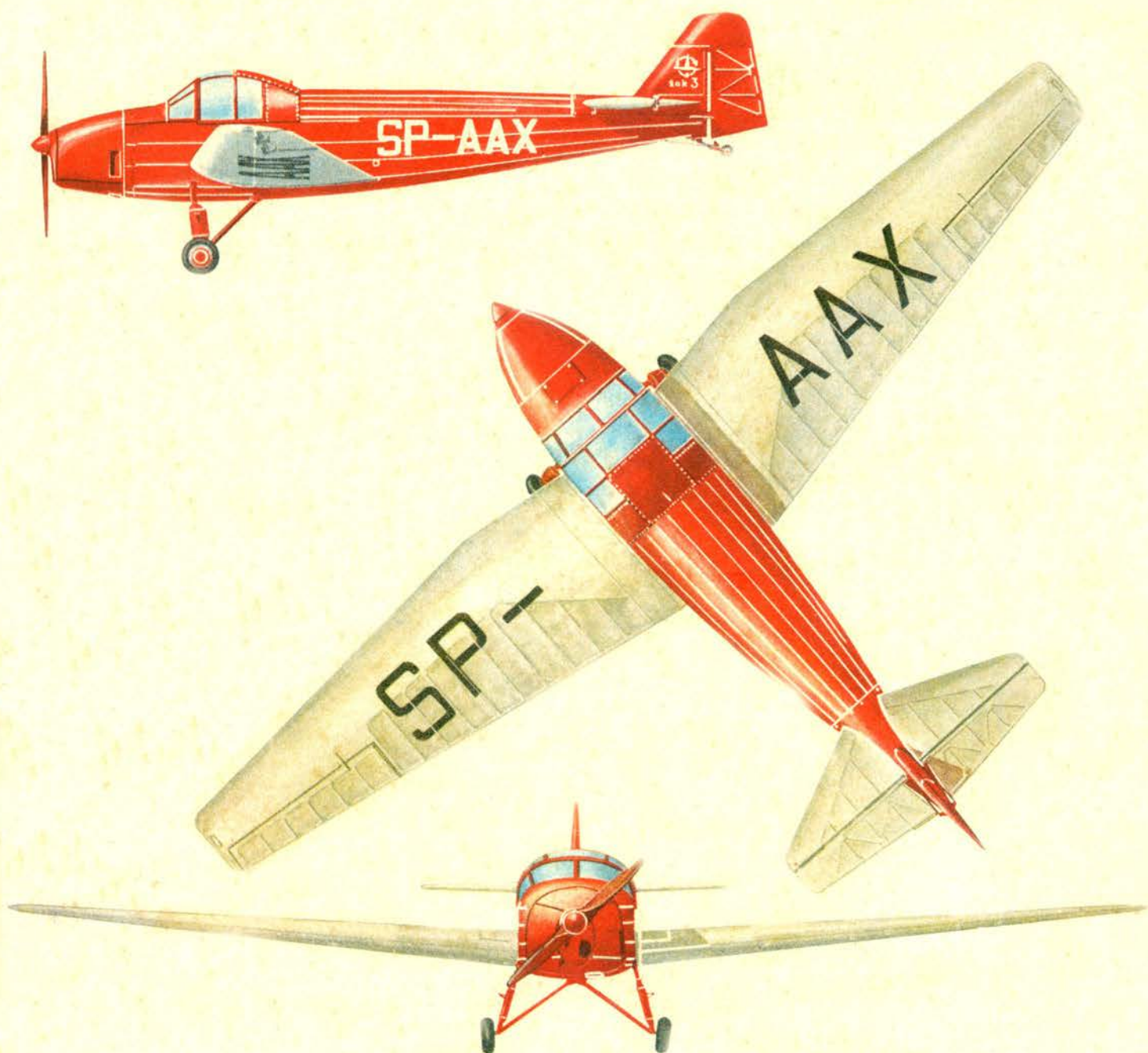


TECHNIKA

1974 10

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 12.-



● На Международной Ярмарке в г. Познань в июне м-це т.г. как новости, показаны м.пр. первый прототип мотопланера **СЗД-45 ОГАР** SP-0001 (второй прототип SP-0003 был выставлен на авиационной выставке в г. ХанOVER), второй прототип сельскохозяйственного самолета **ПЗЛ-106 Крук** SP-PBG, а также 7-цилиндровый звездообразный поршневого двигателя **К-5** с редуктором, мощностью 323 л.с. при 2400 об/мин. Кроме этого на выставке представлен турбореактивный двигатель **СО-3**, газотурбинный двигатель **ГТД-350**, многоцелевой самолет **ПЗЛ-104 Вильга 35**, а также планер **СЗД-30 Пират** и **СЗД-41 Янтарь Стандарт**. Авиационная экспозиция на Ярмарке в текущем году является до сих пор самой крупной и становится хорошей презентацией польской авиационной промышленности.

● Хорошей визитной карточкой являлась в течение июля и августа месяцев, экспозиция **ПЕЗЕТЕЛЬ на Выставке Достижений 30-летия ГИР в Москве**. На выставке представились прототипы: многоцелевого вертолета **Ми-2М**, сельскохозяйственного самолета **ПЗЛ-106 Крук**, сельскохозяйственного самолета **М-15**, а также самолет **ПЗЛ-104 Вильга 35**, мотопланер **СЗД-45 Огар** и планеры **СЗД-38 Янтарь 1** и **СЗД-30 Пират**.

● В мае м-це т.г. во **Франции** демонстрировались: самолет-буксировщик **Вильга 35** и планер **СЗД-38 Янтарь 1**. Рассматривается вопрос получения планерами **Кобра** и **Пират** французских сертификатов летной годности. Первая **Кобра** заказанная французским планерным центром поставлена в сентябре м-це т.г., тогда как **Янтарь** и **Пират** должны быть поставлены в 1975 г.

