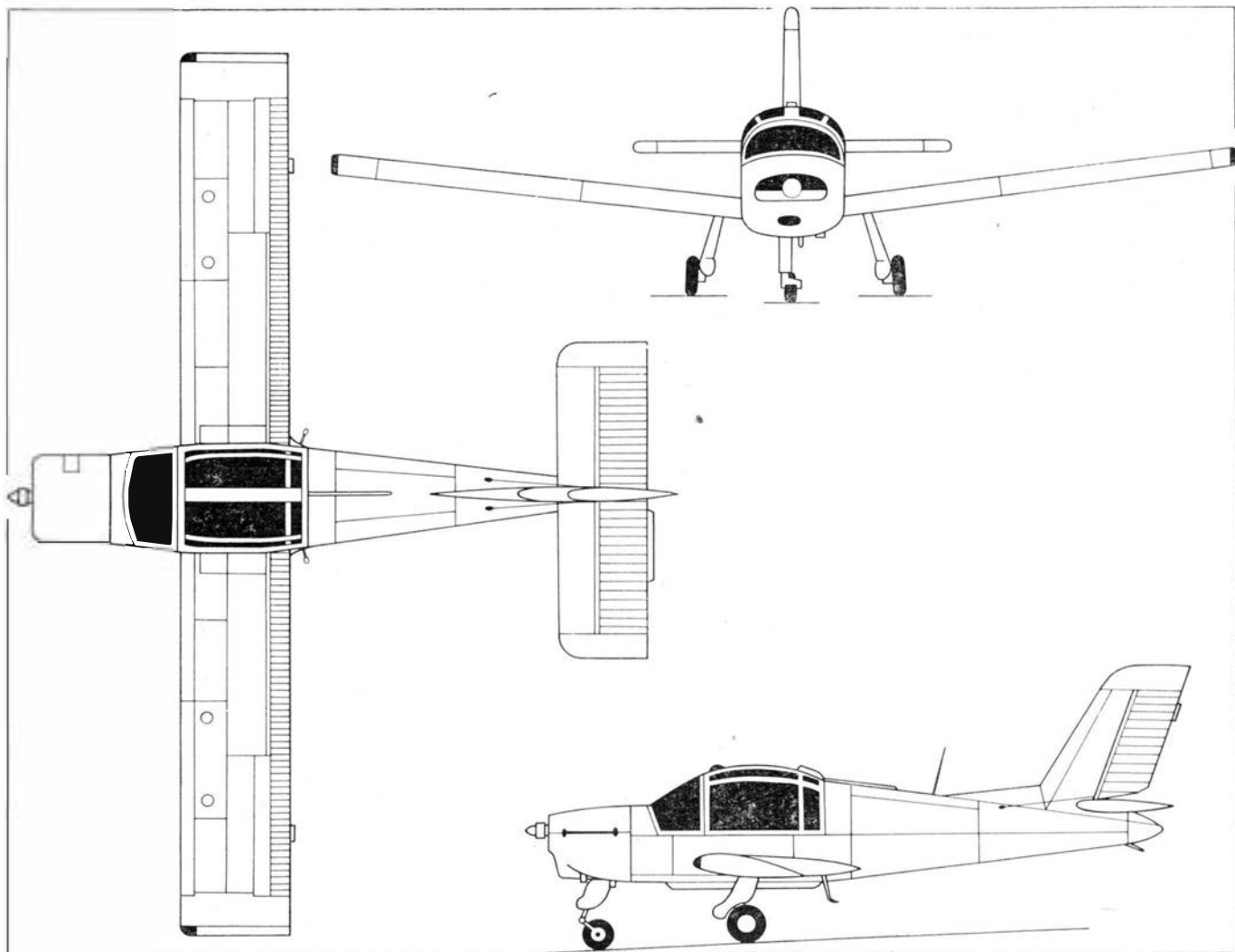
### Ciężary

Ciężar całkowity	750 kG
Ciężar bagażu	20 kG
Współczynnik przeciążenia	(+4,4 ÷ -1,8) g
Zakres wędrowki SC:	
dla Q = 610 kG	9‰ SCA
dla Q = 750 kG	6,8‰ SCA

### Osiągi

Prędkość maksymalna dopuszczalna	270 km/h
Maks. prędkość pozioma	200 km/h
Prędkość przelotowa na wysokości 600 m	174 km/h
Prędkość przeciągnięcia	
— z klapami	71 km/h
— bez klap	77 km/h
Zasięg	842 km
Pułap	3200 m
Rozbieg	130 m
Dobieg	100 m
Zużycie paliwa	23 l/h

R. C.





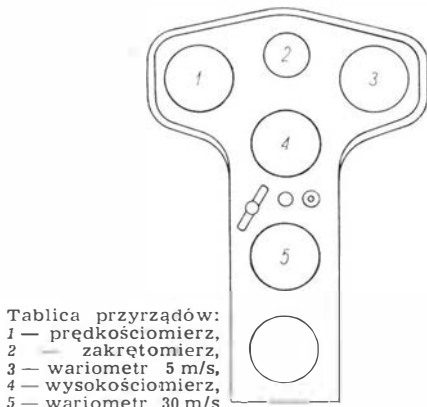
Wyczynowy szybowiec klasy standard

**KONSTRUKCJA.** Jednomiejscowy wolnonośny średniopłat.

**Plat.** Dwudzielny, trapezowy o profilu laminarnym Wortmann FX-61-165 u nasady i FX-61-124 na końcu. Konstrukcja duralowa, nitowana, półskorupowa, jednodźwigarowa. Dźwigar teowy. Mocowanie skrzydeł do kadłuba na czopach a łączenie skrzydeł między sobą — jednym sworzniem dwustożkowym. Łączenie napędów sterowania — szybkorozłączne. Na krawędzi spływu — kłapy wyporowe na rozpiętości między lotkami a kadłubem kryte blachą, wychylane co 5° od -5° do +15°. W prototypie po wychyleniu o 80° służyły jako hamulce aerodynamiczne, lecz były one mało skuteczne. Szybowce seryjne otrzymały płytowe hamulce aerodynamiczne wysuwane na łukowych dźwigniach, umieszczone w pobliżu kłap. Lotki bezszczełinowe kryte płótnem. Napędy lotek i kłap ukryte wewnątrz konstrukcji płata. Na końcach skrzydeł płaskie kropłowe końcówki zabezpieczające lotki przed uszkodzeniem przy zetknięciu z ziemią.

**Kadłub.** Konstrukcji duralowej, półskorupowej. Przednia część kadłuba, mieszcząca kabinę, o kształcie laminarnym, zaostrowym z przodu i o przekroju jajowatym. Tylna część o kształcie rury stożkowej. Nosek kadłuba z laminatu szklanego, oejmowany. Osłona kabiny dwuczęściowa, ze stałym wiatrochronem. Główna część osłony otwierana na prawo, zawieszona na dwóch zawiasach, awaryjnie odrzucana. W prototypie wiatrochron był większy, a kształt osłony nieco inny. W szybowcach seryjnych skrócono wiatrochron, by przesunąć bliżej przodu i niżej łączenie osłony — dla uzyskania lepszej widoczności do przodu. Wnętrze kabiny wykończone tkaniną. Oparcie fotela nastawne. Zagłówek nastawny w locie. Za zagłówek pomieszczenie na barograf. Pedaly nastawiane bezpośrednio lub za pomocą pokręć gąkki umieszczonej na tablicy przyrządów. Tablica przyrządów kolumnowa, wzorowana na stosowanej na szybowcu Foka. Na tablicy: prędkościomierz, zakrętomierz, wariometr 5 m/s, wysokościomierz i wariometr 30 m/s. Busola nad tablicą. Przewidziana możliwość zabudowy radiostacji i aparatury tlenowej. Wentylację kabinę zapewnia odsuwane okienko z lewej strony, otwór wentylacyjny z prawej strony kabiny oraz osiowo umieszczony chwyt powietrza otwierany za pomocą pokręć na tablicy przyrządów. Pod przodem kadłuba zaczep do holu przykryty dużą osłoną. Gałka zwalniania zaczepu — na tablicy przyrządów. Dźwignie uruchamiania kłap, hamulców aerodynamicznych, kłapki odciążającej i hamulca koła — na lewej burcie kabin. Dźwignia chowania i wysuwania podwozia — na prawej burcie. Linkowe i poprzeczowe napędy sterów biegną pod fotelem i podłoga kabiny.

**Usterzenie.** W układzie T. Usterzenie pionowe duralowe ze statecznikami dwudźwigarowym o konstrukcji półskorupowej integralnej z kadłubem i sterem krytym płótnem. Usterzenie poziome płytowe, trapezowe, konstrukcji półskorupowej, z dużą kłapką dociążającą i przeciwcieżarem na wysięgniku. Montaż usterzenia wysokości nie wymaga specjalnych narzędzi.



Tablica przyrządów:  
1 — prędkościomierz,  
2 — zakrętomierz,  
3 — wariometr 5 m/s,  
4 — wysokościomierz,  
5 — wariometr 30 m/s



Fot. A. Glass



Płytowe usterzenie z przeciwcieżarem

Fot. A. Glass

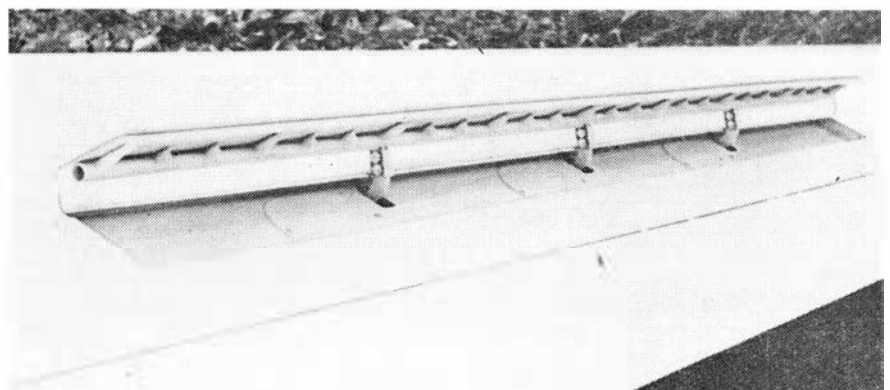
**Podwozie.** Chowane, jednokołowe z amortyzacją olejowo-powietrzną. Koło z hamulcem bębnowym. Stałe kółko ogonowe. Mechanizm otwierania podwozia — ręczny. W razie pełnego otwarcia kłap wyporowych przy zamkniętym podwoziu — włącza się sygnał dźwiękowy.

**Własności pilotażowe.** Amortyzacja miękka. Nieco duża wrażliwość na ruchy sterem wysokości podczas lotu na helu. Stateczność podłużna dobra, dynamiczne wahanía fugoidalne o okresie 20 s, co jest typowe dla wielu szybowców z usterzeniem płytowym. Stateczność kierunkowa dobra. Szybowiec nie jest przekompensowany kierunkowo, co rzadko się zdarza. Szybowiec wykazuje lekką niestateczność spiralną — czego u współczesnych szybowców już się nie spotyka. Przed przeciągnięciem szybowiec ostrzeża za pomocą dźwięku typu buffeting. Czas przechyłu 45°/45° — 3 s.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** W wytwórni ICA (Interprinderea de Constructii Aeronautice) w Brasov prof. inż. Josif Silimon zaprojektował szybowiec IS-29, którego prototyp oznaczony IS-29B o metalowym kadłubie i drewnianym płacie został oblatany w kwietniu 1970 r. Płat jego był prostokątno-trapezowy z częścią środkową bez wzniosu i częściami zewnętrznymi ze wzniosem. Rozpiętość szybowca wynosiła 15 m, powierzchnia nośna 11,92 m<sup>2</sup>, a doskonałość 36. W listopadzie 1970 r. został oblatany całkowicie metalowy prototyp IS-29D z płatem trapezowym o zmniejszonej powie-

Hamulec aerodynamiczny

Fot. A. Glass



# IS-29D

rzchni nośnej. Szybowiec ten w 1972 r. był prezentowany w kilku krajach Europy Zachodniej. Po zebraniu wniosków z prób prototypu — uruchomiono produkcję zmodyfikowanej odmiany IS-29D. Dotychczas zbudowano około 30 szybowców. Szybowiec uzyskał rumuński cer-

tyfikat. Dostawy rozpoczęto na przełomie 1973 i 1974 r. Pojedyncze egzemplarze zostały zakupione przez Szwajcarię, RFN i W. Brytanie. Cena 7000 dol.

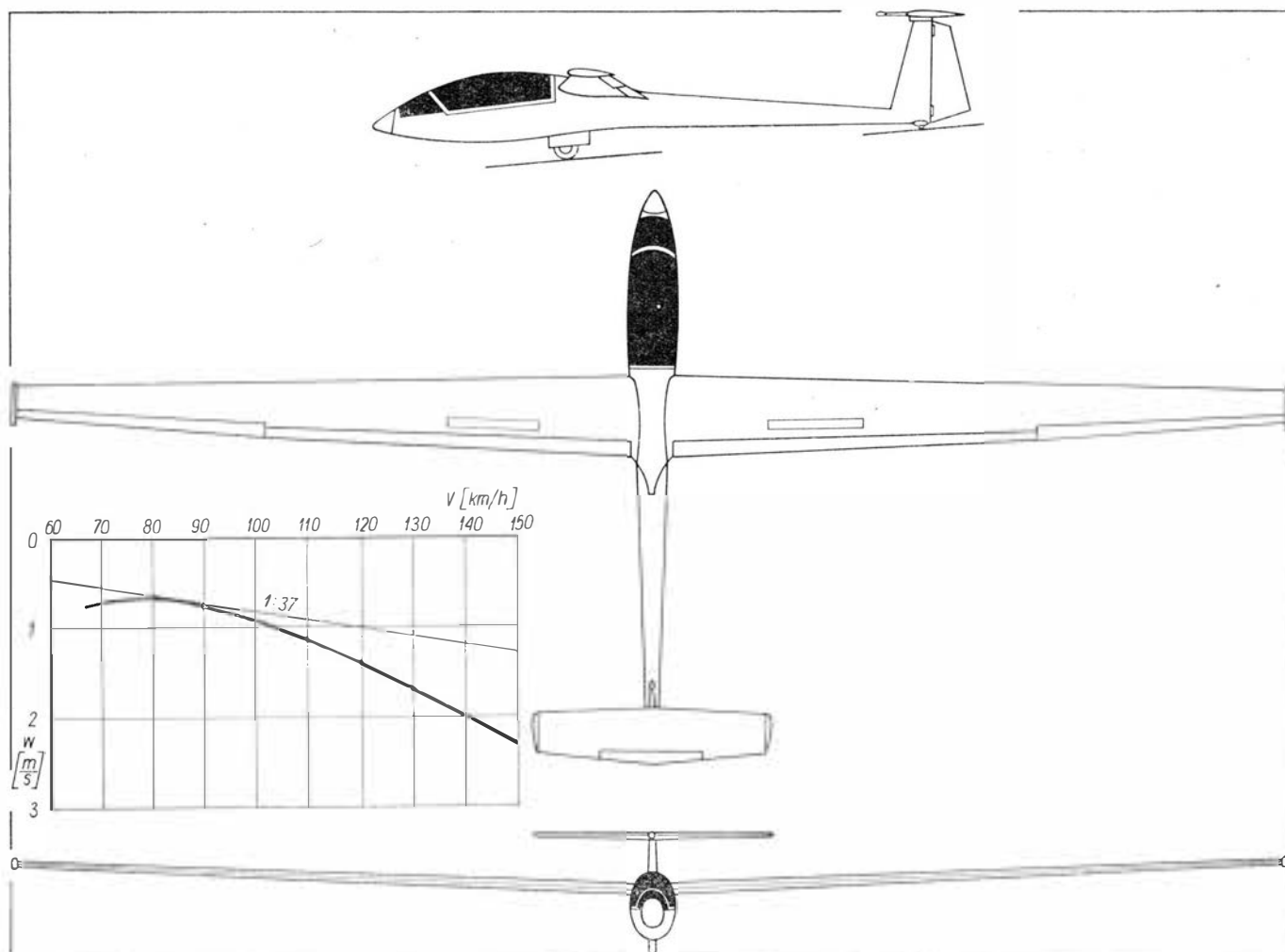
W latach 1971—1972 powstały dwa prototypy odmian IS-29D o większej rozpiętości. Pierwszy z nich IS-29E o roz-

piętości 17,6 m jest szybowcem klasy otwartej. Został on oblatany w sierpniu 1971 r. Drugi IS-29F o rozpiętości 16,5 m jest szybowcem klasy klubowej, a oblatany był w 1972 r. IS-29G ma klapy typu Flowlera, a IS-29G hamulce aerodynamiczne DFS.

## DANE TECHNICZNE

		IS-29D	IS-29E	IS-29G
Rozpiętość	[m]	15,00	17,60	16,50
Długość	[m]	7,03	7,03	7,03
Wysokość	[m]	1,68	1,68	1,68
Powierzchnia nośna	[m <sup>2</sup> ]	10,40	12,78	11,65
Wydłużenie		21,5	24,2	23,3
Ciężar własny	[kG]	220	275	230
Ciężar użyteczny	[kG]	100	105	100
Ciężar całkowity	[kG]	320	380	330
Obciążenie powierzchni	[kG/m <sup>2</sup> ]	30,8	29,8	28,3
Doskonałość		37	42	39
— przy prędkości opt.	[km/h]	90	92	90
Opadanie min.	[m/s]	0,58	0,50	0,56
— przy prędkości ekonom.	[km/h]	78	76	72
Prędkość minimalna	[km/h]	65	65	65
Prędkość dopuszczalna nurk.	[km/h]	220	220	220
Prędkość dop. holu w spokojnej atm.	[km/h]	140		
Prędkość dop. holu w burzliwej atm.	[km/h]	120		
Prędkość dop. otwarcia klap ponad 15°	[km/h]	150		
Prędkość dop. z otw. podwoziem	[km/h]	140		
Współcz. obciążenia dopuszcz.		+ 5,3/— 2,65	+ 4,5	+ 4,5

A. G.



# Praca konstrukcji dźwigara po utracie stateczności przez jego ściankę

W półskorupowej konstrukcji rozróżniamy dwa typy ścianek:

- ścianki, których utrata stateczności od ścinania nie prowadzi do zniszczenia konstrukcji,
- ścianki, których utrata stateczności powoduje zarazem zniszczenie konstrukcji.

W pierwszym przypadku utrata stateczności przez ściankę objawia się powstaniem biegnących ukośnie i mniej więcej równoległych do siebie fałd (pole ciągnięć), których liczba rośnie w miarę zwiększania obciążenia. Ścianka pracuje jak szereg równoległych do siebie prętów rozciąganych naprężeniami  $\sigma$  i nachylnych do pasów dźwigara pod kątem  $\alpha$ . Dodatkowym obciążeniem poddane są elementy (pasy i stójki) będące konturem dla ścianki dźwigara.

W drugim przypadku następuje ogólna utrata stateczności całej konstrukcji, a zatem i jej zniszczenie. Między tymi skrajnymi przypadkami istnieje wiele pośrednich określonych tzw. niepełnym polem ciągnięć, gdzie część siły tnącej przenoszona jest jeszcze czystym ścinaniem ścianki. Aby jednak pojawienie

się pola ciągnięć nie doprowadziło do ogólnej utraty stateczności, konieczna jest obecność sztywnego obramowania ścianki, „szkieletu” który będzie w stanie odebrać naprężenia normalne (rys. 1). W rezultacie pasy dźwigarów i stójki zaczynają pracować jako wielopodporowe i dwupodporowe belki. Poprzeczne elementy (stójki) praktycznie nie pracują na zginanie, a obciążone są tylko siłami tnącymi i momentem od mimośrodowego działania tych sił.

W wyniku przeprowadzonych doświadczeń stwierdzono, że w czasie obciążenia zachodzi przesunięcie obciążenia ciągnącego w stronę podpór, a moment zginający pas uzyskuje prawie jednakową co do bezwzględnej wartości wielkość, tak na podporach jak i w połowie odcinka między nimi i wynosi:

$$M_{max} = qk_{zg} \tau \cdot \delta \cdot l^2 \quad (1)$$

Krytyczne naprężenia tnące dla płaskiej ścianki

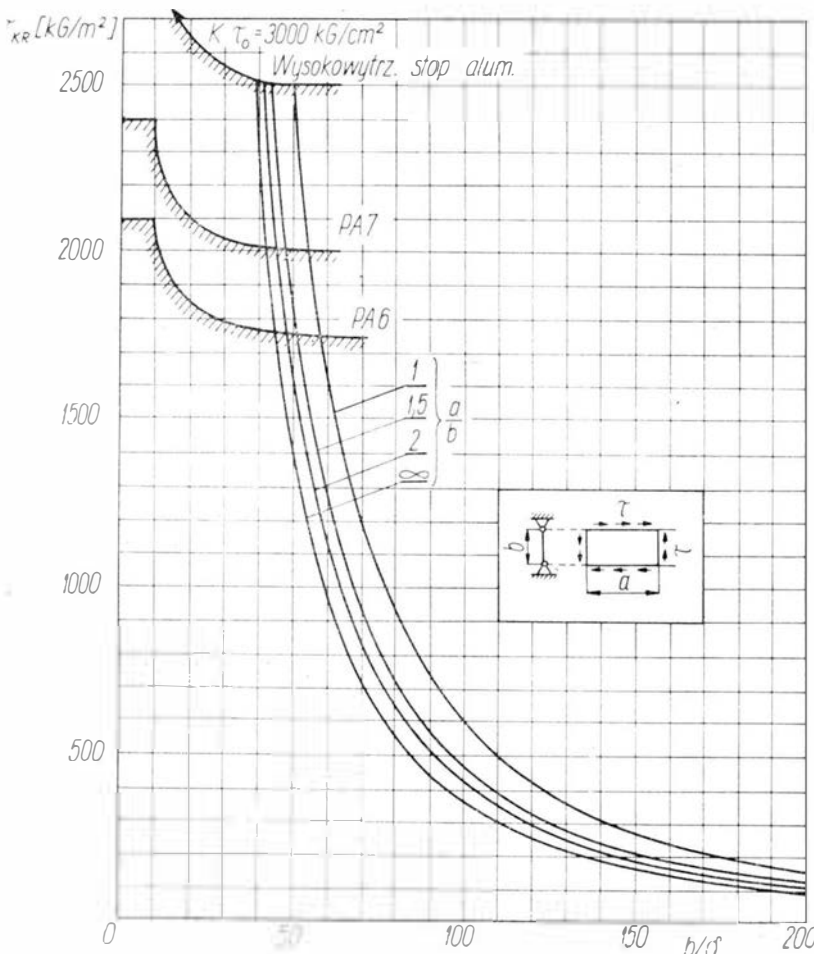
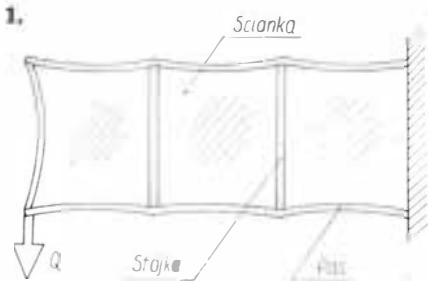
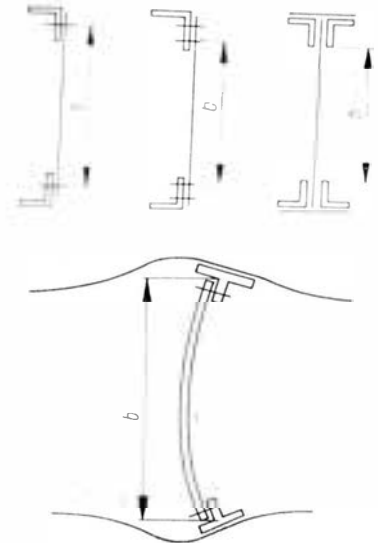
Przedstawiony na rysunku 2 wykres  $\tau/\tau_{kr} = f(b/\delta)$  (dla duralowej ścianki przegubowo podpartej), został wyznaczony w oparciu o wyrażenie:

$$\tau_{kr} = \frac{k E}{(b/\delta)^2} \quad (2)$$

gdzie współczynnik  $k$  określony jest wzorem:

$$k = 4,9 + \frac{3,6}{(\alpha/\delta)^2} \quad (2a)$$

Wymiary  $a$  i  $b$  równe są odpowiednio wymiarom  $h$  i  $l$  (l-odległość między stójkami). Mniejszy wymiar  $b$  określamy jak pokazano na rysunku 3.



Zwykle nawet jednorzędowy nitowy szew spełnia dla cienkiej ścianki rolę utwardzenia, tak że dla  $b/\delta > 100$  prawie zawsze można brać  $\tau_{kr}$  dla przypadku utwardzenia wszystkich brzegów, zwiększając wartość  $\tau_{kr}$  z rys. 2 — 1,75 razy.

W przypadku słabego konturu należy przyjąć wielkość  $b$ , jak przedstawiono na rys. 4, przy czym przyjmuje się przegubowe podparcie brzegów ścianki.

Warto nadmienić, że  $\tau_{kr}$  nie może przekroczyć wartości  $\tau_{qr}$  odpowiadającej granicy plastyczności materiału.

Naprężenia tnące  $\tau$  w ściance wyznaczamy z wyrażenia:

$$\tau = \frac{Q}{h \cdot \delta} \quad (2b)$$

w którym:  $Q$  — siła tnąca,  $\delta$  — grubość ścianki,  $h$  — wysokość ścianki.

### Naprężenia normalne w pasach dźwigara

Jak wspomniano na wstępie, po utracie stateczności przez ściankę dźwigara, pasy dźwigara są obciążone momentem  $M_{max}$  (1). Naprężenia w pasach wynoszą zatem:

$$\sigma_{zg} = \frac{M_{max}}{W_{1,2}} \quad (3)$$

gdzie  $W_1$  i  $W_2$  — wskaźniki wytrzymałościowe przekrojów odpowiednio górnego i dolnego pasa z uwzględnieniem szerokości współpracującej  $b_0$  (rys. 5) tak w płaszczyźnie poziomej (pokrycie), jak i pionowej (ścianka dźwigara).

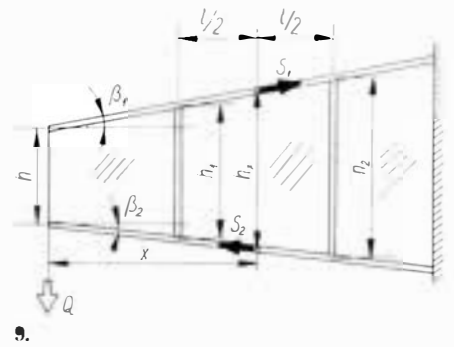
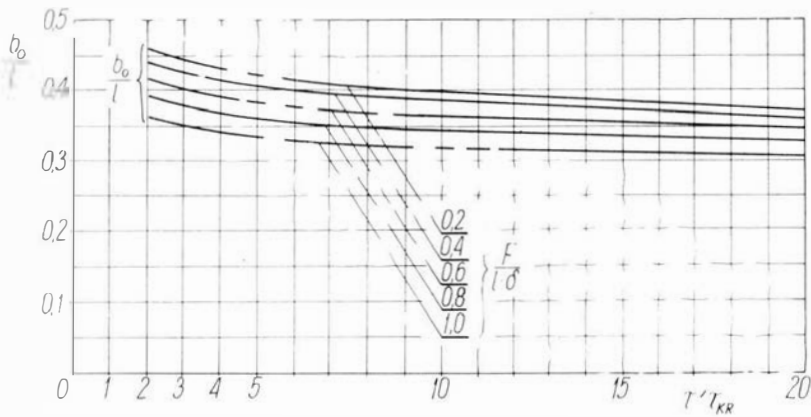
W celu obliczenia wartości  $M_{max}$  należy znaleźć wartości współczynników  $\phi$  i  $k_{zg}$ .

Współczynnik  $\phi$  uwzględniający sprężystość stójki i ścianki wyznaczamy z rys. 6 w zależności od stosunku sztywności tych elementów:

$$\phi = f\left(\frac{E_3 F_3}{E_1 I \delta}\right) \quad (4)$$

gdzie:  $E_3$  — moduł sprężystości stójki,  $F_3$  — pole przekroju stójki z uwzględnieniem współpracującego paska ścianki —  $b_0$ ,  $\delta \cdot l$  — pole przekroju ścianki o długości  $l$ ,  $E_1 = E (G_r/G)$ ,  $E$  — nie zredukowany moduł sprężystości ścianki a  $G_r/G = f(\tau/\tau_{kr})$  bierzemy z rys. 7.

Współczynnik  $k_{zg}$  wyznaczamy z rys. 8.



Dodatkowo pasy dźwigara są poddane działaniu składowej poziomej ciągłego obciążenia od pokrycia, które wywołuje dodatkowe naprężenia normalne w pasie:

$$\sigma_{os} = \frac{k_{os} Q}{F_p} \quad (5)$$

gdzie  $F_p$  — pole przekroju odpowiedniej półki (górnjej lub dolnej),  $k_{os}$  — współczynnik z rys. 8.

U w a g a. W przypadku nierównoległości pasów dźwigara (rys. 9) należy uwzględnić odciążenie (lub dociążenie) od osiowych sił w pasach, jeśli pasy schodzą się po tej stronie co działa siła tnąca (lub odwrotnie).

W przekroju  $x$  siła tnąca obciążająca ściankę może być określona wyrażeniem:

$$Q_x = \frac{h}{h_x} Q \quad (6)$$

$$h_x = h + x(\operatorname{tg} \beta_1 + \operatorname{tg} \beta_2)$$

Dla przypadku gdy przekrój  $x$  leży w połowie odległości między stójkami to:

$$q_x = \frac{Qh}{h_1 h_2} \quad (6a)$$

$$h_x = \frac{h_1 + h_2}{2} \quad (6b)$$

Naprężenia tnące w tym przekroju wynoszą:

$$\tau_x = \frac{q}{\delta} = \frac{Q}{h_1 h_2 \delta} [h_x - x(\operatorname{tg} \beta_1 + \operatorname{tg} \beta_2)]$$

Nierównoległość pasów dźwigara pociąga za sobą także zmianę osiowych sił  $S_1$  i  $S_2$  (rys. 9) w półkach.

W przekroju leżącym w odległości  $x$  od wypadkowej siły tnącej  $Q$  uzyskujemy:

$$S_1 = \sqrt{\left[Q \cdot \frac{x}{h_x}\right]^2 + Q - Q \frac{h}{x + x \operatorname{tg} \beta_1}} \quad (7a)$$

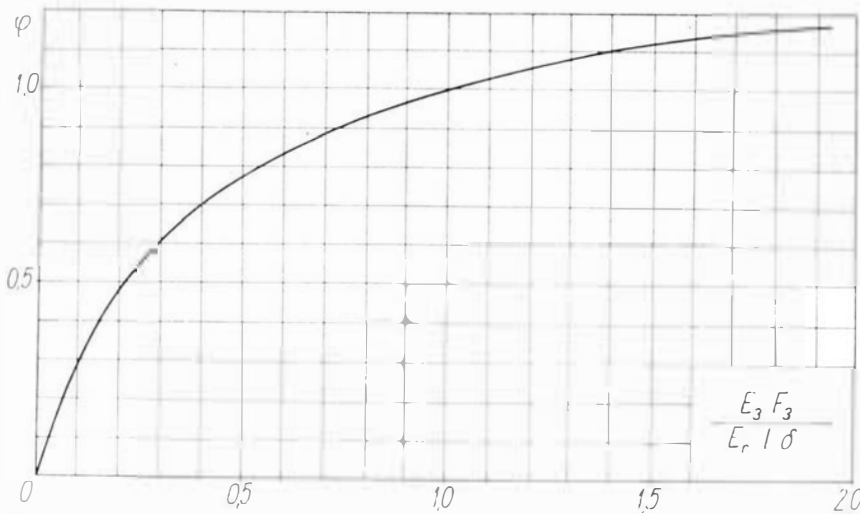
$$S_2 = \sqrt{\left[Q \cdot \frac{x}{h_x}\right]^2 + Q - Q \frac{h}{x + x \operatorname{tg} \beta_2}} \quad (7b)$$

Na podstawie książki: *Справочная книга по расчету самолета на прочность органов*

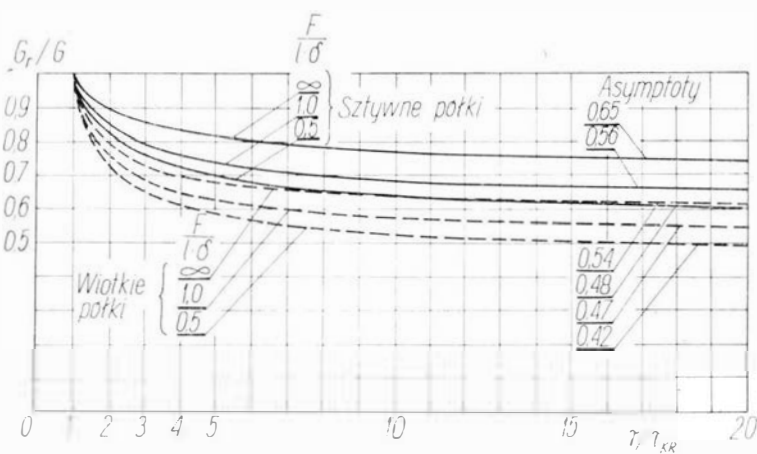
mgr inż. Ryszard Cymerkiewicz

WCT/260/K/74

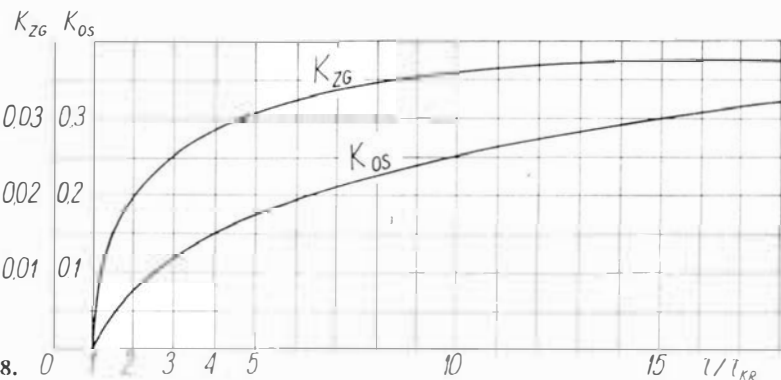
5.



6.



7.



8.

## Port lotniczy elementem składowym aglomeracji miejskiej

W trzecim artykule z cyklu „Porty lotnicze w nowoczesnym świecie” przedstawiono rolę, którą spełnia port lotniczy jako czynnik działalności i rozwoju regionu, a także jako element składowy aglomeracji miejskiej.

Obecnie przedstawiany artykuł — trzeci z cyklu zajmującego się problematyką portów lotniczych w nowoczesnym świecie (na podstawie pracy Jacques'a V. Block'a *Porty lotnicze i ich środowisko*\*) poświęcony jest roli portu lotniczego jako elementu składowego aglomeracji miejskiej, ze szczególnym uwzględnieniem problemów hałasu występującego w rejonie portu lotniczego.

Transport odgrywał i odgrywa podstawową rolę w rozwoju ludności. Umożliwia bowiem na przemieszczanie ludzi i mienia, dokonywanie wymiany, wyzwala nowe przejawy działalności ludzkiej, zwiększa wartość terenów, ułatwia promieniowanie cywilizacji itd.

Analizując historię ludności okaże się, że cywilizacja śródziemnomorska, wielkie imperia rodziły się na brzegach mórz, czyli w oparciu o naturalną infrastrukturę transportu. Z kolei rzeki, np. Ren, Dunaj itp. stanowiące również naturalny czynnik infrastruktury transportu umożliwiły penetrację kontynentów i stały się niejako osiami terenów uprzywilejowanych ekonomicznie.

Analogiczną rolę odegrała infrastruktura transportu wytwarzana przez człowieka. Wystarczy przypomnieć sobie rolę kolei w tworzeniu i integrowaniu gospodarki Stanów Zjednoczonych Ameryki Północnej czy też linii transsyberyjskiej w rozwoju gospodarczym Rosji.

Drogi kołowe natomiast już od czasów Imperium Rzymskiego przyczyniały się do jednoczenia narodów łącząc między sobą poszczególne prowincje i przyspieszając ogólny rozwój społeczeństw.

Dzisiaj nadal sieć dróg tworzy nowe osie rozwoju ekonomicznego, przemysłowego i turystycznego.

Na przestrzeni historii wszelkie skupiska ludzkie powstawały i rozwijały się w funkcji infrastruktury transportu, a więc wzdłuż rzek, u ich wylotu do morza, w zatokach nadających się do przyjmowania okrętów, na skrzyżowaniu traktów drogowych itd., a obecnie również w pobliżu dworców kolejowych, w pobliżu węzłów autostrad, w otoczeniu portów lotniczych. W miarę rozwoju transportu lotniczego cechy miastotwórcze portów lotniczych ujawniają się tak samo wyraźnie jak w przypadku portów morskich, kolei czy dróg.

Dodatkowym, specyficznym dla transportu lotniczego elementem jest jednak skrócenie czasu podróży, co zrewolucjonizowało możliwość przemieszczania ludzi i towarów.

Jednocześnie transport lotniczy otwierając nowe rynki i nowe horyzonty dla działalności człowieka dokłada swoją niebagatelną cegiełkę w tworzeniu nowej cywilizacji.

### Port lotniczy czynnikiem rozwoju regionu

W poprzednich artykułach wspomniano już o znaczeniu ekonomicznym portu lotniczego i jego wpływie na ekonomikę obsługiwanego regionu.

Obecnie, na kilku przypadkach zobrazowana zostanie rola portu lotniczego jako czynnika aktywizującego działalność regionu. Często bowiem powstanie portu lotniczego powoduje stworzenie nowego rodzaju działalności regionu, która w ogóle nie istniałaby bez portu, a następnie rozwija ją prowadząc do wzrostu ogólnego poziomu tego regionu. A zatem jest to rozwój niejako na zasadach reakcji łańcuchowej.

Oto przykłady.

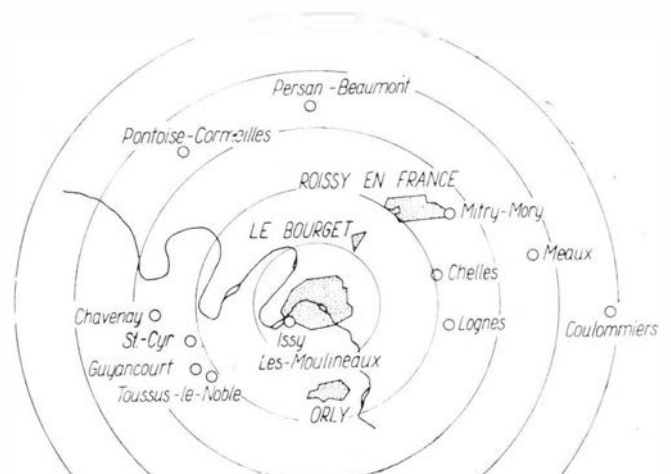
Przypuśćmy, że w małym mieście istnieje port lotniczy dla potencjalnych potrzeb transportowych z innym większym miastem. Z początku niewielkie potrzeby zaspokajane są małą liczbą połączeń, co w rezultacie nie wpływa na uatrakcyjnienie poziomu usług.

Jednak sam fakt istnienia portu lotniczego, stwarzając możliwość łatwej i szybkiej wymiany uaktywnia działalność dużego miasta, dla którego miasto z połączeniem lotniczym może stanowić rynek zbytu lub dogodny teren dla deglomeracji. Działające mechanizmy prowadzą do wzrostu ruchu, rodzą przyzwyczajenia do podróży lotniczej, a w konsekwencji do zwiększenia częstotliwości połączeń, dalszego rozwoju i uatrakcyjnienia poziomu usług.

A zatem stymulacja istniejących aktywności, powstanie nowych, rozwój wymiany oraz stworzenie nowych perspektyw — oto wyniki otwarcia komunikacji lotniczej.

W sposób jeszcze bardziej konkretny port lotniczy wpływa na lokalizację zakładów przemysłowych i handlowych.

Firmy, których agenci często podróżują sytuują się w pobliżu portów lotniczych, aby zyskać na czasie i korzystać z niektórych urządzeń portowych jak hotele, restauracje, parkingi, wynajem samochodów, obsługa bankowa itp. Przedsiębiorstwa przewożące drogą lotniczą towary na terenie portów lotniczych mają często swoje magazyny, zakłady produkcyjne, ośrodki dystrybucji. Tworzą się całe strefy zabudowy przemysłowej i handlowej wokół portu lotniczego dla zapewnienia bliskiego dostępu do samolotów, co przekształca port lotniczy w re-



\* Jacques V. Block: *Les aeroports et l'environnement*, wyd. Aeroport de Paris, 1971 maj.

gionalne centrum transportu, gdzie się krzyżują i wymieniają potoki przewozów lotniczych i transportu naziemnego.

A zatem zaprzeczając dawnym poglądom, port lotniczy zwiększa wartość przyległych do niego terenów przy odpowiedniej sieci portów lotniczych. A turystyka to przecież niezmiernie lukratywny rynek krajowy i międzynarodowy. Interesującym przykładem może być w tym przypadku Jugosławia. Przeprowadzono tam kompleksowe studia nad rozwojem turystyki i jej obsługi przez transport lotniczy. W oparciu o te studia ustalono sieć portów lotniczych obsługujących atrakcyjne regiony turystyczne. Odległość pomiędzy portami lotniczymi wynosi 100—160 km, a więc uznano, że promień ciężenia do portu lotniczego nie przekracza 80 km. Każdy port lotniczy obsługuje region czy podregion turystyczny oferujący od 20 000 do 40 000 łóżek hotelowych.

Wystarczy wziąć pod uwagę obsługę terenów wspiarskich lub górzystych gdzie oczywiste są zalety podróży lotniczej oraz korzyści jakie czerpie turysta przy odpowiedniej sieci portów lotniczych. A turystyka to przecież niezmiernie lukratywny rynek krajowy i międzynarodowy. Interesującym przykładem może być w tym przypadku Jugosławia. Przeprowadzono tam kompleksowe studia nad rozwojem turystyki i jej obsługi przez transport lotniczy. W oparciu o te studia ustalono sieć portów lotniczych obsługujących atrakcyjne regiony turystyczne. Odległość pomiędzy portami lotniczymi wynosi 100—160 km, a więc uznano, że promień ciężenia do portu lotniczego nie przekracza 80 km. Każdy port lotniczy obsługuje region czy podregion turystyczny oferujący od 20 000 do 40 000 łóżek hotelowych.