● В последнее время состоялась **оборона докторских диссертации в Варшавском Политехническом Институте**:

- мгр инж. А. Стычка, на Отделении Механики, Энергетики и Авиации, по теме: «**О некоторой цифровой методе определения плоского движения вязкой жидкости**». Промотором работы является проф. В. Проснак;
- мгр инж. Ф. Ленорта на Отделению Электроники по теме: «**Идентификация турбореактивного двигателя как объекта регулирования**». Промотором является доцент А. Вежбицкий.

● Заводом ВСК в г. Мелец построен **новый (восьмой) вариант многоцелевого самолета Ан-2**. Новый вариант предназначен для геофизических исследований.

● В первом квартале т.г. Заводом ВСК в г. Свидник выпущены 38 планеров типа **Пират**. К концу текущего года заводской коллектив ВСК построит **170 штук**. Планеры эти в большинстве предназначаются для зарубежных потребителей.

● В первом полугодии г.т. Завод ВСК Окенце вышел на **советский рынок с самолетами Вильга 35**. Амбицией коллектива является, чтобы эти самолеты получили признание потребителей и чтобы торговое сотрудничество расширилось. В мае м-це окончены сборочные и отделочные работы при самолетах **Вильга** снабженных новой модификацией шасси. Одновременно реализовались поставки самолетов и запчастей в Австрию, Англию и Испанию. Кроме экспорта, который посредственно и непосредственно составляет около 85% продукции, Завод обеспечивал нужды польских потребителей.

● В конкурсе газеты «Жытие Варшавы» — «Мастер техники 1973 г.» получили отличие группы научных работников:

- из Технического Института ВВС (ИТВЛ), за применение **панхроматических стереоскопических аэроснимков для разведки почвенно-гидрологических условий**;
- из Института Авиации в Варшаве и Университета им. М. Коперника в г. Торунь, за **разработку спутникового радиоспектрографа**.