W sposób generalny można założyć, że działalność człowieka rozwija się, jeżeli zbierze się pewna liczba sprzyjających warunków środowiska, do jakich obecnie należy zaliczyć również transport lotniczy. Nowoczesna działalność człowieka zatrudnia w coraz większym stopniu personel wysoko wykwalifikowany, którego wymagania w zakresie zurbanizowanego środowiska, warunków pracy i wypoczynku, możliwości poruszania się kontaktowania w skali krajowej i międzynarodowej ciągle wzrastają.

Ośrodkami postępu w coraz większej mierze stają się te miasta i regiony, które potrafią skupić w jednym miejscu placówki nauki, biura studialno-rozwojowe, zakłady informatyki, bogatą sieć usług i wypoczynku jak również sprawny transport.

Porty lotnicze są w tych warunkach ważnym partnerem, a nawet katalizatorem postępu i rozwoju. Zagospodarowanie przestrzenne musi to brać pod uwagę, gdyż jego celem jest zapewnienie sprzyjających czynników dla rozwoju ekonomicznego i społecznego danego regionu.

### **Port lotniczy elementem składowym aglomeracji miejskiej**

Przedstawiona zarówno w niniejszym artykule jak i w artykułach poprzednich rola i znaczenie portu lotniczego w życiu organizmu miejskiego decyduje o tym, że nie można sporządzać planu zagospodarowania przestrzennego danej aglomeracji miejskiej bez uwzględnienia od początku spraw związanych z portem czy portami lotniczymi, ich potrzebami, trudnościami i wpływem jaki wywierają na otoczenie, podobnie jak to ma miejsce w odniesieniu do komunikacji drogowej, szynowej, stref przemysłowych i osiedli mieszkaniowych.

Stwarza to napewno problemy trudne i złożone, ale dające się rozwiązać. Należy przede wszystkim rozważyć właściwą lokalizację portu lotniczego zapewniając wyciągnięcie maksimum korzyści wynikających ze znacznego zainwestowania jakie ma miejsce w portach lotniczych i szukać sposobów wtórnego wykorzystania tego zainwestowania, użytkując w sposób optymalny tereny położone w sąsiedztwie portów.

A zatem w rejonie portów lotniczych, a zwłaszcza w strefach dotkniętych intensywnym hałasem lotniczym można sytuować zakłady przemysłowe, które same są „głośne”, lub też które szukając bliskości portu lotniczego zdecydowane są ponieść koszt wyposażenia tłumiącego hałas. Można tam również lokalizować rezerwy zieleni, magazyny, zajezdnie taboru komunikacji miejskiej itp. obiekty.

Osiedla mieszkaniowe w pobliżu portów lotniczych to przede wszystkim osiedla dla pracowników portu, przy czym powinny one być zlokalizowane w „rozsądnej” odległości, przy zapewnieniu sprawnego systemu transportu masowego, nie obciążającego jednak arterii przewidzianych dla przewozu pasażerów.

Dalszą istotną sprawą jest wybór właściwego środka transportu masowego z i do portu lotniczego.

Rozważane niekiedy możliwości zastosowania szybkiej kolei miejskiej tylko w nielicznych przypadkach może być uzasadniona. Bowiem ruch naziemny spowodowany przez port lotniczy jest relatywnie niewielki w porównaniu z przepustowością połączeń typu kolejowego. Dla przykładu port lotniczy o przepustowości 10 mln pasażerów rocznie wywoła dla połączenia kolejowego ruch rzędu 30 000 pasażerów dziennie, podczas gdy przeciętna podmiejska linia kolejowa ma przepustowość rzędu 30 000 podróżnych na godzinę. Ponadto połączenie kolejowe nie może przejąć całego ruchu z i do portu gdyż, nie jest w stanie objąć całej strefy zurbanizowanej ciężącej do portu lotniczego. Dalej rozmiary nakładów inwestycyjnych takiego połączenia oraz koszty eksploatacyjne z uwagi na niezbędną wysoką częstotliwość kursowania pociągów i odpowiedni komfort podróżowania decydują o tym, że tego typu linia kolejowa byłaby nierentowna, gdyby miała obsługiwać wyłącznie ruch związany z portem lotniczym. Zatem linia taka musiałaby obsługiwać również normalny ruch miejski, co wiąże się z koniecznością wprowadzenia przystanków pośrednich, a jednocześnie zmniejszeniem szybkości przejazdu.

Jak stąd wynika dojazdy z i do portu lotniczego przy zastosowaniu szybkiego środka transportu masowego z punktu widzenia ekonomicznego wydają się jedynie mitem. Zresztą pasażer w zasadzie poszukuje nie tylko pojazdu szybkiego, co gwarantującego pewny i punktualny dojazd do portu bez względu na dzień, godzinę czy zatłoczenie na drogach. Ponadto średni czas dojazdu do portu lotniczego jest bardziej uzależniony od częstotliwości połączeń niż od prędkości jazdy. Stąd wydaje się, że słuszniejsze jest rozwiązanie połączenia portu lotniczego siecią transportu masowego aglomeracji miejskiej niż budowanie połączeń specjalnie zarezerwowanych dla tego portu, tym bardziej że sieć transportu miejskiego może być dla pasażera lotniczego bardziej atrakcyjna, ponieważ zapewnia dobre połączenie bezpośrednio do wszystkich dzielnic danej aglomeracji.

Nie wyklucza to jednak istnienia specjalnych środków szybkiego transportu, ale o przepustowości dostosowanej do potrzeb przewozów pasażerów lotniczych. Już obecnie te zadanie mogą spełnić częściowo śmigłowce czy samoloty krótkiego startu (STOL), o ile będzie istniała możliwość budowy odpowiednio zminimalizowanego pola wlotów w pobliżu centrum miasta, i o ile uda się ograniczyć hałas lotniczy przy przelotach nad miastem.

Innym rozwiązaniem może być w przyszłości kolej niekonwencjonalna odpowiednio przystosowana do specyfiki potrzeb. Gdyby jednak w tym samym przedziale czasu zostały wprowadzone do eksploatacji samoloty pionowego startu (VTOL), które są bardziej ekonomiczne i znacznie cichsze od śmigłowców sprawa połączeń lotnisko—miasto mogłaby być generalnie załatwiona samym transportem lotniczym. Należy przewidzieć, że duże miasto które w przyszłości nie będzie miało sieci lotnisk czy lądowisk dla samolotów pionowego startu będzie zdeklasowane przez inne aglomeracje, które zdołają sprawę tę możliwie szybko rozwiązać.

W świetle powyższych uwag niezbędna wydaje się świadomość, że port lotniczy nie włączony ściśle w życie aglomeracji miejskiej traci swój sens bytu, a aglomeracja miejska bez sprawnie działającego portu lotniczego traci w nowoczesnym świecie szanse pełnego rozwoju.

Jak dalece sprawa ta znalazła odbicie w przypadku aglomeracji paryskiej, ilustruje rysunek przedstawiający rozmieszczenie lotnisk cywilnych w rejonie Paryża.

# Wpływ paliwa ze zwiększoną zawartością siarki na pracę agregatów układów paliwowych turbinowych silników odrzutowych

*Omówiono wpływ związków siarki wchodzących w skład paliwa do napędu turbinowych silników odrzutowych, na materiały, z których wykonane są elementy układów paliwowych.*

*Omówiono agresywność korozyjną różnych związków siarki, podano typowe przykłady uszkodzeń przez korozję różnych elementów i części silnika.*

*Wskazano możliwości usunięcia szkodliwego działania paliw z zawartością siarki na elementy i części silnika.*

Przy ocenie eksploatacyjnej niezawodności pracy agregatów układów paliwowych turbinowych silników tak z punktu widzenia pracy pojedynczego agregatu, jak i całego układu należy między innymi brać pod uwagę rodzaj stosowanego paliwa odrzutowego.

W początkowym okresie eksploatacji turbinowych silników panował ogólny pogląd, że rodzaj stosowanego paliwa nie będzie miał większego wpływu na niezawodną pracę silnika. Uważano, że turbinowy silnik odrzutowy może pracować na dowolnym typie paliwa. Przykładem tego jest fakt, że na przykład do roku 1949 założonym do obliczeń konstrukcyjnych turbinowych silników odrzutowych konstruowanych w Związku Radzieckim paliwem była benzyna B-70, a pierwszym zastosowanym paliwem była zwykła nafta.

W miarę rozwoju silników turbinowych pierwszoplanową rolę zaczęło odgrywać stosowane paliwo i obecnie ich rozwój związany jest ściśle z pracami prowadzonymi przez przemysł rafineryjny nad otrzymywaniem paliw odrzutowych wysokiej jakości.

Ogólnie wiadomo, że stosowane paliwa odrzutowe charakteryzują się dużą higroskopijnością, zawartością mikrozanieczyszczeń (cząsteczki o wymiarach 3 do 5  $\mu\text{m}$  w ilości do 5 gramów na 1 tonę paliwa), które nie są zatrzymywane przez filtry, zawartością lekkich frakcji o dużej prężności par, zawartością smół, siarki itp.

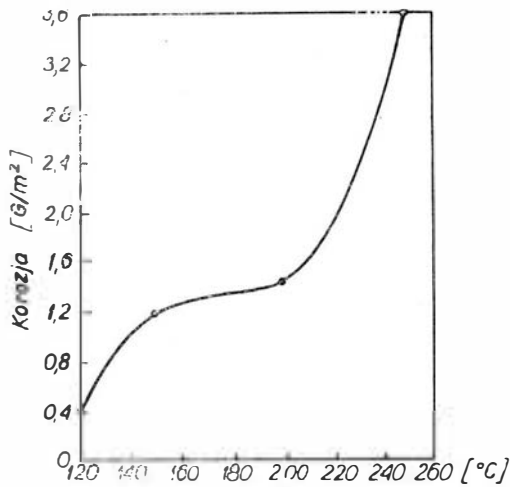
Zastosowanie do napędu silników turbinowych odrzutowych paliw otrzymanych z rop zawierających siarkę przyniosło wiele problemów (bezpośrednio rzutujących na pewność i niezawodność działania układów paliwowych) niespotykanych w dotychczasowej praktyce eksploatacyjnej.

Z chwilą wprowadzenia do eksploatacji odrzutowych paliw typu TS-1 czy PS-2 otrzymanych z rop zawierających siarkę zaczęły napływać od personelu bezpośrednio obsługującego i remontującego silniki turbinowe alarmujące wieści dotyczące niespotykanych dotychczas w eksploatacji osadów występujących na wewnętrznych elementach silników i ich układów paliwowych. Osady te przedstawiały odłożenia o całej gamie kolorów i różnej konsystencji, od nietrwałych nalotów na łopatkach turbin do twardych odłożyń na wirnikach pomp paliwowych czy galaretowatej masy na elementach pokrytych zabezpieczającą warstwą kadmu.

Ponieważ zjawiska takie były dotychczas niespotykane zaczęto je badać w aspekcie wpływu paliwa na poszczególne elementy silnika. W czasie badań stwierdzono, że główną przyczyną zaobserwowanych osadów są zawarte w paliwie aktywne związki siarkowe, w skład których wchodzi elementarna siarka i jej związki. Natomiast same osady są produktami korozji metali. Do obecnej chwili nie ma możliwości dokonywania szybkiej i jednoznacznej oceny używanego paliwa odrzutowego pod względem jego korozyjnej agresywności<sup>1</sup>. Natomiast można określić korozyjną agresywność poszczególnych związków wchodzących w skład używanych paliw odrzutowych. Do związków najbardziej agresywnych pod względem korozyjności należą siarkowodór oraz siarka elementarna i merkaptanowa.

Okazało się, iż na agresywną korozyjność paliwa najbardziej podatne są te elementy układów paliwowych, które wykonane są z materiałów, w skład których wchodzi stopy miedzi lub pokryte są ochronną warstwą kadmu. Na powierzchniach elementów wykonanych ze stopów miedzi (np. brązu WB-24) w początkowej fazie procesu korozyjnego obserwuje się ich zmatowienie, a następnie odłożenie ciemnobrązowych osadów. Osady te zmniejszając luzy w elementach dokładnie pasowanych powodują przyrost sił tarcia, co pociąga za sobą wzrost ich zużycia, a w pewnych przypadkach może być przyczyną zacierania się i całkowitego unieruchomienia (zaklinowania) współpracujących części. Ponadto produkty korozji elementów wykonanych z materiałów, które zawierają miedź, odrywając się z ich ścianek i prze-

<sup>1</sup> Istnieje metoda oznaczania działania korodującego na płytce srebrnej, która jest metodą laboratoryjną. Oznaczenie trwa od 4–6 godz. i uzyskuje się jedynie wynik jakościowy, a nie ilościowy. Obowiązuje ona jedynie dla paliwa produkowanego dla odbiorców zachodnich i od niedawna dla paliwa PS-2m. Nie obowiązuje paliw sprowadzanych ze Związku Radzieckiego (dla których obowiązuje oznaczenie na płytce miedzianej). Oznaczenie na płytce srebrnej wynika ze względu na zastosowanie srebrzenia niektórych elementów układów paliwowych produkowanych na zachodzie. Ze względu na to, że agregaty silników eksploatowanych w kraju nie są srebrzone więc obowiązywało oznaczenie na płytce miedzianej. Pomimo że paliwo wytrzymało próby na płytce miedzianej, to w praktyce poszczególne elementy układów paliwowych ulegają korozji. Sprawdzenie paliwa na srebrnej i miedzianej płytce pozwala określić jakościowo ewentualną zawartość siarkowych związków agresywnych korozyjnie, natomiast ilościowo określa się z reguły zawartość merkaptanów. Reasumując powyższe należy stwierdzić, że szybkiej i jednoznacznej metody oceny ilościowej nie ma.



1. Wpływ temperatury paliwa TS-1 na korozję brązu WB-24

dostając się wraz z paliwem, w którym są nierozpuszczalne, mogą powodować uszkodzenia innych elementów układów paliwowych. Badania wykazały, że oprócz materiałów opartych na miedzi również i inne metale podlegają korozyjnemu oddziaływaniu używanych paliw. Należą do nich ołów, duraluminium i niektóre gatunki stali jak również pokrycia kadmowe, cynkowe i ołowiano-indowe. Jednocześnie stwierdzono, że korozyjna agresywność używanego paliwa jest zależna od jego temperatury. Im jest ona wyższa, tym procesy korozyjne są bardziej przyspieszone (rys. 1). Na przykład korozja brązu pod wpływem paliwa TS-1 jest około dwukrotnie większa przy wzroście temperatury paliwa o 25 °C (od 95 do 120 °C). Takie temperatury paliwa w układach paliwowych współczesnych samolotów są zjawiskiem zupełnie normalnym. Paliwo używane jako czynnik chłodzący układów olejowych podgrzewa się w tym procesie o około 40 °C, a nagrzewanie aerodynamiczne podnosi dodatkowo jego temperaturę.

Ogólnie można stwierdzić, że temperatura paliwa przed układem paliwowym nowoczesnego samolotu osiąga wartości rzędu 120 °C chociaż są pewne elementy sterowania, gdzie osiąga ona jeszcze większe wartości, np. w sterownikach taśmami upustu powietrza ze sprężarki osiąga wartości rzędu 150 °C, a w sterownikach dyszy nastawnej nawet 180 °C. Największe wartości temperatury paliwa obserwuje się w kolektorach paliwowych, które są omywane gorącymi strumieniami gazów spalinowych. Poza oddziaływaniem temperatury paliwa na przyspieszenie procesów korozji metali wydzielają się z niego nierozpuszczalne osady, które osiadając na elementach agregatów układów paliwowych wywołują podobne skutki jak i produkty korozji nierozpuszczalne w paliwie (kasowanie luzów, klinowanie par precyzyjnych, zatykanie filtrów itp.).

Stąd widać, że procesy zachodzące w układach paliwowych pod wpływem siarkowych paliw odrzutowych przebiegają dwutorowo:

- 1) pod wpływem wzajemnego oddziaływania związków siarkowych z elementami układów paliwo-

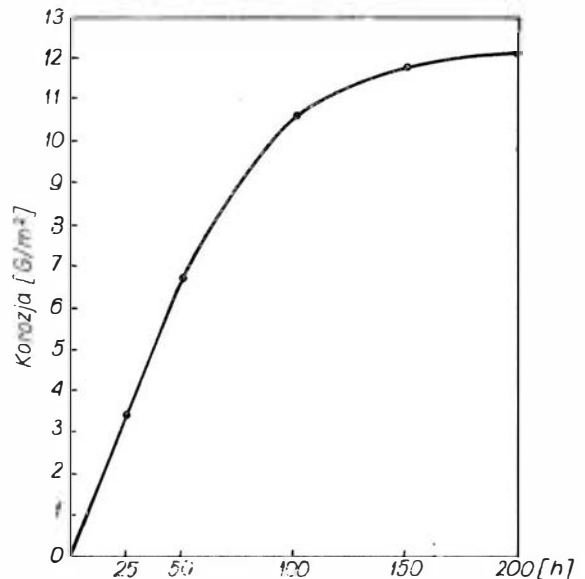
wych, a w szczególności z wykonanymi ze stopów miedzi, tworząc na nich twarde produkty korozji,

- 2) w wyniku utleniania się związków siarkowych zawartych w paliwie wydzielają się osady, które gęstniejąc mogą tworzyć twarde odłożenia na powierzchniach elementów agregatów paliwowych.

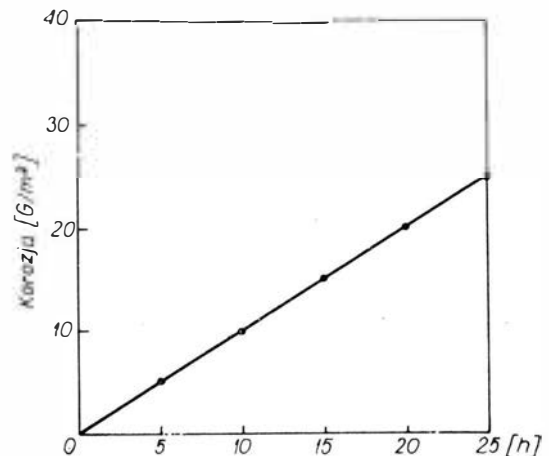
Nie mniej ważnym niż temperatura czynnikiem, który wpływa na zachodzące procesy korozyjne, jest czas w jakim paliwo oddziałuje na elementy układów paliwowych.

Stwierdzono, że wraz ze wzrostem okresu stykania się paliwa z poszczególnymi elementami układów paliwowych procesy korozyjne ulegają nasileniu (rys. 2 i 3). Zależy to w głównej mierze od objętości paliwa (rys. 4).

Przy niewielkich objętościach, jak to stwierdzono podczas badań układów paliwowych w zamkniętych obiegach paliwa, proces narastania korozji ulegał po pewnym czasie zahamowaniu. Tłumaczy się to tym, że w miarę upływu czasu następuje wyczerpa-

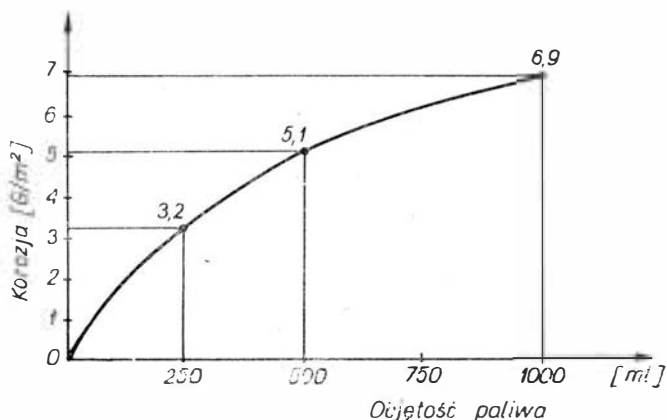


2. Wpływ czasu kontaktu paliwa TS-1 na korozję brązu WB-24 w normalnej temperaturze otoczenia



3. Wpływ czasu styku paliwa TS-1 na korozję brązu WB-24 w temperaturze 100 °C





4. Wpływ objętości paliwa TS-1 na korozję brązu WB-24

nie się składników aktywnych korozyjnie wskutek zachodzących reakcji. Nieco inaczej wygląda ta sprawa przy ciągłym przepływie „świeżego” paliwa jak to ma miejsce na samolocie. Tutaj składnik paliwa agresywny korozyjnie jest jak gdyby ciągle odnawiany, gdyż napływa wraz z nowym paliwem. Dlatego też badając układy paliwowe na stanowiskach laboratoryjnych w ITWL postanowiono między innymi badać je w układzie otwartym, tzn. takim gdzie byłoby ono tylko jeden raz w styczności z badanym układem i już więcej do obiegu nie wracało.

Dodatkowym czynnikiem sprzyjającym powstawaniu korozji jest turbulencja przepływu paliwa. Im intensywniej jest ono mieszane, tym większy jest przyrost korozji. Jest to spowodowane tym, że szybko przepływający strumień paliwa zmywa z powierzchni elementów powstałe poprzednio produkty korozji przygotowując tym samym tę powierzchnię do nowych procesów korozyjnych, które w początkowym okresie (na czystej powierzchni metalu) są bardziej intensywne oraz powoduje zwiększenie częstotliwości kontaktu coraz to nowych agresywnie korozyjnych składników paliwa z czystą powierzchnią metalu.

Jak stwierdzono na wstępie, ze wszystkich związków siarkowych zawartych w paliwach odrzutowych do najbardziej agresywnych korozyjnie należy zaliczyć siarkowodor, siarkę elementarną i merkaptanową. Siarkowodor wywołuje silną korozję cynku, miedzi, mosiądzu, aluminium, żelaza i innych metali powodując tworzenie się siarczków tych metali. Wykrycie siarkowodoru w paliwie jest stosunkowo proste. Wpływ obecności siarkowodoru w paliwach na korozję miedzianej płytki obrazują dane w tablicy.

Zawartość siarkowodoru w paliwie jest niedopuszczalna i dlatego jest on całkowicie usuwany w procesie produkcji paliwa odrzutowego w rafinerii.

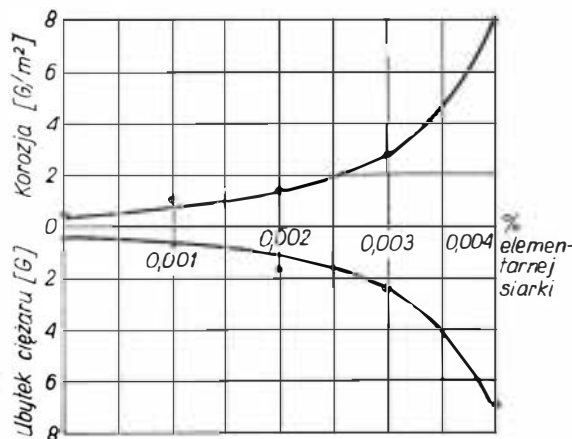
Elementarna siarka podobnie jak siarkowodor wywołuje korozję szczególnie oddziałując na brązy WB-24 (rys. 5). Nie obserwuje się natomiast jej szkodliwego wpływu na elementy układów paliwowych z pokryciami ochronnymi wykonanymi z kadmu i cynku. Proces korozji brązu pod wpływem siarki elementarnej charakteryzuje się tym, że w początkowym okresie obserwuje się powstanie na jego powierzchni wżerów korozyjnych koloru czarnego.

Tablica

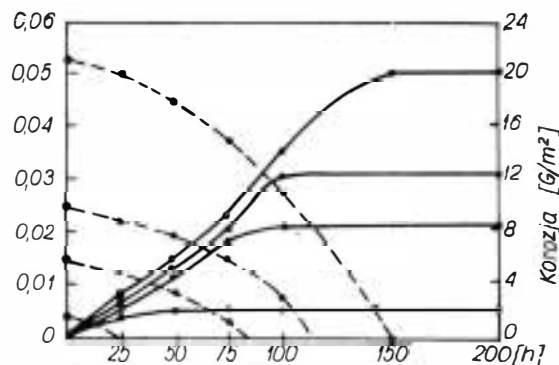
Zawartość siarkowodoru H <sub>2</sub> S [%]	Próba na płytce miedzianej
0,0017	korozja
0,0010	korozja
0,0008	korozja
0,0005	korozja
0,0003	ślady korozji
0,0002	brak korozji
0,0001	brak korozji

Następnie produkty korozji odpadają z powierzchni tworząc w paliwie czarne, nierozpuszczalne osady. Są to siarczki miedzi. Należy zaznaczyć, że procesy korozyjne przebiegają nie tylko na powierzchni elementów wykonanych z brązu, ale zachodzą równocześnie w ich głębi. Siarka elementarna przenikając w głąb materiału wstępuje w związki z poszczególnymi jego składnikami naruszając tym samym strukturę materiału. W obecności merkaptanów agresywność korozyjna elementarnej siarki znacznie wzrasta.

Najgorszymi własnościami pod względem korozyjnym charakteryzuje się paliwo odrzutowe zawierające w swym składzie siarkę merkaptanową. Siarka merkaptanowa oddziałując na miedź i jej stopy oraz kadm i cynk tworzy złożone związki chemiczne o lepkiej konsystencji trudno rozpuszczalne w paliwie.

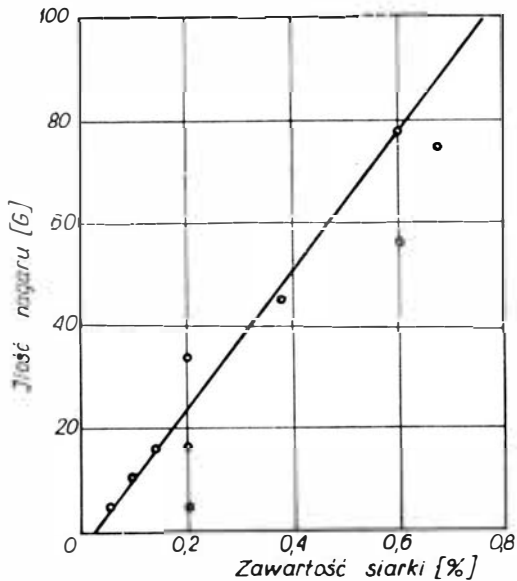


5. Wpływ elementarnej siarki zawartej w paliwie TS-1 na korozję brązu WB-24



6. Wpływ siarki merkaptanowej zawartej w paliwie na korozję brązu WB-24 przy temperaturze 60 °C:

— korozja  
 - - - - - zawartość siarki merkaptanowej



7. Wpływ siarki zawartej w paliwie na tworzenie się nagaru

Wpływ siarki merkaptanowej na korozję miedzi i brązu WB-24 pokazano na rysunku 6.

Jak widać z wykresu proces korozji zależy od ilości siarki merkaptanowej zawartej w paliwie. Im jest jej więcej, tym proces przebiega intensywniej. Ulega on całkowitemu zahamowaniu z chwilą, kiedy cała siarka merkaptanowa wejdzie w związki z metalami.

Procesy korozyjne pokryć kadmowanych spowodowane paliwem zawierającym w swym składzie siarkę merkaptanową ulegają zwielokrotnieniu jeżeli w paliwie znajduje się woda w nieznacznej nawet ilości. Jest to szczególnie wyraźnie widoczne na elementach

układów paliwowych samolotów eksploatowanych w rejonach nadmorskich gdzie atmosfera charakteryzuje się dużą wilgotnością.

Poza właściwościami korozyjnymi siarka, zawarta w paliwie wywiera znaczny wpływ na tworzenie się nagaru. Wpływ ten przedstawiono na rysunku 7. Należy również podkreślić, że wraz ze wzrostem zawartości siarki spoistość nagaru rośnie.

Wszystkie wymienione zjawiska wywierają znaczny wpływ na trwałość i niezawodność sprzętu lotniczego. Powstała na elementach agregatów paliwowych korozja powoduje z reguły znaczne odchylenia od normalnych warunków ich pracy, a w niektórych przypadkach nawet zniszczenie sprzętu.

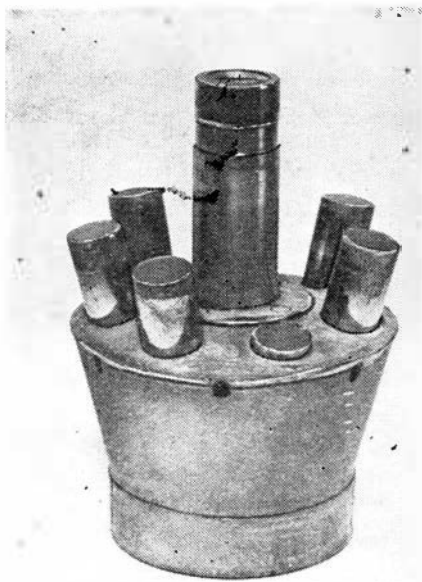
Znane są przypadki uszkodzenia pomp paliwowych spowodowane zaklinowaniem nurników w wirniku (rys. 8). Przyczyną zaklinowania nurnika jest wzrost sił tarcia w układzie nurnik — jego gniazdo w wirniku.

Jak wiadomo, węzeł wirnika pompy nurnikowej jest najbardziej obciążoną i dokładnie pasowaną parą precyzyjną. Luzy zespołu nurnik—otwór w wirniku zawierają się w granicach od 15 do 35  $\mu\text{m}$  (a dla małych silników jak SO-1 tylko 8—15  $\mu\text{m}$  — przyp. red.), a jedynym czynnikiem smarującym ten układ jest paliwo. Para ta wykonana jest z różnych materiałów. Nurnik z wysokogatunkowej stali stopowej, a wirnik lub gniazdo nurnika w wirniku z brązu.

Korozyjne oddziaływanie paliwa na materiał z którego wykonany jest wirnik lub gniazdo nurnika powoduje zmniejszenie się szczeliny między nurnikiem a wirnikiem pompy zwiększając tym samym siły tarcia. W konsekwencji prowadzi to do zaklinowania nurnika. Po jego zaklinowaniu następuje zmiana sił działających na łożysko oporowe tarczy wychylnej. Zaklinowany nurnik traci kontakt z bieżnią ruchomą łożyska oporowego i cyklicznie wraz z obrotami wirnika pompy uderza o nią.

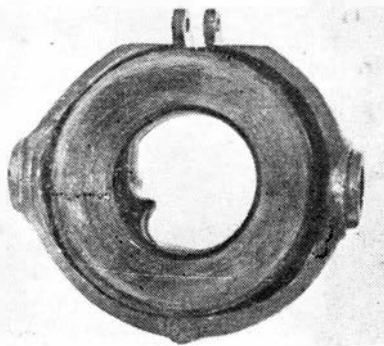
Ze względu na to, że łożysko nie jest obliczone na działanie tego rodzaju sił następuje z reguły odsunięcie bieżni ruchomej wskutek rozwałcowania tulei łączącej bieżnię (rys. 9) lub zupełne oddzielenie bieżni na skutek jej pęknięcia.

Po odsunięciu się bieżni ruchomej łożyska oporowego (rys. 10) jest możliwość wydostania się kulki

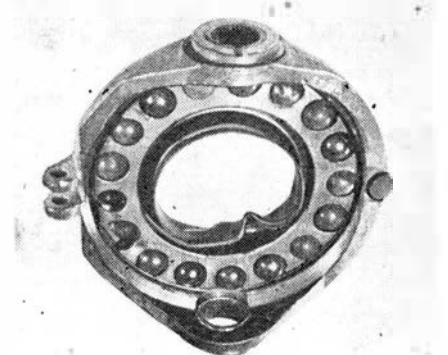


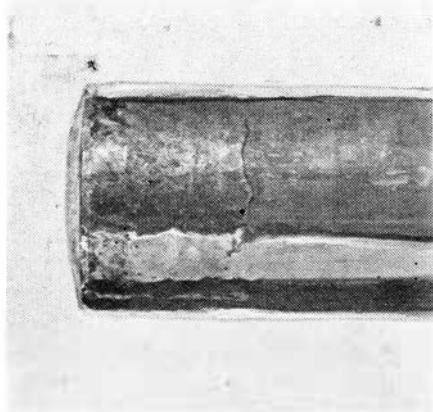
8. Zaklinowany nurnik w wirniku pompy paliwowej

9. Rozwałcowana tuleja łącząca bieżnię łożyska oporowego

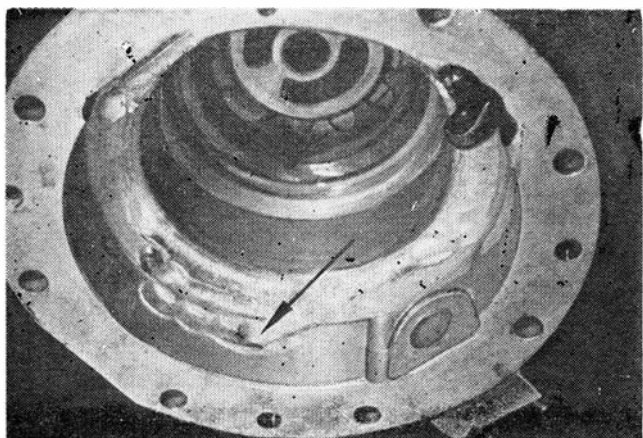


10. Łożysko oporowe z odsuniętą bieżnią

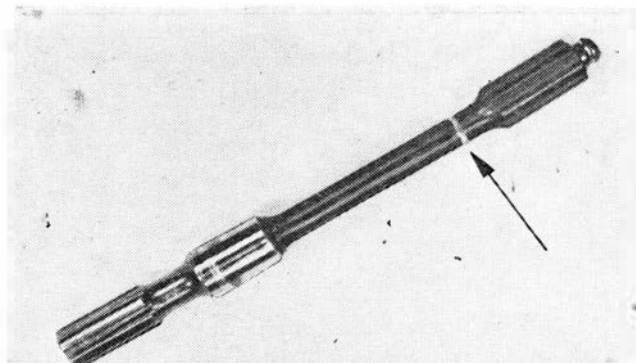




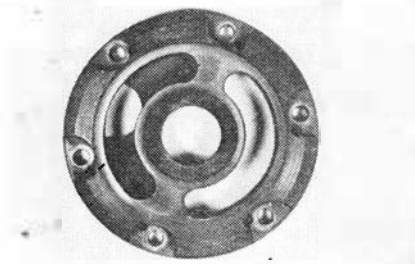
11. Nurnik ze śladami wgniotów od kulki łożyska



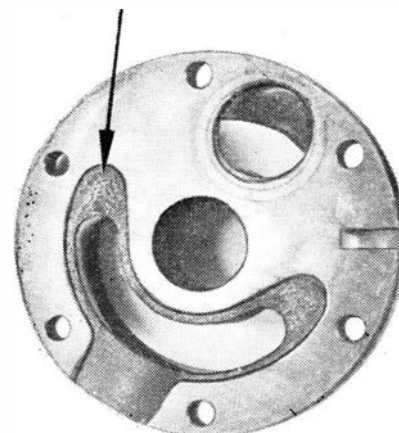
12. Przebity przez kulkę łożyska korpus pompy paliwowej



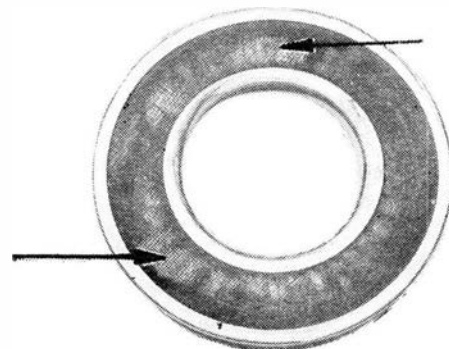
13. Urwany wałek napędu pompy paliwowej



14. Naloty na tarczy rozdzielczej pompy paliwowej



15. Wżery korozyjne na tarczy rozdzielczej pompy paliwowej



16. Korozja siatki elementu filtrującego

lub kulek z koszyeczka łożyska. Wpadające do komory wirnikowej pompy kulki są uderzane przez obracający się wirnik potęgując dodatkowo powstałe już uszkodzenia. Obijając pracujące jeszcze nurniki rozklepują je (rys. 11) powodując zawisanie kolejnych nurników, a uderzając o wewnętrzne ścianki duralowej komory wirnikowej mogą spowodować jej przebicie (rys. 12) i wyciek paliwa do przestrzeni silnikowej.

Kulki, które wypadły z łożyska oporowego mogą również spowodować zablokowanie wirnika pompy czego efektem jest urwanie wału jej napędu (rys. 13).

Przełom wałka napędu ma wtedy charakter jednorazowy co wyraźnie widać na rysunku 13 (prostopały do osi wałka).

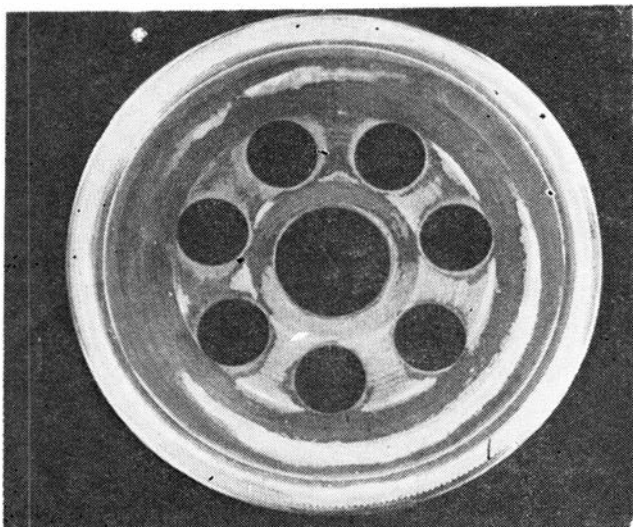
Podobny charakter zniszczeń występuje także przy zaklinowaniu nurników spowodowanym obecnością wody w paliwie. Przeprowadzone badania wykazały, że zaklinowanie nurników spowodowane korozyjnym oddziaływaniem paliwa na wirnik lub tuleje nurników wykonane z brązu nie powodują jego nawleknięcia na powierzchnie nurników, co ma miejsce gdy zaklinowanie następuje pod wpływem wody zawartej w paliwie. Natomiast stwierdzono, że stalowy nurnik i jego otwór w wirniku zmniejszają swoje średnice.

W odniesieniu do nurnika jest to zjawisko normalne wynikłe z naturalnego zużycia w procesie eksploatacji, natomiast w stosunku do otworu w

wirniku zjawisko to jest nienormalne<sup>2</sup> i wywołane jego korozją oraz odkładaniem się osadów z używanego paliwa.

Przyrost odłoży produktów korozji i osadów w otworze jest w przypadku zaklinowania nurnika

<sup>2</sup> Zmniejszenie średnicy otworu wirnika nie jest zjawiskiem normalnym (w normalnym procesie zużycia średnica otworu rośnie, natomiast przy rozwijających się procesach korozyjnych przyrost produktów korozji i osadów jest większy, niż normalne zużycie otworu — stąd zmniejszenie jego średnicy).



17. Korozja pokrycia czoła wirnika pompy paliwowej

większy od jego naturalnego zużycia. O obecności osadów przekonano się dokonując próby ich usunięcia przez mycie chloroformem i mieszaniną spirtusu z benzolem. Zaklinowane nurniki po takiej operacji odzyskały możliwość przesuwania się w wirniku pompy, pomimo że w dalszym ciągu obserwowano w otworach wirnika ślady korozji. Wynika stąd, że użyte odczynniki spowodowały wymycie części osadów, a w szczególności pochodzenia smolistego.

O rozwoju korozji spowodowanej przez korozyjnie agresywne związki wchodzące w skład paliwa świadczą wiele innych czynników, które można zaobserwować przy demontażu badanych agregatów.

Typowym przykładem powstawania korozji są tarcze rozdzielcze pomp nurnikowych wykonane z brązu typu WB-24. Ciemnobrązowe naloty (rys. 14) czy wżery korozyjne (rys. 15) o głębokości dochodzącej do dziesiątych części milimetra pozwalają na zupełnie jednoznaczne określenie powodu różnych niesprawności. Bardzo niebezpiecznym zjawiskiem jest niszczenie w procesach korozji siatek wkładów filtrujących paliwo (rys. 16). Do ogólnych zniszczeń o charakterze korozji dochodzi wtedy jeszcze możliwość uszkodzenia układów przez zanieczyszczenia mechaniczne przedostające się, wraz z niefiltrowanym w takim przypadku, paliwem do poszczególnych agregatów układów paliwowych. Należy bowiem pamiętać, że przy dopuszczalnych obecnie ilościach zanieczyszczeń w jednej tonie paliwa znajduje się od 160 do 720 milionów cząstek o rozmiarach powyżej 5  $\mu\text{m}$ .

Nie trzeba chyba wyjaśniać czym to grozi w przypadku precyzyjnej aparatury, której mechanizmy wykonawcze pracują przy luzach między poszczególnymi elementami zawierającymi się w przedziałach kilku mikrometrów. Niemożliwość wykonania zadania, czy kontynuowania dalszego lotu są najłżejszymi następstwami takiej sytuacji, a w bardzo wielu przypadkach kończy się ona poważnym wypadkiem lotniczym lub katastrofą.

Na elementach pokrytych ochronną warstwą kadmu o grubości rzędu 4–6  $\mu\text{m}$  przebieg procesów ko-

rozyjnych jest nieco inny. Na pokryciach tych w pierwszej fazie korozji pojawiają się białe, lepkie, galaretowate osady o charakterystycznym zapachu. W tej fazie zasadnicza warstwa materiału pod pokryciem kadmowym nie ulega jeszcze zniszczeniu, natomiast same osady mogą być przyczyną nienormalnej pracy agregatu ze względu na zatykanie kanałów przepływowych, dławików, filtrów, dyszek itp. Przy dalszym postępie procesu korozyjnego pod warstwą galaretowatych osadów pojawiają się głębokie wżery korozyjne w zasadniczej warstwie metalu. Mogą one w efekcie prowadzić do poważnych uszkodzeń tych części. Z reguły kadmowaniu podlegają stalowe sprężyny pracujące wewnątrz agregatów układów paliwowych i znane są przypadki ich połamania jako następstwa korozyjnego oddziaływania paliwa.

Siarka merkaptanowa zawarta w paliwie oddziałuje także na pokrycie ołowiowo-indowe czoł wirników pomp nurnikowych wywołując ich korozję. Zachodzące procesy korozyjne niszczą pokrycie czoł powodując wzrost przecieków paliwa ze strony tłoczącej na ssącą, tym samym pogarszając sprawność pompy. Wżery korozyjne na czołach wirników dochodzą do głębokości rzędu 5 do 7  $\mu\text{m}$ . Charakterystyczne zniszczenie pokrycia ołowiowo-indowego czoła wirnika pompy pokazano na rysunku 17.

Oprócz omówionych uszkodzeń elementów układów paliwowych wywołanych bezpośrednio procesami korozji występują również uszkodzenia wtórne wywołane przez produkt korozji i osady które oddzielając się od powierzchni elementów przedostają się jako zanieczyszczenia mechaniczne powodując zaklinowanie i zatarcie par precyzyjnych aparatury paliwowej lub zmiany warunków przepływu na skutek zanieczyszczenia kanałów, dyszek, filtrów itp.

Zanieczyszczenie precyzyjnych par aparatury paliwowej jest mniej niebezpieczne niż ich zaklinowanie, jednakże i ono jest stosunkowo groźne. Zanieczyszczenie suwaków regulatorów odśrodkowych pompy paliwowej może prowadzić do wzrostu obrotów wirnika silnika podczas lotu o 5 do 10% powyżej maksymalnej liczby obrotów. Zanieczyszczenie szczelin w zaworze rozdzielczym prowadzi do „zimnego” zawisania obrotów silnika podczas lotu lub wywołuje jego pompaż. W pewnych przypadkach zanieczyszczenie precyzyjnych par aparatury paliwowej może doprowadzić do wyłączenia się silnika w czasie lotu. Zanieczyszczenie dostające się do kanałów i dyszek wtryskiwaczy pogarszają jakość rozpylania paliwa, czego efektem może być uszkodzenie komór spalania, łopatek aparatu dyszowego i turbiny czy wyłączenie się silnika. Ponadto zanieczyszczenia te w swym ruchu wraz ze strumieniem przepływającego paliwa powodują zużycia ściernie elementów układów paliwowych ponad ich normę.

Konieczność używania siarkowych paliw odrzutowych do eksploatacji samolotów napędzanych silnikami turbinowymi zmusza do szukania dróg rozwiązania omówionych problemów.

Walka z korozją agregatów układów paliwowych silników turbinowych powinna być prowadzona w dwóch kierunkach:

- 1) zmniejszenia korozyjnej agresywności paliw odrzutowych,

2) zwiększenia odporności materiałów na korozję w środowisku paliw siarkowych.

Zmniejszenie korozyjnej agresywności paliw jest zadaniem stawianym przemysłowi zajmującemu się produkcją lotniczych paliw odrzutowych. Idzie ona w kierunku zmniejszenia ilości aktywnych związków siarkowych (do jakich należą siarka elementarna i merkaptanowa), zmniejszenia ogólnej ilości siarki i stosowanie odpowiednich domieszek antykorozyjnych<sup>3</sup>.

Przemysł zajmujący się produkcją sprzętu lotniczego powinien równolegle prowadzić prace w kierunku stosowania coraz to odporniejszych materiałów na korozję w środowisku paliw siarkowych. Podstawowymi materiałami stosowanymi w produkcji aparatury regulacyjno-paliwowej, na które trzeba zwrócić szczególną uwagę są stopy miedzi (brązy) i pokrycia ochronne (cynk i kadm).

Praktyka wykazała, że brązy zawierające w swym składzie chemicznym dodatki niklu i cynku (np. WB-23NC) są bardziej odporne na korozyjne oddziaływanie związków siarkowych zawartych w lotniczych paliwach odrzutowych niż brązy nie zawierające tego typu dodatków (np. typu WB-24). To samo zjawisko zaobserwowano na elementach oksydowanych w stosunku do kadmowanych.

<sup>3</sup> W wyniku wielu niekorzystnych zjawisk spotykanych po wprowadzeniu paliwa PS-2 w eksploatacji silników lotniczych — przystąpiono do jego modyfikacji. Badaniami tych zjawisk zajmowali się między innymi autorzy niniejszego artykułu. Uzyskane podczas w.w. badań wyniki spowodowały wycofanie paliwa PS-2 z eksploatacji, co zmusiło przemysł do podjęcia prac nad jego modyfikacją. Otrzymane po modyfikacji paliwo PS-2m jest lepsze od poprzedniego PS-2, ale nie rozwiązało całkowicie problemów związanych z niekorzystnym wpływem tego paliwa na pracę silników turbiniowych i ich układów paliwowych.

**Literatura**

1. Akse'now A. F.: *Awiacyjnyje topliwa, smazocznyje materiaty i specjalnyje židkosti*. Izdatielstwo „Transport”, Moskwa 1965.
2. Łozowski W. N.: *Nadieżnost i dolgowiecznost zotnikowych i ptunżernych par*. Izdatielstwo „Maszynostrojenije”, Moskwa 1971.
3. Papok K. K., Piskunow A. W., Jurenja P. G.: *Nagary w reaktiwnych dwigatielach*. Izdatielstwo „Transport”, Moskwa 1971.
4. Prace własne Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych.
5. Praca zbiorowa pod redakcją prof. N. B. Wargaf-tika: *Tieplofizyčeskie swojstwa niekotorych awiacyjnych topliw w židkom i gazoobraznom sostojanii*. Oborongiz, Moskwa 1961.
6. Praca zbiorowa pod redakcją B. D. Załoga: *Mietody ocenki eksptuatacyjnych swojstw reaktiwnych topliw i smazocznych materiatow*. Izdatielstwo „Maszynostrojenije”, Moskwa 1966.
7. Praca zbiorowa pod redakcją A. W. Sztody: *Konstrukcja awiacyjnych dwigatieliej*. Izdanije WWJA im. N. E. Zukowskiego 1970.
8. Ragozin N. A.: *Reaktiwnyje topliwa*. Gostoptiech-izdat, Moskwa 1959.
9. Zriełow W. N., Piskunow W. A.: *Reaktiwnyje dwigatieli i topliwo*. Izdatielstwo „Maszynostrojenije”, Moskwa 1968.

**Dokończenie ze str. 7**

b) Eksport oraz import szybowców RFN w latach 1969—1973 (tys. DM)

Rok	1969	1970	1971	1972	1973
Eksport	6035	6399	5892	7597	8344
Import	—	397	197	457	344
Saldo	+ 6035	+ 6002	+ 5713	+ 7140	+ 8000

Z podanych tablic wynika, że przy nieznacznym ilościowym wzroście wyeksportowanych szybowców bardzo poważnie wzrasta ich wartość, co wskazuje, że RFN eksportuje coraz droższe szybowce laminatowe. Przykładowo średnia cena szybowców eksportowanych do Stanów Zjednoczonych wzrosła w zaokrągleniu z 22 000 DM w 1969 r. do 33 000 DM w 1973 r., do Republiki Południowo-Afrykańskiej odpowiednio z 20 400 DM do 33 000 DM, a do Szwajcarii z 19 300 DM do 27 000 DM itp.

Średnie ceny natomiast płacone przez RFN za importowane szybowce są znacznie mniejsze: np. w 1973 r. płacono za jugosłowiańskie Cirrusy, produkowane w tym kraju na zasadzie zachodnioniemieckiej licencji po (średnio) 19 600 DM, za szybowce austriackie po 12 900 DM i czechosłowackie po 15 400 DM. Zresztą jak wynika z tablic zachodnioniemiecki import jest minimalny i sprowadza się do tego kraju bardzo tanie szybowce.

Jakie szybowce? Dostępne niemieckie źródła nie specyfikują typów importowanego sprzętu, ale można domniemywać, że z Włoch sprowadza się dwumiejscowe metalowe Calify, a z CSRS — również dwumiejscowe metalowe Blaniki (RFN rozwijając produkcję motoszybowców coraz bardziej ogranicza budowę dwumiejscowych szybowców, stąd import Califów i Blaników), zaś ze Szwajcarii — jednomiejscowe metalowe Pilatus B-4.

Do najważniejszych odbiorców zachodnioniemieckich szybowców tradycyjnie należą Stany Zjednoczone, Wielka Brytania, Holandia i Szwajcaria, które też płacą najwyższe ceny za importowany sprzęt.

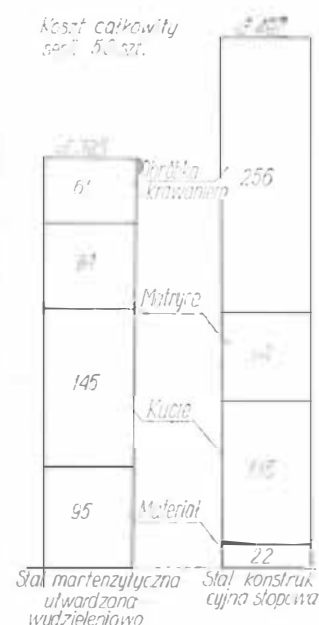
Na zakończenie przytoczymy jeszcze prognozę wspomnianego H. G. Friedricha o rozwoju floty szybowców w RFN. Friedrich pisze: „...część popytu rynkowego zgłaszanego dotychczas na szybowce zostanie zaspokojona przez dostawę motoszybowców. Przepuszczalnie liczba szybowców zarejestrowanych na terenie RFN wyniesie 5000 sztuk w 1980 r. i wzrośnie o dalsze 2000 sztuk do 1990 r.”

**Errata**

W artykule „Stale konstrukcyjne wysokiej wytrzymałości typu maraging”, opublikowanym w nrze 7/74 na str. 27, na rys. 7 brak nazw składników sumy kosztów oraz ich podsumowania w prawej części rysunku. Podajemy tę część rysunku z uzupełnieniem brakujących opisów.

Przepraszamy Autorów i Czytelników za omyłkę.

Redakcja



## Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

● Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP zorganizuje w 1975 roku dwie konferencje oraz tyleż narad naukowo-technicznych. We wrześniu, w Warszawie odbędzie się konferencja nt. nieniszczących metod badań w lotnictwie. Konferencja, przy organizacji której współpracować będą: Sekcje Materiałowe SIMP oraz Sekcja Główna Komunikacji Lotniczej SITK — będzie miała na celu rozszerzenie zastosowania badań nieniszczących w przemyśle i w eksploatacji sprzętu lotniczego. Przewiduje się, że konferencja trwać będzie 3 dni i że przy-

będą na nią naukowcy i praktycy z Czechosłowacji, NRD i Węgier. W listopadzie, w stolicy lub w Mielcu zorganizowana będzie konferencja poświęcona nowoczesnym metodom projektowania i badań sprzętu lotniczego. Na konferencji omówiony będzie stan zaplecza technicznego zakładów lotniczych oraz opracowane zostaną wnioski związane z działalnością ośrodków badawczo-rozwojowych.

Narady naukowo-techniczne zorganizowane będą w Warszawie wspólnie przez zarządy sekcji lotniczych SIMP i SITK.

W maju zwołana będzie narada nt. szkolenia średniego personelu technicznego dla lotnictwa cywilnego w celu opracowania długofalowych planów polityki kadrowej oraz wniosków zmierzających do podnoszenia kwalifikacji pracowników w jednostkach organizacyjnych przemysłu i u użytkownika. W październiku planowana jest narada nt. korozji w sprężce lotniczym. Narada umożliwi wszechstronne omówienie problemu przez przedstawicieli wytwórni i użytkowników oraz na przyjęcie wniosków w sprawie koniecznych przedsięwzięć organizacyjno-technicznych.

Dokończenie na str. 40

### Dokończenie ze str. 15

Samolot (kat.)	HAT/HAA	VIS/RVR	Uwaga
B	+ 30 m	+ 200 m	minima poziome VIS/RVR
C	+ 30 m	+ 300 m	powiększa się o podaną
D	+ 30 m	+ 400 m	wartość tylko do wielkości 2000 m

Dla pilotów-dowódców o doświadczeniu mniejszym niż 300 godzin lotu na danym typie samolotu jako pilot-dowódca dodaje się

Samolot (kat.)	HAT/HAA	VIS/RVR	Uwaga
B	+ 15 m	+ 100 m	minima poziome VIS/RVR
C	+ 15 m	+ 200 m	powiększa się o podaną
D	+ 15 m	+ 300 m	wartość tylko do wielkości 1500 m

Pilotom-dowódcom o doświadczeniu większym niż 12 miesięcy i 600 godzin lotu na danym typie samolotu jako pilot-dowódca zezwala się wg ich uznania na dokonanie jednokrotnej zamiany w minimach 10 m HAT/HAA na 100 m VIS/RVR, i odwrotnie.

WCT/531/K/74

### Dokończenie ze str. 18

W punkcie  $S$  o rzędnej  $x_0 - l$  następuje całkowite przesunięcie przez suwak dublujący okna przepływowego  $G_{22}$ , tzn. dla  $x \leq x_0 - l$ ,  $G_{22} = 0$ ,  $G_{ok} = G_1$ .

#### Uwagi końcowe

Na przebieg charakterystyk prędkościowych bustera ma duży wpływ zasilająca go instalacja hydrauliczna. Parametrem instalacji o największym wpływie jest kąt nachylenia charakterystyki pompy zmiennej wydajności lub nachylenie charakterystyki zaworu przelewowego dla instalacji z pompą o stałej wydajności. Przy zmniejszaniu kąta nachylenia prędkość tłoczenia  $V$  rośnie przy niezmiennym prędkości  $V_{max}$ , tzn. zwiększa się nieliniowość charakterystyki. Zastosowanie w układzie hydroakumulatora lub przyjęcie oleju o mniejszej ściśliwości poprawia liniowość, zmniejszając wpływ charakterystyki pompy.

Innym środkiem poprawiającym niezawodność bustera jest zastosowanie w rozdzielaczu suwaka płaskiego. Mechaniczne zanieczyszczenia oleju, przy takiej konstrukcji rozdzielacza, nie powodują zakłócenia suwaka. Buster z suwakiem płaskim ma jednak bardziej złożony układ kinematyczny powodujący wzrost ciężaru. Charakterystykę prędkościową takiego bustera wylicza się identycznie jak dla pojedynczego suwaka walcowego.

#### Literatura

1. Neiman W.G.: *Gidropriwody awiacionnykh sistem upravleniya*. Maszynostrojenije. Moskwa 1973.
2. Dmitriew J. S., Jesaułow S. Ju.: *Systemy upravleniya odnowitowych wiertoletow*. Maszynostrojenije. Moskwa 1969.
3. Dobkowski E., Przybylski Z.: *Wyznaczanie charakterystyk serwomechanizmu hydromechanicznego*. „Przegląd Mechaniczny” 1973 nr 14.

## książki lotnicze

K. Sławiński: *Dzieje polskich skrzydeł*. Wyd. Interpress. Warszawa 1974, str. 200, cena zł 30.—

Jest to pierwsza książka obejmująca całokształt historii polskiego lotnictwa. Pozycja taka była od lat wyczekiwana i witamy ją z dużym aplauzem. Książka daje prawidłowy obraz ogólny rozwoju naszych skrzydeł. Podzielona jest na cztery części obejmujące zaranie polskiego lotnictwa, lata międzywojenne, lotnictwo polskie w II wojnie światowej oraz lotnictwo Polski Ludowej.

Krótki il-stronicowy, pierwszy rozdział daje zarys polskich poczyniń na polu lotnictwa do 1918 r. Pozostałe trzy części — są w przybliżeniu jednakowej objętości. Część druga poświęcona okresowi międzywojennemu podzielona jest na rozdziały, które pokazują rozwój polskiego lotnictwa wojskowego, rozwój naszego przemysłu oraz najważniejsze polskie konstrukcje lotnicze oraz rozwój lotnictwa cywilnego: Departamentu Lotnictwa Cywilnego Min. Komunikacji, LOPP-u, Aeroklubu RP, komunikacji lotniczej, lotnictwa sanitarnego, sportu samolotowego, szybowcowego, balonowego i spadochronowego.

W trzeciej części opisany jest udział polskiego lotnictwa w II wojnie światowej. Opisano przebieg działań polskiego lotnictwa wojskowego we wrześniu 1939 r. wraz z losami lotnictwa morskiego, wojsk balonowych i lotnictwa komunikacyjnego. Nie podano losów lotnictwa sportowego. Osobny rozdział zawiera dzieje Polskich Sił Powietrznych we Francji i W. Brytanii. Chyba pominięto tu niesłusznie Brygadę Spadochronową. Cenny jest rozdział o lotniczej

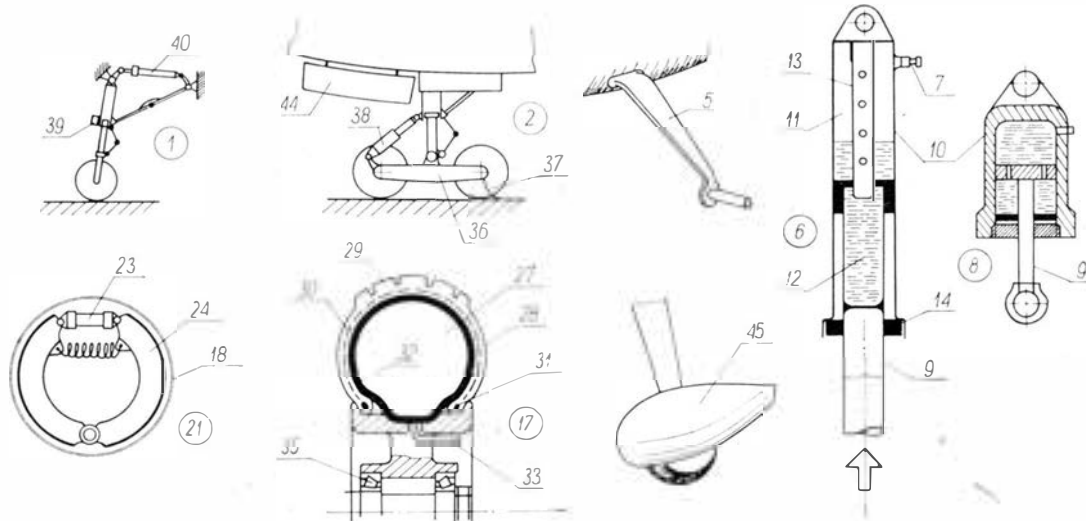
działalności konspiracyjnej w kraju — porządkujący wiadomości na ten temat. Ostatni rozdział przedstawia powstanie i rozwój Ludowego Lotnictwa Polskiego. Nie wspomniano jednak o wojskach powietrzno-desantowych.

W ostatniej części opisane zostały dzieje lotnictwa Polski Ludowej. Przedstawiono rozwój lotnictwa wojskowego i lotniczych szkół wojskowych, wytwórni przemysłu lotniczego i instytucji naukowych, władz lotnictwa cywilnego, Ligi Lotniczej i Aeroklubu PRL, komunikacji lotniczej, lotnictwa gospodarczego (rolniczego) i sanitarnego, sportu samolotowego, szybowcowego, balonowego i spadochronowego oraz Muzeum Lotnictwa i Astronautyki.

Książka niewątpliwie stanowi udany zarys dziejów polskich skrzydeł, znajdzie wielu nabywców i będzie spełniała rolę zasadniczej pracy z dziejów naszego lotnictwa, po którą będą wszyscy sięgali dla odszukania poszczególnych faktów.

Dlatego też książka niewątpliwie doczeka się następnego wydania. Aby było ono lepsze — dorzucimy kilka uwag krytycznych. Przede wszystkim należałoby zadbać o to, by przy każdym podanym wydarzeniu z dziejów naszego lotnictwa figurowała data, gdyż wiele wymienionych w książce faktów trudno dokładnie umiejscowić w czasie. Sprostowania wymaga również duża liczba drobnych pomylek, z których część dotycząca przemysłu lotniczego i konstrukcji lotniczych wymieniamy niżej. Np. „Awiata”

Dokończenie na str. 36



## PODWOZIE

- 1 — podwozie przednie, goleń przednia
- 2 — podwozie główne
- 3 — p. ogonowe, p. tylne
- 4 — goleń
- 5 — goleń sprężysta
- 6 — amortyzator olejowo-powietrzny
- 7 — zawór załadowania
- 8 — amortyzator cieczowy
- 9 — tłoczyko amortyzatora
- 10 — cylinder a.
- 11 — komora górna
- 12 — komora dolna
- 13 — nurnik
- 14 — pierścienie uszczelniające
- 15 — amortyzator gumowy sznurowy
- 16 — uszczelnienie amortyzatora, skok a.
- 17 — koło
- 18 — bęben hamulcowy
- 19 — kołnierz h.
- 20 — hamulec tarczowy
- 21 — h. szczękowy
- 22 — h. dętkowy
- 23 — cylinder hamulcowy
- 24 — szczeka hamulca
- 25 — tarcza hamulcowa
- 26 — urządzenie przeciwpoślizgowe, automat hamowania
- 27 — ogumienie
- 28 — opona
- 29 — bieżnik opony
- 30 — kord
- 31 — drutówka opony
- 32 — dętka
- 33 — zawór dętki
- 34 — ogumienie bezdętkowe
- 35 — łożysko walczkowo-stożkowe
- 36 — wózek
- 37 — linka uziemienia
- 38 — tłumik wózka
- 39 — tłumik drgań „shimmy”
- 40 — dźwignik, wciągnik
- 41 — zamek położenia wypuszczonego
- 42 — zamek położenia schowanego
- 43 — wnęka podwozia
- 44 — drzwi podwozia, ostony p.
- 45 — owiewka koła

K.D.

## LANDING GEAR; UNDERCARRIAGE

- 1 — nose gear, nose strut
- 2 — main gear, main strut
- 3 — tailwheel
- 4 — strut
- 5 — spring-type strut
- 6 — oleo-strut, oleo-leg, oleo-pneumatic shock absorber
- 7 — filler plug
- 8 — liquid-spring shock absorber
- 9 — piston rod
- 10 — cylinder
- 11 — upper chamber
- 12 — lower chamber
- 13 — plunger, ram
- 14 — seal rings
- 15 — rubber-cord shock absorber
- 16 — strut stroke
- 17 — wheel
- 18 — brake drum
- 19 — brake flange
- 20 — disc brake, disk brake
- 21 — shoe brake
- 22 — expander tube brake
- 23 — brake cylinder
- 24 — brake block
- 25 — brake disc
- 26 — antiskid device, maxaret
- 27 — pneumatic (tyre)
- 28 — tyre, tire
- 29 — tyre tread
- 30 — cord
- 31 — bead core
- 32 — tube
- 33 — valve
- 34 — tubeless tyre
- 35 — conic roller bearing
- 36 — trolley
- 37 — earthing cable
- 38 — trolley dampener
- 39 — shimmy dampener
- 40 — jack
- 41 — down lock
- 42 — upper lock
- 43 — landing gear well
- 44 — landing gear doors
- 45 — wheel fairing

K.D.

## ЛЦАССИ

- 1 — носовая стойка, передняя нога
- 2 — главная стойка, основное шасси
- 3 — хвостовое шасси, хвостовая опора
- 4 — стойка, амортистойка
- 5 — пружинная стойка
- 6 — жидкостно-воздушный амортизатор
- 7 — зарядной клапан, заливной к.
- 8 — жидкостный амортизатор
- 9 — шток амортистойки
- 10 — цилиндр а.
- 11 — верхняя полость
- 12 — нижняя полость
- 13 — плунжер
- 14 — уплотнительные манжеты
- 15 — резиновый амортизатор
- 16 — ход амортизации, обжатие
- 17 — колесо, ходовое к.
- 18 — тормозной барабан
- 19 — тормозной фланец
- 20 — дисковый тормоз
- 21 — колодочный тормоз
- 22 — камерный тормоз
- 23 — тормозной цилиндр
- 24 — тормозная колодка
- 25 — тормозной диск
- 26 — противоюзное устройство
- 27 — пневматик, шина
- 28 — покрывка
- 29 — протектор
- 30 — кord
- 31 — проволочное кольцо
- 32 — камера
- 33 — вентиль
- 34 — безкамерная шина
- 35 — конический роликopодшипник
- 36 — тележка
- 37 — трос заземления
- 38 — демпфер тележки
- 39 — демпфер колебаний „шимми”
- 40 — цилиндр уборки — выпуска, гидropодъемник
- 41 — замок выпущенного положения
- 42 — замок убранного положения
- 43 — ниша шасси
- 44 — створки шасси
- 45 — обтекатель шасси

K.D.

## DAS FAHRWERK; DAS FAHRGESTELL

- 1 — das Bugfahrwerk, das Bugrad
- 2 — das Hauptfahrwerk
- 3 — der Sporn, das Spornrad, das Heckrad
- 4 — das Federbein
- 5 — der Federstossdämpfer
- 6 — der Öl-Luft-Stossdämpfer, der ölneumatischer S.
- 7 — das Federbeinfüllventil
- 8 — der Flüssigkeitsstossdämpfer
- 9 — die Kolbenstange
- 10 — der Zylinder
- 11 — der oberer Raum
- 12 — der unterer Raum
- 13 — der Plunger (Kolben)
- 14 — die Dichtungsmanschetten
- 15 — das Gummiseil-Stossdämpfer
- 16 — die Einfederung, der Federweg
- 17 — das Rad, das Laufrad
- 18 — die Bremstrommel
- 19 — der Bremsflansch, der Achsflansch
- 20 — die Scheibenbremse
- 21 — die Backenbremse
- 22 — die Schlauchbremse
- 23 — der Bremszylinder
- 24 — die Bremsbacke
- 25 — die Brems Scheibe
- 26 — der Bremsautomat
- 27 — der Reifen, die Bereifung
- 28 — der Reifen, die Lauf raddecke
- 29 — die Lauffläche
- 30 — der Kord, das Kordgewebe
- 31 — die Drahtwulst, der Reifendraht
- 32 — der Reifenschlauch
- 33 — das Ventil
- 34 — der schlauchloser Reifen
- 35 — das Kegelrollenlager
- 36 — der Fahrwerkswagen
- 37 — das Erdseil
- 38 — der Dämpfungszylinder des Wagens
- 39 — der Radflatterndämpfer
- 40 — der Arbeitszylinder
- 41 — der unterer Fahrwerkschlosser
- 42 — der oberer Fahrwerkschlosser
- 43 — der Fahrwerkschacht
- 44 — die Fahrwerkschacht Klappen
- 45 — die Radverkleidung

WCT/260/K/74 K.D.

używała samoloty Etrich nie Ebich (s. 13). Samolot Zbie-  
rańskiego i Cywińskiego był oblatany jesienią 1911 r. a nie  
1910 r. (s. 13). Rudniowicz nie był współkonstruktorem  
(s. 19) Jaskółki Libańskiego. Samoloty Webera i Socna-  
kiego, Rozuma i Bęczny czy Głowńskiego nie zostały  
zbudowane w ślad konstrukcji Libańskiego (s. 19), gdyż  
były budowane równocześnie lub wcześniej. Warcnaowski  
zbudował nie jeden samolot własnej konstrukcji (s. 19),  
lecz aż 12, ale będących modyfikacjami Farmana III. W For-  
ssee produkowały były wiatrakowice Cierva-Jura, a nie C-400  
(s. 31). Samolot zbudowany w 1919 r. w CWL nie nosił  
nazwy „Sylwik” (s. 42), była to kopia samolotu Hannover-  
-Landa CL-11. Wytwornia „Avia” powstała w 1923 r.,  
a nie w 1921 r. (s. 42). Produkowała ona samoloty Hanriot,  
a nie Henriot (s. 42 i 39). Wytwornię płatowców PZL prze-  
niesiono na Okęcie na przełomie lat 1934/35, a nie po 1935 r.  
(s. 43). Zakończono produkcję wytworni na Okęcie i w  
Mielecu po zakończeniu budowy niżej wymienionych samolo-  
-tów, a nie wyrosły 10 samolotów rocznie (s. 43).  
Podobnie produkcja wytworni silników miała wynosić 10  
silników po zakończeniu rozruchu, lecz nie wynosiła tyle  
w 1939 r. (s. 43). Wytwornia „Avia” nie była jedyną pry-  
-watną wytwornią lotniczą w 1939 r., gdyż LWL (AWL) była  
też prywatna. Wytwornia „Samolot” została zlikwidowana  
w 1939 r., a nie w 1929 r. (s. 43). Śląskie Warsztaty Szy-  
-bowcowe wciąż nie były największym producentem szy-  
-bowców (s. 43), a motoszybowców w ogóle nie produkowały.  
Największą produkcję miały, nie wymienione w książce,  
krakowskie Wojskowe Warsztaty Szybowcowe, zaś nowe  
konstrukcje powstawały przede wszystkim w Warsztatach  
Szybowcowych (A. Kocjana) w Warszawie oraz w warszta-  
-tach ZASPL (później LWL) we Lwowie. Nie było szybow-  
-ca o oznaczeniu PWS-111 (s. 45), lecz PWS-101 i PWS-102.  
Do przodujących konstruktorów amatorów należy zaliczyć  
J. Meaweckiego, który zbudował 4 samoloty, a nie Ollier-  
-skiego (s. 46) — twórcy tylko jednej konstrukcji. Pierwszym  
polskim samolotem wyprodukowanym dla naszych pułków  
był nie PZL-P-7 (s. 46) lecz PWS-10. Samoloty „Łos” wpro-  
-wadzono do eskadr bombowych nie w latach 1931—38 (s. 47)  
lecz 1938—39. Prototyp „Wilka” został opracowany nie w  
1931 r. (s. 47) lecz w latach 1934—37, zaś oblatany w 1938 r.  
Nie było Instytutu Techniki Lotniczej (s. 49), lecz Instytut  
Techniczny Lotnictwa. Instytut Badań Technicznych Lot-  
-nictwa powstał w 1926 r., a nie w 1919 r. (s. 49). W naszej  
komunikacji lotniczej używano samoloty Junkers F-13, a nie  
J F-13 (s. 53). Nie było samolotu sanitarnego Breguet XIV  
r bis (s. 59) lecz XIV T bis. Nie istniał samolot LWS-24  
(s. 59), lecz LWS-2. Nie przeprowadzono akcji zwalczania  
szkoczników lasów przy pomocy Potezów i Breguetów (s. 59,  
60), lecz próby z jednym Potezem, jednym Breguetem i jed-  
-nym Farmanem. Nie było Potezów XIV (s. 60), lecz XV.  
W samolocie Orlińskiego drutem związano łopate śmigła,  
a nie łopatę lewego skrzydła (s. 61). Samolot Drzewieckiego  
nosił oznaczenie JD-2, a nie ID-2 (s. 61). Karpiński nie  
leciał do Australii na R-X (s. 63), lecz na R-XIII oraz nie  
doleciał do Australii (s. 63) a rozbił się nie w locie po-  
-wrotnym (s. 64), lecz lecąc do Australii. Początki sportu  
szybowcowego nie wiązały się z Lwowem (s. 68), lecz  
Poznaniem i Warszawą. W zawodach szybowcowych w  
1923 r. w Białce nie było szybowców przeważnie konstruk-  
-cji Związku Awiatycznego Studentów Politechniki Lwo-  
-wskiej (s. 68), gdyż nie było ani jednego z Lwowa. O II Za-  
-wodach Szybowcowych w 1925 r. przyjęto mówić, iż były  
na Okywiu, a nie w Chylonii (s. 68), choć odbyły się na  
terenach położonych między Okywiem i Chylonią. Nie  
było zawodów w Dukli i na Babiej Górze (s. 68). Nie było  
szybowca SG-29 (s. 70), lecz SG-21 „Lwów”. Najbardziej  
znanym rekordem W. Modlibowskiej był lot trwający 24 h,  
a nie przelot 135 km (s. 70). Nie było po 1935 r. zawodów  
szybowcowych w Rumii (s. 70). Definicja motoszybowca  
podana na s. 70 jest zupełnie błędna („motoszybowiec  
nie był w stanie startować za pomocą silnika — holował go  
samolot”), gdyż wymieniony na tej stronie motoszybowiec  
„Bak” właśnie wykonywał tylko starty samodzielne. Nazwę  
zawodów Gordon-Bennetta pisze się przez dwa n, a nie  
przez jedno (s. 72 i inne). W sierpniu 1939 r. nie wysłano  
ostatniej partii samolotów PZL P-43 do Bułgarii (s. 80),  
lecz użycie je polskie lotnictwo we wrześniu 1939 r. W PZL  
pracował inż. S. Riess, nie W. Riess (s. 94). W samolotach  
RWD skrzydła składane były do hangarowania, dlatego  
RWD-17 (s. 95) runął po starcie do wody, nie wskutek nie-  
-umiejętnego złożenia skrzydeł, lecz ich zmontowania. Liczba  
polskich samolotów sportowych i szkolnych, które wpadły  
w ręce niemieckie nie była duża (s. 96) i nie były one  
używane w szkolnictwie Luftwaffe, natomiast część z nich  
po remoncie sprzedano Rumunii (samoloty PWS-26). Nie  
było w PLL LOT pilota o nazwisku Szatel (s. 98), lecz  
L. Satel. Współkonstruktorem polskiego silnika odrzuto-  
-wego był J. Sachs, a nie J. Sacho (s. 146). Techniczna Szko-  
-ła Lotnicza mieściła się w Warszawie na Boernerowie,  
nazwę Bemowo (s. 152) wprowadzono później, a z War-  
-szawy przeniosła się z powrotem do Zamościa i dopiero  
stamtąd do Oleśnicy. Mówiąc o Oficerskiej Szkole Lotni-  
-czej w Dęblinie (s. 152) należało wspomnieć o tym, że  
przez pewien okres czasu istniała OSŁ w Radomiu. Niemcy  
wycofując się w 1944 r. nie zniszczyli wytwórni w Białej  
Podlaskiej (s. 153) gdyż ją dokumentnie zombardowali już  
w 1939 r. i nie odbudowali; podobnie wytwórnia w Lubli-  
-nie, która była włączona do obozu na Majdanku nie była  
już obiektem przemysłu lotniczego (s. 153). LWD nie zostały  
powołane w 1944 r. (s. 154), lecz w 1945 r., a w Lublinie  
powstał tylko ich załówek. Czteremiejscowy Szpak nie mógł  
zabierać 4 pasażerów (s. 154), lecz pilota i 3 pasażerów.  
Nie miał on 220 KM (s. 154), lecz 160 KM. Zbudowany i ob-  
-latany był Szpak-2, nie Szpak-1 (s. 154), oraz nie 10 listo-

pada (s. 154), lecz 28 października 1945 r. PZL S-1 (nie  
PZLS-1, s. 154) był oblatany 15 listopada 1945 r., a nie  
1946 r. (s. 154). Junaki powstały dla lotnictwa wojskowego,  
a nie dla aeroklubów (s. 154) i dlatego nie były „również  
używane przez lotnictwo wojskowe”. Istniał nie jeden pro-  
-totyp samolotu Zak, lecz 3 prototypy i seria 10 sztuk  
(s. 154). Instytut Techniczny Lotnictwa i Centralne Studium  
Samolotów znalazły siedzibę początkowo w Warszawie i we  
Włocławku a następnie tylko na Okęcie, a nie również  
częściowo w podwarszawskich miejscowościach (s. 154).  
Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego powstało już w 1946 r.,  
a nie w 1947 r. (s. 155), zaś nazwa WSK została wprowa-  
-dzona na przełomie lat 1948 i 49, a nie w 1947 r. (s. 155).  
Inż. T. Sotyń był konstruktorem LW10, a nie WSK-Okęcie  
(s. 155), gdzie pracował b. krótko po likwidacji LWD, a  
następnie przeszedł do Instytutu Lotnictwa, gdzie skon-  
-struował Ibesa. Bies nie był produkowany na potrzeby  
aeroklubów (s. 155), lecz dla szkolnictwa wojskowego. Sil-  
-niki WN-3 nie Bies produkowała WSK-Kalisz a nie WSK-  
-Zdzieszów (s. 155). Samolot Wilga-2 nie był napędzany sil-  
-nikiem 260 KM (s. 156), lecz 185 KM i nie był eksportowany  
do Finlandii (s. 156). Pierwszym samolotem CSS był CSS-10,  
a nie CSS-11 (s. 156), MD-12 nie był ulepszoną wersją sa-  
-molotu CSS-12 (s. 156). Zdanie: W związku z likwidacją  
CSS prototyp MD-12 wykonała WSK-Okęcie (s. 156) — jest  
błędne, gdyż WSK-Okęcie to nowa nazwa CSS. WSK-  
-Mielec do produkcji lotniczej powrócił w 1952 r., a nie  
w 1956 r. (s. 157). Wśród własnych konstrukcji WSK-Mielec  
pominięto (s. 157) samolot M-4 Tarpan. Produkcję AN-2  
rozpoczęto w 1959 r., a nie w 1958 r. (s. 157), a pierwszy  
licencyjny AN-2 był oblatany w 1960 r. BZ-4 ŻUK był  
drugim a nie czwartym (s. 158) polskim śmigłowcem, zaś  
czwartym z kolei była Łątka. WSK-Swiniak produkuje Mi-2  
od 1965 r., a nie od 1968 r. (s. 158). Instytut Szybownictwa  
(a nie Szybowcowy, s. 158 i 185) powstał w Bielsku, lecz  
nie na terenie przedwojennych Śląskich Warsztatów Szy-  
-bowcowych (s. 158). Przed wojną nie było Instytutu Techni-  
-ki Szybowcami (s. 158), lecz Instytutu Techniki Szybow-  
-nictwa i Motoszybownictwa. Zakład Doswiadczalny Budowy  
i Rozwoju Szybowców w Bielsku nie powstał jako nowy  
organizm, lecz był to zreorganizowany i podniesiony do  
wyższej rangi dział konstrukcyjny i prototypowy SZD; nie  
skupił on od nowa konstruktorów (s. 160), lecz był konty-  
-nuacją działalności biura konstrukcyjnego SZD. W SZD  
nie było konstruktorów nazywających się R. Grzewacz i  
F. Mynarski (s. 161), lecz R. Grzywacz i P. Mynarski.  
Szybowiec Orion nie jest całkowicie wykonany z tworzyw  
sztucznych (s. 161). Instytut Lotnictwa od swojego powsta-  
-nia w 1946 r. podlegał Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego,  
a nie od 1952 r. (s. 162). Kontrolę cywilnych (a nie wszyst-  
-kich — s. 164) statków powietrznych prowadzi Inspektorat  
KCSP, a nie bezpośrednio CZCL. Nazwę Dakota pisze się  
przez k, nie przez c (s. 167 i inne), LOT zakupił samoloty  
Viscount 804, a nie 810 (s. 171). LOT używa samoloty AN-  
-24W, a nie An-24B (s. 171). PZL-104 Wilga nie jest uży-  
-wana przez nasze lotnictwo gospodarcze (s. 175 i 177). W Ru-  
-muniu po wojnie nie znaleziono kilka naszych samolotów  
(s. 179), lecz spośród zgłoszonych do rewindykacji 48 samo-  
-lotów RWD, nasi piloci z własnej inicjatywy sprowadzili  
do kraju kilka, zaś oficjalnych starań odzyskania sprzętu  
nie było. Stan tych samolotów nie był gorszy (s. 179) niż  
samolotów Po-2 i Piper, które otrzymały w tym czasie  
nasze aerokluby, zaś osiągnięci znacznie je przewyższały.  
WSK-Okęcie nie dostarczała aeroklubom pierwszych samo-  
-lotów w 1947 r. (s. 180), gdyż pierwsze samoloty szkolne  
wyprodukowała w 1952 r. LWD, również dała pierw-  
-szą serię samolotów nie w 1947 r. (s. 180) lecz w 1948 r.  
Natomiast w 1948 r. pierwszych 10 Szpaków zbudowała  
WSK-Mielec. Szybowiec Sęp został oblatany w 1947 r.,  
a nie w 1948 r. (s. 185). Nie ma szybowca Cobra-14 (s. 188),  
lecz Cobra-15. W Krakowie mieści się Muzeum Lotnictwa  
i Astronautyki, a nie Lotnictwa i Kosmonautyki (s. 195).

Podpisy pod zdjęciami zawierają kilka błędów. Np. pod  
zdjęciem klucza samolotów myśliwskich PWS-10 podpisano,  
że to P-7. Na zdjęciu wiatrakowca Cierva (a nie Cierva)  
na drugim planie widać RWD-9 (a nie RWD-13, jak pod-  
-pisano). Pod zdjęciem samolotu PZL-43 podpisano, iż jest  
to PZL-23 Karaś używany u nas we wrześniu 1939 r. Pod  
zdjęciem Jaków-1 podpisano, że są to samoloty 1 plm we  
wrześniu 1944 r. w Zadybiu Starym, tymczasem samoloty  
na zdjęciu mają szachownice na tyle kadłuba i usterzeniu,  
podczas gdy do końca wojny samoloty 1 plm nosiły gwiaz-  
-dy, a szachownice miały tylko na przedzie kadłuba (co  
potwierdzają zdjęcia z wiosny 1945 r.).

W bibliografii brak jest takich zasadniczych pozycji, jak  
praca zbiorowa „Konstrukcje Lotnicze Polski Ludowej”,  
K. Dąbrowskiego „Przeгляд samolotów sportowych i ich  
osiągnięć”, czy T. Malinowskiego „Spadochrony”. Skorzy-  
-stanie z tych prac zmniejszyłoby poważnie liczbę błędów  
i braków w książce. Ponadto mała errata. W 1938 r. uka-  
-zała się „Mała encyklopedia lotnicza”, a nie „Encyklopedia  
lotnicza”.

Niewątpliwie wydawnictwo podejmując się wydania za-  
-rysu dzieł polskiego lotnictwa powinno zadać o to, by  
taka praca została zrecenzowana przez specjalistów od  
historii lotnictwa wojskowego, historii lotnictwa cywilnego  
oraz historii przemysłu lotniczego i konstrukcji lotniczych.  
Mamy nadzieję, że następne wydanie książki będzie pozba-  
-wione wymienionych usterek. Wymienione uwagi nie u-  
-mniejszają dużej wartości ogólnej książki.

A.G.



STEFAN NOWICKI

# Wytwórnia Balonów i Spadochronów w Legionowie (1922-1939)

## CENTRALNE ZAKŁADY BALONOWE

W roku 1922 na terenie garnizonu wojskowego w Legionowie powstały Centralne Zakłady Balonowe, które podlegały Departamentowi Lotnictwa (Wydział Balonowy). CZB składały się z następujących działów: składnicy, zaopatrującej baony balonowe, w balony i sprzęt balonowy, warsztatów naprawczych remontujących balony i sprzęt pomocniczy, chemicznej wytwórni wodoru, a potem również elektrolitycznej wytwórni wodoru i tlenu, własnej elektrowni obsługującej zakłady oraz oświetlającej garnizon wojskowy.

Kierownikiem CZB początkowo był kpt. Łaciński, a potem mjr inż. Marcei Chybczyński; zastępcą był kpt. Sławomir Bilek; dowódcą Kompanii Administracyjnej — kpt. Stefan Linsenbarth; kierownikiem technicznym — por. Henryk Iżyłowski; kierownikiem Warsztatu Mechanicznego — kpt. Konstanty Piotrowicz; z-cą kier. Warsztatu Mechanicznego — technik Józef Kwiatkowski; kierownikiem Warsztatu Balonowego — por. Zbigniew Burzyński, kier. Elektrolizy — por. Władysław Pomaski, kier. laboratorium — inż. Ochrymowicz.

CZB administrowane były przez personel wojskowy, a na kilku nie kluczowych stanowiskach zatrudnieni byli pracownicy cywilni.

W roku 1924 warsztaty balonowy i mechaniczny, poza pracami naprawczymi, uruchomiły również produkcję nowych balonów i pomocniczego sprzętu balonowego. Produkcję balonów obserwacyjnych typu R w roku 1924 rozpoczął por. Zbigniew Burzyński, po krótkim stażu w fabryce balonowej we Francji. Ponadto warsztaty mechaniczne podjęły remont dźwigarek balonowych. Uruchomiono też wytwórnię wodoru i tlenu sposobem elektrolitycznym, a w związku z tym zainstalowano sprężarki wodoru i tlenu, napełniano nimi butle stalowe. Do przechowywania butli ze sprężonym gazem wybudowano odpowiednie magazyny oraz uruchomiono transport wagonikowy.

W maju 1925 r. kierownictwo warsztatu balonowego przejął por. Stefan Nowicki.

W początkach roku 1927 kierownictwo CZB objął mjr Aleksander Wilcz.

W końcu roku 1928 kierownictwo CZB objął mjr inż. Stanisław Ma-

zurek, zastępcą kier. CZB został por. Henryk Iżyłowski, a od roku 1935 kpt. Stefan Nowicki.

## WOJSKOWE WARSZTATY BALONOWE

1.IV.1929 r. CZB zostały skomercjalizowane i przemianowane na Wojskowe Warsztaty Balonowe.

W roku 1928 zlikwidowano wytwórnię elektrolityczną wodoru i tlenu ponieważ Zakłady w Mościcach przejęły produkcję i dostawę wodoru dla potrzeb Wojska Balonowego. Po przemianowaniu CZB na WWB w 1929 r., również składnica balonowa została usamodzielniona i nie podlegała już WWB. Odtąd dostawa butli ze sprężonym wodorem jednostkom balonowym należała do składnicy balonowej. Kierownikiem składnicy został kpt. Konstanty Piotrowicz, w roku 1935 — kpt. Henryk Iżyłowski. Kierownikiem Nadzoru Technicznego i odbioru był do roku 1938 kpt. Władysław Pomaski, a po roku 1938 kpt. Iżyłowski, prowadząc jednocześnie składnicę balonową w Legionowie.

Garnizon Wojskowy w Legionowie po prawej stronie szosy warszawskiej jadąc w stronę Zegrza, od torów kolejowych do szosy Strużańskiej, był zajęty przez 2 Baon Balonowy, Wytwórnię Balonów i Spadochronów oraz Składnicę Balonową. Po lewej stronie garnizonu znajdowały się inne jednostki woj-

Przedstawiono historię powstania i rozwój Wytwórni Balonów i Spadochronów w Legionowie.

Omówiono organizację i zakres produkcji zakładów oraz podano krótką charakterystykę produkcji. Opisano następujące konstrukcje balonów wykonane w WBiS: balon obserwacyjny WBS wz. 39, motobalon WBS, balony wodne WBS, stratostat „Gwiazda Polski”.

skowe i poligon z halą balonową, gdzie odbywały się próby balonów i ćwiczenia z balonami obserwacyjnymi kompanii balonowych.

W kwietniu 1929 r. uruchomiono Warsztaty Spadochronowe, a w roku 1934 warsztaty namiotowe, którego kierownikiem był Zygmunt Łąkowski.

## WYTWÓRNA BALONÓW I SPADOCHRONÓW

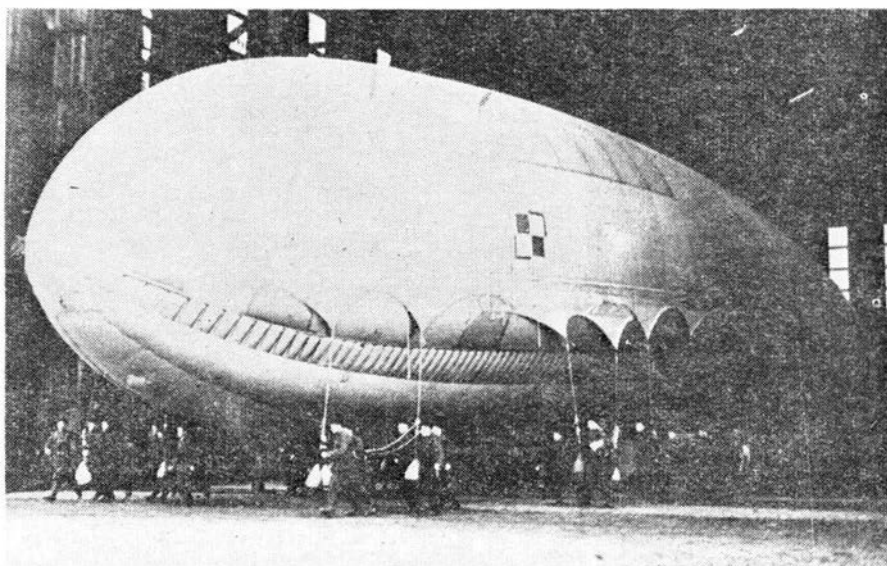
W roku 1935 Wojskowe Warsztaty Balonowe przemianowano na Wytwórnię Balonów i Spadochronów, która w dalszym ciągu podlegała Departamentowi Lotnictwa, a potem Dowództwu Lotnictwa (Wydziałowi Balonowemu), a pod względem zamówień i odbioru Kierownictwu Zaopatrzenia Dowództwa Lotnictwa.

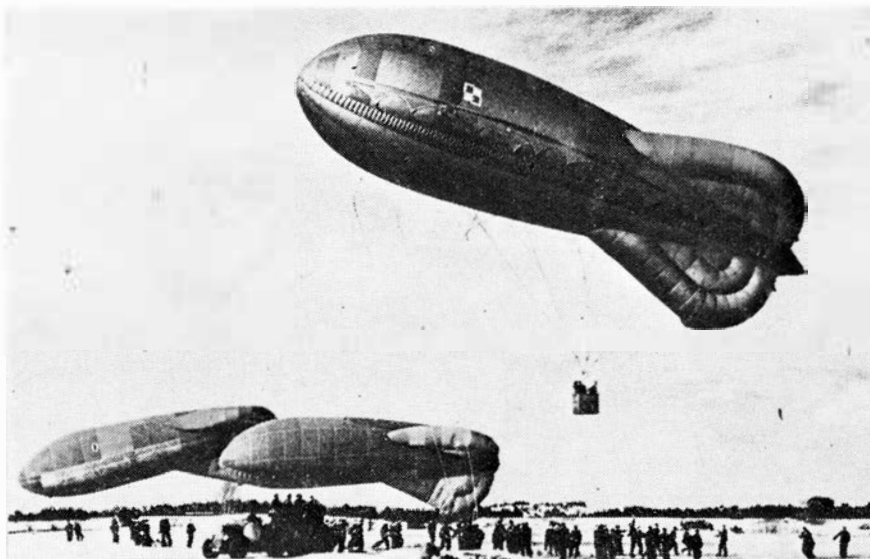
## Organizacja

Wytwórnia Balonów i Spadochronów składała się z następujących podstawowych działów: Działu administracyjno-handlowego — kier. Krzanowski, Działu zaopatrzenia — kier. Paradowski, Działu księgowości — kier. Mikke, a potem Długosz, Biura konstrukcyjnego — kier. inż. Józef Paczosa, Działu produkcji — kier. inż. Stoszek od roku 1935 oraz następujących warsztatów: Balonowego — kier. por. Stefan Nowicki do roku 1935, majster sierż. Jan Nowicki, Spadochronowego —

1. Wyprowadzenie balonu obserwacyjnego BD

For. Arch. Dok. Mech.





2. Start balonu WBS-BD

For. Arch. Dok. Mech.

kier. por. Stefan Nowicki do r. 1935, majster cyw. Jan Laskowski; Namiotowy — kier. tech. Łękawski, majster cyw. Stefan Brodowski, Łódź pneumatycznych brezentowych — kier. tech. Łękawski, majster cyw. Stefan Brodowski.

Ponadto w WBS były następujące działy: Wytwórnia Elektrolityczna do roku 1934 — inż. Stoszek — do czasu likwidacji tej wytwórni, Laboratorium — doktor Josse, a potem inż. Zygmunt Karpiński i chemik tech. Rojek, Warsztat mechaniczny — kier. inż. Pilot, majster cyw. Bakalarczyk i Godlewski, Dział planowania — kier. inż. Heddinger, Dział kalkulacji — urz. Michalski, Dział zamówień — urz. Si-payło, Nadzór techniczny — kier. por. Władysław Pomaski, majster wojsk. — sierż. Czesław Nowacki, majster wojsk. — sierż. Jakubowski, Kancelaria tajna — kier. por. Jan Bloch, który jednocześnie pełnił obowiązki oficera warsztatowego.

#### Zakres produkcji

W wytwórni produkowano następujący sprzęt wojskowy: balony obserwacyjne, zaporowe, wolne, gazochrony, jumpingi — balony skoczki oraz sprzęt pomocniczy balonowy, spadochrony dla lotnictwa, spadochrony do zrzucania bomb oświetlających, hangary i namioty brezentowe dla lotnictwa, łodzie brezentowe pneumatyczne dla saperów, kombinezony lotnicze, buty futrzane, kominiarki i hełmy lotnicze, teczki skórzane dla lotnictwa, płachty brezentowe, osłony (pokrowce) silników samolotowych, pokrowce, worki bagażowe itp.

#### Krótką charakterystyką produkowanych wyrobów

Balony obserwacyjne. Początkowo były produkowane balony obserwacyjne typu Caquot R a potem typu Caquot BD wg rysunków

wykonawczych otrzymanych z Francji.

Były to balony wykonywane z tkaniny bawełnianej podwójnej podgumowanej, której przepuszczalność wodoru nie przekraczała 10 l na 1 m<sup>2</sup> w ciągu 24 godzin. Balon BD miał pas rozszerzalny, trzy stateczniki i olinowanie uwięzi i kosza. Balon BD miał objętość normalną powłoki 820 m<sup>3</sup>, maksymalną — 1025 m<sup>3</sup>. Długość powłoki 31 m. Największa średnica powłoki przy objętości maks. 8,55 m.

Balony zaporowe. Były to balony tandemowe Caquot typu N i NN. Tandem składał się z 2 balonów, z których jeden N wznosił się na wysokość 1500 m, a drugi typu NN na wysokość 2000 m od pierwszego, czyli na wysokość 3500 m nad ziemią. Oba balony miały pasy rozszerzalne stateczniki pneumatyczne i olinowanie uwięzi. Balon typu N miał objętość maksymalną około 150 m<sup>3</sup>, a balon typu NN 180 m<sup>3</sup>. Balony te były produkowane seryjnie w Wytwórni Balonów i Spadochronów na podstawie rysunków wykonawczych otrzymanych z Francji.

Balony kuliste — przeznaczone do lotów wolnych, sportowych wykonywane były o objętościach 450 m<sup>3</sup>, 750 m<sup>3</sup>, 1200 m<sup>3</sup>, 1600 m<sup>3</sup> i 2200 m<sup>3</sup>.

Balony jumping — służył do wykonywania skoków o długości do kilkuset metrów w zależności od siły wiatru, jak również do dokonywania niewielkich przelotów. Objętość balonu wynosiła 120 m<sup>3</sup>, średnica 6,1 m. Był to najmniejszy balon zdolny do uniesienia człowieka. Balon napełniano wodorem. Powłokę obejmowała sieć, której linki połączone były z taśmami nośnymi uprząży spadochronowej. Balon — skoczek był konstrukcją eksperymentalną i nie wszedł do produkcji seryjnej.

W październiku 1938 r. w Dolinie Chochołowskiej dwa balony-skoczki,

tym razem na uwięzi, miały służyć mechanikom do przeprowadzenia ostatniej kontroli powłoki balonu stratosferycznego „Gwiazda Polski” w pozycji startowej.

Gazochrony — były to zbiorniki o objętości około 100 m<sup>3</sup> i służyły do przenoszenia wodoru z wytwórni chemicznej do balonu.

Spadochrony. Produkowano spadochrony systemu „Irving” różnych rodzajów, a mianowicie: typ ćwiczebny o  $\phi$  8,53 m, typ rezerwowy (zapasowy) o  $\phi$  6,7 m, który jest uzupełnieniem spadochronu ćwiczebnego i wspólnie z nim tworzy komplet ćwiczebny. Sport spadochronowy opierał się właśnie na tym typie spadochronu. Spadochrony ratownicze o  $\phi$  7,31 m wykonywano w kilku odmianach, zależnie od wymogów służby lotniczej, a mianowicie: siedzeniowy — typ pilota; plecowy dla załóg balonów, sterowców oraz pilotów samolotowych; piersiowy — dla obserwatorów i strzelców samolotowych oraz załóg balonowych; typu używanego w lotnictwie komunikacyjnym.

Spadochrony do zrzucania bomb oświetlających były wykonywane wg rysunków francuskich dla uzbrojenia.

Hangary — wykonywane wg rysunków francuskich typu „Besoneau” z brezentu impregnowanego ze stelażem drewnianym, przeznaczone były do zahangarowania samolotu. Namioty były przeznaczone do użytku eskadr lotniczych i kompanii balonowych.

Łodzie brezentowe były wykonywane z tkaniny bawełnianej podgumowanej i brezentu impregnowanego. Były to łodzie pneumatyczne, wykonywane dla saperów. Zastępowały one łodzie pontonowe.

Kombinezony lotnicze letnie i zimowe — futrzane, buty futrzane, kominiarki, hełmy lotnicze i teczki skórzane przeznaczone były dla personelu latającego.

Osłony silników samolotowych — były to pokrowce na silniki samolotowe — ocieplacze. Ponadto były wykonywane worki bagażowe, pokrowce na balony itp. wyroby wchodzące w zakres prac brezentowych, rymarskich i powroźniczych.

Eksport niektórych wyrobów

Wytwórnia Balonów i Spadochronów w latach 1934—1939 eksportowała: spadochrony ratownicze do Rumunii i Bułgarii, balony obserwacyjne do Jugosławii i balony kuliste o pojemności 2200 m<sup>3</sup> do Szwajcarii.

Licencja na spadochrony typu „Irving”

Spadochrony produkowano wg licencji firmy Messrs Irving Air Chute Co, Letchworth, Herst zakupionej w roku 1929 na stałe za sumę 500 000 zł. W ciągu 3 lat koszty zwróciły się, przedtem bowiem za spadochrony te płacono firmie „Irving” przeszło 3-krotnie więcej niż wynosiły koszty materiałów i produkcji w WBiS w Legionowie.

Firma dostarczyła komplet rysunków wykonawczych do produkcji spadochronów: ćwiczebnego (plecowy i rezerwowo), plecowego ratowniczego, siedzeniowego ratowniczego, piersiowego ratowniczego i typu używanego w lotnictwie komunikacyjnym.

W myśl umowy firma Irving zobowiązana była w ciągu 5 lat od chwili podpisania umowy dostarczać wszelkie zmiany i ulepszenia do spadochronów.

Koszty wykonania jednego spadochronu o  $\phi$  7,3 m w kraju wynosiły około 750 zł przedwojennych, w tym materiały około 600 zł, zaś robocizna i inne koszty bezpośrednie około 150 zł. Spadochron ćwiczebny składający się z dwóch spadochronów kosztował w przybliżeniu 2 razy więcej od spadochronu normalnego, a więc około 1500 zł za komplet. Cena tkaniny jedwabnej w roku 1931 wynosiła około 3 zł za 1 mb.

W roku 1929 por. Stefan Nowicki zgodnie z umową licencyjną odbył staż w fabryce spadochronów Irving'a w Letchworth w Anglii, a po powrocie uruchomił produkcję spadochronów w WBiS w Legionowie.

W czasie uruchamiania produkcji przez parę dni Irvin osobiście udzielał rad i wskazówek, wykwalifikowana szwaczka spadochronowa wydelegowana z fabryki Irvinga ze Stanów Zjednoczonych Ameryki Płn. (z Chicago) — Polka z pochodzenia przez tydzień instruowała pracownice wytwórni.

#### WYPOSAŻENIE WBiS W MASZYNY, STAN ZATRUDNIENIA I WYDAJNOŚCI WARSZTATÓW

Wytwórnia Balonów i Spadochronów wyposażona była w następujące maszyny: 6 maszyn do szycia ruchomych specjalnych w warsztacie balonowym, ponad 20 maszyn do szycia różnych klas w warsztacie spadochronowym, ok. 10 maszyn do szycia w warsztacie namiotowym, ok. 6 maszyn do szycia w warsztacie ekwipunku lotniczego, ok. 10 obrabiarek i 5 maszyn stolarskich w warsztacie mechanicznym, kompletne wyposażenie kadmowni, 4 maszyny do badania wytrzymałości różnych materiałów w laboratorium, 6 aparatów do badania przenikliwości materiałów podgumowanych, kompletne wyposażenie laboratorium chemicznego.

Liczba zatrudnionych pracowników w roku 1939 w przybliżeniu wynosiła: ok. 30 osób w warsztacie spadochronowym, ok. 30 osób w warsztacie balonowym, ok. 30 osób w warsztacie namiotowym, ok. 10 osób w warsztacie ekwipunku lotniczego, ok. 20 osób w warsztacie mechanicznym, ok. 20 osób robotnicy administracyjni, ok. 25 osób pracownicy umysłowi. Razem ok. 165 osób.

Roczna wydajność warsztatu balonowego wynosiła ok. 60 balonów zaporowych, 6 balonów obserwacyj-

nych oraz sprzęt pomocniczy balonowy.

Wydajność warsztatu spadochronowego: początkowo ok. 300 spadochronów rocznie, następnie produkcja wzrosła dwukrotnie a nawet trzykrotnie i w roku 1938 i 1939 (w przeliczeniu wg danych do 1 września) wynosiła około 1000 spadochronów rocznie.

Warsztaty namiotowy i ekwipunku lotniczego wykonywały różne artykuły, których ilości trudno ustalić. Zasadniczymi wyrobami były namioty brezentowe (ok 30 rocznie) oraz łodzie pneumatyczne (ok. 40 rocznie).

#### WŁASNE KONSTRUKCJE BALONÓW WYKONANE PRZEZ WBiS W LEGIONOWIE

Balon obserwacyjny WBS wz. 39

W roku 1938 zamiast tandemu składającego się z dwóch balonów zaporowych, wytwórnia wykonała prototyp balonu zaporowego (konstrukcji inż. Józefa Paczosa — głównego konstruktora WBiS), który sam osiągał wysokość przekraczającą 5000 m.

Balon o objętości maksymalnej ok. 200 m<sup>3</sup> miał pas rozszerzalny, olinowanie uwięzi i stateczniki sztywne składane, wykonane z rur duralowych obciążonych płótnem.

Balon ten przeszedł próby w powietrzu z wynikiem bardzo dobrym. Był lekki, stateczny spełniał zadanie tandemu (dwóch balonów) i znacznie przewyższał walory tych ostatnich.

Seria tych balonów w ilości ok. 50 była wykonana w połowie 1939 r., lecz z powodu braku specjalnych wyciągarek z silnikami nie były one wykorzystane do obrony przeciwlotniczej.

W Anglii w czasie drugiej wojny światowej w 1942 r. inż. Paczosa był kierownik Biura Konstrukcyjnego WBiS i inż. ppłk Stanisław Mazurek były kierownik WBiS, którzy przedostali się do W. Brytanii, zostali przydzieleni do Ośrodka Balonowego w Cardington, wystąpili z własnej inicjatywy do swych przełożonych z propozycją odtworzenia polskiego balonu zaporowego konstrukcji inż. Paczosa. Anglicy wyrazili zgodę i po kilku miesiącach systematycznej pracy inż. Paczosa z udziałem inż. Mazurka, dokumentacja techniczna została odtworzona i po zaopiniowaniu przez wydział konstrukcyjny Ośrodka Balonowego, została przekazana do warsztatu produkcyjnego w celu wykonania prototypu tego balonu. Bezpośredni i stały nadzór nad produkcją powierzono chor. Czesławowi Nowackiemu.

Po wykonaniu prototypu balonu, został on poddany próbom w powietrzu. Anglicy początkowo odnosili się z rezerwą do wyników pracy, ale po wykonaniu i wypróbowaniu prototypu (w 1942 r.), wyrazili uznanie, twierdząc, że prototyp przeszedł wszelkie ich oczekiwania, lecz uważali, że należałoby wykonać małą partię prototypową i kontynuować dalsze próby w powietrzu.

Ponieważ jednak inż. Mazurek stawiał warunek, że balon zaporowy po wypróbowaniu powinien być przyjęty do eksploatacji jako balon konstrukcji polskich inżynierów: Paczosa i Mazurka, balon ten pozostał jedynie prototypem i zaniechano wykonania partii prototypowej.

Ze względu na zastosowane rozwiązanie, sylwetkę jak i uzyskane osiągnięcia prototyp należał do konstrukcji udanych. Wyróżniał się on korzystnie spośród innych balonów stosowanych przez obydwie strony walczące na Zachodzie.

Prototyp zbudowany w Cardington był jedynym balonem zrealizowanym przez Polaków w czasie wojny.

#### Motobalon WBS

W końcu 1938 r. WBiS wykonała prototyp pierwszego polskiego motobalonu, który był typem pośrednim pomiędzy balonem na uwięzi a sterowcem. Budowa statku powietrznego była podyktowana koniecznością zwiększenia operatywności jednostek dysponujących balonami typu BD. Statek powietrzny umożliwiał szybkie przemieszczenie balonu z jednego odcinka frontu na drugi, zamiast dotychczasowego prowadzenia balonu przez kolumnę manewrową utrzymującą balon na linach manewrowych i przeszkodowych.

Projekt gondoli i usterzenia opracował inż. Józef Paczosa; powłoka pochodziła z balonu obserwacyjnego typu BD produkowanego seryjnie w Legionowie.

Zgodnie z założeniami, przemiana z balonu obserwacyjnego typu BD na motobalon, i odwrotnie, mogła być przeprowadzana w ciągu kilku minut. W celu zmniejszenia oporu czołowego pneumatyczne stateczniki owijano na czas lotu dookoła rufy. Gondola przypominała kształtem kadłub samolotu zaopatrzonego w duży ster kierunku. Podwozie było jednokołowe z kółkiem umieszczonym w przodzie dla ochrony śmigła przed zetknięciem się z ziemią. Napęd motobalonu stanowił silnik gwiazdowy Salmson o mocy 40 KM z dwułopatowym śmigłem ciągnącym.

Prototyp poddano próbom w locie. Zbliżająca się wojna przerwała doświadczenia z motobalonem.

#### Balony wolne WBS

W roku 1932 Wojskowe Warsztaty Balonowe w Legionowie opracowały i wykonały balon kulistyczny o pojemności 2200 m<sup>3</sup> „Polonia”, umożliwiając wzięcie udziału w międzynarodowych zawodach o nagrodę im. Gordon Bennetta. Powłoka tego balonu, sieć i poszczególne jego części różniły się tym, że były znacznie lżejsze od podobnych balonów starszej konstrukcji, dzięki czemu mógł zabrać ok. 1000 kG balastu nawigacyjnego.

W następnych latach WWB wykonały dalsze balony „Kościszko”, Warszawa II” i „Polonia II”.

Balony te były lżejsze od większości balonów produkowanych w innych państwach i uważane były

w owym czasie za sprzęt nowoczesny o wysokiej jakości.

Wspomniany sprzęt, opracowany przez głównego konstruktora Biura Konstrukcyjnego inż. Paczose uławił naszym zawodnikom zdobycie w międzynarodowych zawodach w 1933 r. kolejnej IV nagrody im. Gordon Bennetta ufundowanej przez USA, jak również nagrody w latach 1934 i 1935, która dzięki kolejnemu trzykrotnemu zwycięstwu przeszła na własność Aeroklubu RP.

W zawodach roku 1935 Szwajcaria wzięła udział na balonie polskiej konstrukcji, zakupionym w WBiS w Legionowie, a Holendrzy lecieli na wypożyczonym polskim balonie „Toruń”.

Piątą nagrodę ufundowała „Gazeta Polska” i rozgrywki o nią rozpoczęły się ponownie w Warszawie w dniu 30 VIII 1936 r.

W roku 1938 nagrodę im. Gordon Bennetta zdobywa znowu załoga polska. Następne zawody w roku 1939 miały się odbyć 3 września we Lwowie.

Po zdobyciu przez polskich zawodników w roku 1935 nagrody im. Gordon Bennetta, Wytwórnę Balonów i Spadochronów odwiedził znany prof. A. Piccard, który w roku 1932 dokonał drugiego lotu do stratosfery osiągając wysokość 15 940 m (ówczesny rekord światowy). Prof. A. Piccard zainteresowany był produkcją wytwórni znanych balonów wolnych, mając na celu ewentualną budowę powłoki stratostatu przeznaczoną do jego następnego lotu do stratosfery.

#### Stratostat „Gwiazda Polski”

W roku 1938 została opracowana przez gł. konstruktora inż. Paczose dokumentacja techniczna na stratostat „Gwiazda Polski”, który w tymże roku został zbudowany przez wytwórnę. Stratostat składał się z dwóch zasadniczych części, a mianowicie: powłoki oraz szczelnie zamkniętej kulistej gondoli o średnicy 2 m.

Jako doradcę technicznego w przygotowaniach do lotu, zaproszono znanego pilota amerykańskiego comdr. A. W. Stevensa, zdobywcę światowego rekordu wysokości w roku 1935.

Skonstruowanie balonu było możliwe dzięki opracowaniu przez WBiS i zakłady gumowe w Sanoku specjalnego składu chemicznego syntetycznej gumy do uszczelniania

powłoki oraz nowej metody gumowania.

Jedwab naturalny był wówczas najlżejszą i najwytrzymalszą przędzą. Tkaninę wykonano z najlepszej przędzy japońskiej.

Warstwa gumy uszczelniająca powłokę nałożona była od strony wewnętrznej, wypełniała nierówności tkaniny i stanowiła lepiszcze, a nałożona na nią właściwa gumowa błona uszczelniała powłokę.

W zakładach w Sanoku opracowano specjalną metodę nakładania wewnętrznej warstwy uszczelniającej polegającej na tym, że na tkaninę powleczonej uprzednio lepiszczem nakładano jednolitą cienką błonę o szerokości 1,5 m, grubości 0,026 mm i ciężarze 26 G/m<sup>2</sup>. Na sporządzenie powłoki zużyto 14 000 m<sup>2</sup> tkaniny.

Ciężar wszystkich elementów stratostatu wraz z załogą spadochronami indywidualnymi i balastem nawigacyjnym wynosił około 4275 kG. Pojemność balonu została ustalona na 123 800 m<sup>3</sup>.

Powłoka balonu stratosferycznego w chwili startu miała mieć tylko 1/28 część swej pojemności. Całkowite wypełnienie balonu nastąpiło na wysokości 22 km i od tego momentu dalsze wznoszenie odbywało się w miarę stopniowego wyrzucania balastu.

Stratostat miał następujące wymiary:

wysokość wypełnionej powłoki — 74,144 m,  
średnica pozioma wypełnionej powłoki — 65,650 m,  
całkowita wysokość stratostatu przy pułapie — 101,700 m,  
całkowita wysokość stratostatu w pozycji startowej — 120,000 m.

Wyprawa do stratosfery miała się odbyć w roku 1938 w Polsce z Polany Chochołowskiej w Tatrach. Balon miał być wzniesiony na wysokość 30 km.

Na pilota był wyznaczony kpt. Zbigniew Burzyński, na obserwatora naukowego dr Konstancy Narkiewicz-Jodko.

12 października w czasie napełniania balonu wodorem wskutek wzmagającego porywistego wiatru zostało przerwane napełnianie i zaczęto wypuszczać gaz z powłoki poprzez klapę. Gdy w górnej części powłoki nie pozostało więcej niż około 500 m<sup>3</sup> gazu, dał się słyszeć trzask i buchnął krótki płomień. Kłapa wyleciała w powietrze i opadła obok, górna część powłoki leżała w osmolonych strzępach. Nikt z ludzi nie został uszkodzony. Przyczyną wypadku było powstanie wewnątrz powłoki piorunującej mieszanki, która zapaliła się od

iskry elektrycznej wywołanej tarciem jedwabnej powłoki. Przyczyną pośrednią była błędna ocena sytuacji meteorologicznej. Na następną próbę, która miała się odbyć we wrześniu 1939 roku wszystko zostało przygotowane na czas. Zamiast wodoru zaplanowano użycie helu, sprowadzonego ze Stanów Zjednoczonych AP, start projektowano ze Sławska w Gorganach. Wybuch wojny przeszkodził realizacji tego lotu.

Przy organizowaniu zawodów balonów wolnych o puchar im. płk. Wańkowicza, jak również międzynarodowych zawodów balonowych o nagrodę im. Gordon-Bennetta oraz przy organizowaniu startu balonu stratosferycznego „Gwiazda Polski” w Dolinie Chochołowskiej w roku 1938 nadzór techniczny przy montażu i napełnianiu balonów WBiS powierzyła kpt. Stefanowi Nowickiemu, który był odpowiedzialny za prawidłowość prac z tym związanymi.

#### EWAKUACJA WBiS

6 września 1939 r. na mocy rozkazu ewakuacyjnego Dowództwa Lotnictwa maszyny, urządzenia i materiały warsztatów: balonowego, spadochronowego i częściowo mechanicznego zostały załadowane do 8 wagonów i jako I transport wyruszyły 7 września do Zamościa. Około 12 września transport dotarł do Zamościa, skąd z powodu działań wojennych został skierowany do Kołomyi, a potem ewakuowany do Rumunii. Pozostały majątek wytwórni po załadowaniu wyruszył na następny dzień jako II transport, który po drodze do Rumunii z wielkim trudem dotarł przez Kiewce do Łucka, skąd z powodu rozbitych torów zmuszony był do powrotu do Lwowa, gdzie pozostał.

Majątek WBiS wywieziony I transportem wynosił przypuszczalnie ok. 2 miliony złotych przedwojennych. Majątek ten został ewakuowany całkowicie na teren Rumunii we wrześniu 1939 roku, gdzie został komisyjnie przyjęty i złożony jako depozyt w I Flotylli Aerostacyjnej (Ofort Pantelemon).

Według późniejszych wiadomości maszyny urządzenia i materiał spadochronowy został wywieziony do fabryki spadochronowej Puscariu w Bukareszcie.

Uwaga. Wg niektórych publikacji z lat 1922—1939 warsztaty balonowe nosiły również następujące nazwy: w 1923 r. Wojskowe Warsztaty Aeronautyczne, w 1924 r. — Wojskowe Warsztaty Balonowe, w 1935 r. — Wojskowa Wytwórnia Balonów i Spadochronów (przyp. red.).

## Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP (cd. ze str. 34)

● Oddział Warszawski Sekcji Lotniczej SIMP zaplanował na 1975 zorganizowanie konferencji oraz dwóch narad naukowo-technicznych.

— W dniach 17—19 marca — staraniem BOITE Instytutu Lotniczego oraz Oddziału Warszawskiego naszej Sekcji — odbędzie się w Instytucie Lotnictwa

w Warszawie konferencja pm. Ergonomia w lotnictwie.

Konferencja ta, o której informowaliśmy już Czytelników w poprzednim numerze TLiA, zapozna uczestników z czynnymi oraz spowoduje ich uporządkowanie i skoordynowanie.

— W III kwartale Koło Sekcji Lotniczej SIMP przy Lotniczych Zakładach

Remontowych zorganizuje naradę poświęconą problemowi hałasu na stanowiskach pracy w lotniczych zakładach naprawczych,

— W IV kwartale Koło Sekcji Lotniczej SIMP przy Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych oraz Oddział Warszawski Sekcji zwołają naradę nt. użytkowania i obsługi techniki lotniczej.

WAŚKOWSKI W.

#### **Производство и экспорт планеров в ФРГ**

Проводится анализ производства и экспорта планеров в ФРГ. Указываются прогноз развития продукции и величина, а также стоимость экспорта.

SMOLICZ T.

#### **Метеорологические минимумы**

Описывается метод определения метеорологического минимума, разработанный по заказу Общества Польских Пилотов Авиалиний, представленный на ежегодной конференции социалистических авиакомпаний в 1974 г. в Берлине, а также на Конференции Международного Общества Пилотов Авиалиний в 1974 г. в Токио. Упомянутый метод исходит из летных характеристик самолета.

DOBKOWSKI E.

#### **Скоростная характеристика усилителя (бустера) со двоянным золотником управления**

Дается метод определения скоростной характеристики для усилителей с двойным золотником.

Применение распределителя с двойным золотником значительно увеличивает безопасность работы усилителей применяющихся в управлении самолетов и вертолетов.

SMOLEŃSKI J.

#### **Аэропорт — составная часть городской агломерации**

В третьей статье из цикла „Аэропорты в современном мире” представлена роль, которую играет аэропорт как фактор деятельности и развития района, а также составной элемент городской агломерации.

BEKIESIŃSKI R., RŻEWSKI H.

#### **Влияние топлива с повышенным содержанием серы на работу агрегатов топливных систем турбинных двигателей.**

В статье описывается влияние соединений серы, входящих в состав топлива для привода турбинных реактивных двигателей, на материалы, из которых изготовлены элементы топливных систем.

Описывается коррозионная агрессивность разных соединений серы, приводятся типичные примеры повреждений вследствие коррозии разных элементов и деталей двигателя.

Указываются возможности ликвидации вредного воздействия топлива с содержанием серы на элементы и детали двигателя.

NOWICKI S.

#### **Завод аэростатов и парашютов в г. Легионово 1922—1939**

Представлена история Завода Аэростатов и Парашютов в г. Легионово. Описывается организация и продукция Завода, дается краткая характеристика производства. В статье описаны нижеуказанные аэростаты изготовленные на Заводе: наблюдательный аэростат ВВС обр. 39, мотоаэростат ВВС, водные аэростаты ВВС, стратостат „Стежа Польши”.

## Co piszą inni...

### Symbole ułatwiające obsługę samolotów

Podano niektóre symbole graficzne opracowane przez Komitet Techniczny ISO/TC 20, odpowiedzialny za międzynarodową normalizację lotnictwa i pojazdów międzyplanetarnych. Symbole te opublikowano w międzynarodowej normie ISO 1950, służą do rozpoznawania rodzaju obsługi, konserwacji, obsługi naziemnej oraz zachowania granic bezpieczeństwa i ryzyka. W dokumencie tym znajdują się też wymagania dotyczące znaków ostrzegawczych przed zranieniem personelu lub uszkodzeniem urządzeń oraz osłon.

Opublikowano już ok. 70 norm dotyczących lotnictwa, a dalsze 60 jest w stadium opracowania. Normy te dotyczą m.in. rozpoznawania mechanicznych obwodów kontrolnych wg ich kolorów, połączeń do uzupełniania ciśnienia znormalizowanych opon kół samolotu, umiejscowienia przyrządów do sterowania lotem itp.

„Normalizacja” 1974 nr 8

### Międzynarodowe normy ISO

**ISO 1151-1972. Terms and symbols for flight dynamics. Part 1. Aircraft motion relative to the air** (Dynamika lotu. Terminy i symbole. Część 1. Ruch samolotu względem powietrza). Wyd. 1. 1972-12-15. Zastępuje zalecenie ISO R 1151-1969.

Jest to pierwsza z serii pięciu norm, które określają podstawowe pojęcia z dziedziny dynamiki lotu oraz ustalają odpowiednią terminologię i symbole.

Norma ta ustala nazwy, symbole i definicje m.in. układów (osi) odniesienia, kąty, prędkości liniowe i kątowe, charakterystyki geometryczne i dynamiczne samolotu oraz działające na samolot siły i momenty.

Załącznik do normy zawiera symbole stosowane do oznaczania poszczególnych wielkości w Czechosłowacji, RFN, Francji, Anglii i ZSRR.

Normę zaakceptowały komitety członkowskie ISO 18 krajów, w tym Czechosłowacji i ZSRR.

**ISO 1000-1973 SI units and recommendations for the use of their multiples and of certain other units** (Jednostki SI oraz wytyczne stosowania ich wielokrotności i niektórych innych jednostek). Wyd. 1. 1973-02-01. Zastępuje zalecenie ISO R 1000-1969.

Norma ustala: podział jednostek SI na podstawowe, uzupełniające i pochodne; wykaz jednostek podstawowych i uzupełniających) dla każdej jednostki nazwę symbol i definicję); wykaz jednostek pochodnych, dla których przyjęto uzgodnione nazwy i symbole (15 jednostek); wykaz przedrostów stosowanych do wyrażania nazw dziesiętnych wielokrotności i podwielokrotności danej jednostki; wytyczne stosowania jednostek SI i ich wielokrotności i podwielokrotności; wykaz jednostek nie SI, które mogą być stosowane razem z jednostkami SI i ich krotności.

W załączniku do normy podano przykładowe zestawienie wybranych wielokrotnych i podwielokrotnych jednostek SI i niektórych innych jednostek dopuszczonych do stosowania (czas, przestrzeń, mechanika, ciepło, elektryczność, magnetyzm, światło, akustyka i in.).

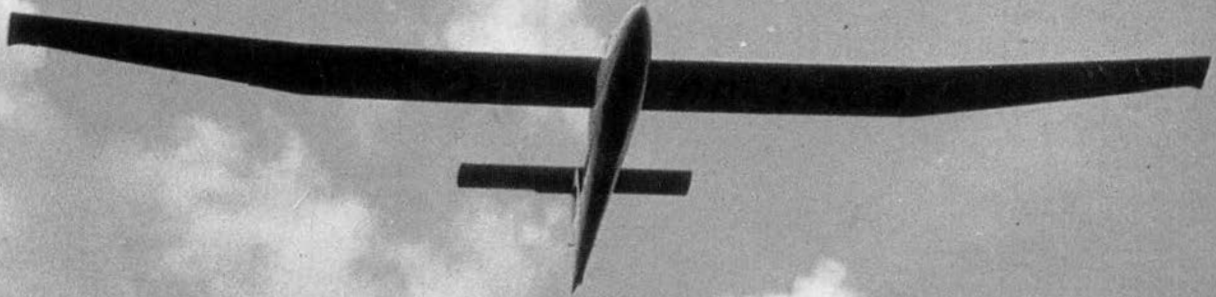
Pełną informację o systemie SI zawiera publikacja Międzynarodowego Biura Wag i Miar (BIPM) „Le system international d'unités”.

Normę zaakceptowały komitety członkowskie ISO 30 krajów, w tym Bułgarii, Rumunii, Węgier i ZSRR.

„Normalizacja” 1974 nr 8

# SZD – 30 A PIRAT

SINGLE – SEAT STANDARD CLASS SAILPLANE



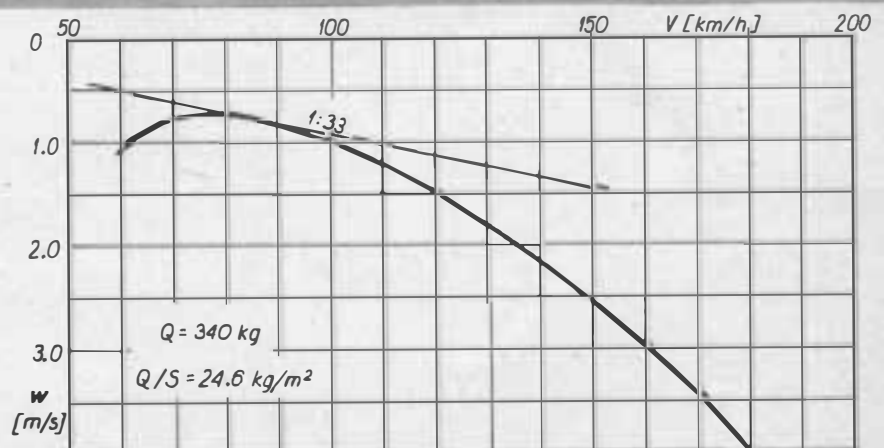
- Wooden structure
- Airbrakes in wings
- 350 mm wheel with brake
- Standard equipment: vario 5 m/s vario 5 m/s and 30 m/s, speed indicator, altimeter, turn-and-slip indicator, compass
- Provision for radio and oxygen equipment
- Pedals adjustable in flight
- Backrest adjustable on the ground

## TECHNICAL DATA

Span	15 m	Max weight	370 kg
Length	6.86 m	Wing loading	26.8 kg/m <sup>2</sup>
Height	1.67 m	Max L/D	33
Wing area	13.8 m <sup>2</sup>	– at speed	82 km/h
Aspect ratio	16.3	Min sink	0.70 m/s
Wing section	Wortmann	– at speed	75 km/h
	FX-61-168/FX-60-1261	Min speed	60 km/h
Empty weight	260 kg	Never exceed speed	250 km/h
Useful load	110 kg	Permissible load factor	–6/–3

OVER 450 PIRATS FLYING ALL OVER THE WORLD

- Best wooden club glider
- Glider of the First International Women's Contest
- Easy to handle, assemble and store
- Large luggage compartments



Manufacturer:  
Zakłady Szybowcowe Bielsko  
ul. Cieszyńska 325  
43-302 Bielsko-Biała, POLAND



Exporter:  
PEZETEL Foreign Trade Enterprise  
of Aviation Industry  
ul. Przemysłowa 26  
00-950 Warszawa, POLAND  
P.O.Box 371; Cable: Pezetel  
Phone: 28-50-71; Telex: 313430



SZD - 30 A PIRAT