● Экспериментальным Заводом Научной Аппаратуры «Унипан» разрабатываются атомные образцы частоты, какие в настоящее время изготавливаются американской фирмой. Такие приборы отмечающие время с необычайной точностью необходимы при **космических полетах, скоростном самолетовождении и в крупных системах автоматики**.

● The following novelties were exhibited at the **International Poznań Fair** in June: first prototype of the **SZD-45 Ogar** SP-0001 powered glider (the second prototype was shown at the Hannover Show in April), second prototype of the **PZL-106 Kruk** SP-PBG ag aircraft and **K-5** geared seven-cylinder radial piston engine of 323 hp at 2400 rpm. In addition, there were displayed **SO-3** turbojet engine, **GTD-350** turbine engine, **PZL-104 Wilga 35** multi-purpose aircraft and **SZD-30 Pirat** and **SZD-41 Jantar Standard** sailplanes. Air show at this year's Fair has been the largest of all and has well presented the Polish aviation industry for the 30th Anniversary of the Polish People's Republic.

● A successful event for the Polish aviation industry was the **PZL's display at the Exhibition of Achievements of the 30th Anniversary of the Polish People's Republic in Moscow** in July and August. The following prototypes were shown: **Mi-2M** multi-purpose helicopter, **PZL-106 Kruk** ag airplane, **M-15** ag airplane, **PZL-104 Wilga 35** airplane, **SZD-45 Ogar** powered glider and **SZD-38 Jantar 1** and **SZD-30 Pirat** Standard sailplanes.

● In May this year the **Wilga 35** tug plane and **SZD-38 Jantar 1** sailplane were **demonstrated in France**. **Cobra** and **Pirat** will obtain French type certificates. The first **Cobra** purchased by the French Gliding Centre was delivered in September while **Jantar** and **Pirat** are due to come in 1975.

● Recently, the following **doctoral dissertations** have been defended at the Warsaw Technical University:

- Dipl. Ing. A. Styczek, Faculty of Mechanical, Power and Aeronautical Engineering, on „**A Numerical Method of Determining Plane Motion of Viscous Fluid**”. The doctor's degree has been conferred upon by professor Dr (Eng) W. Prosnak;
- Dipl. Ing. F. Lenort, Faculty of Electronics, on „**Identification of a Turbojet Engine as an Object of Control**”. The doctor's degree has been conferred upon by dozent Dr hab. A. Wierzbicki.

● The WSK-Mielec has built a **new (eighth) development version of the An-2** multi-purpose aircraft. It is intended for **geophysical surveying**.

● In the first quarter of 1974, 38 sailplanes of the **Pirat** type came off the lines at the WSK-Świdnik. The crew is planning to build a total of 170 units by the end of the year. Most of the gliders is intended for foreign users.

— The WSK-Okecie entered the Soviet market with our **Wilga 35 aircraft** in the first half of 1974. The crew's ambition is to make the importer satisfied and to extend the trade co-operation. All works connected with the assembly and finishing of **Wilgas** fitted with new landing gears were completed in May. Simultaneously, deliveries of aircraft and spares to Austria, England and Spain were realized. Besides export which amounts to 85% of the total production, the works were also meeting demands of local customers.

● Two research groups have been distinguished at the competition for the „1973 Master of Technics” organized by **Zycie Warszawy**:

- **Technical Institute of Air Forces** for the application of panchromatic stereoscopic aerial photographs for identification of ground and water conditions;
- **Aviation Institute and Mikołaj Kopernik University** in Toruń for the design and construction of a satellite radio spectrograph.

● „UNIPAM” Experimental Works of Scientific Equipment designs and constructs **atom frequency standards** which are manufactured at present only by an American company. These instruments indicating time with high accuracy are indispensable in space flights, quick air navigation and large automated systems.

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.
TRYBUNA LOTNIKÓW	
Do techników i inżynierów polskiego lotnictwa	1
Informacje o pracach przygotowawczych do VII Kongresu Techników Polskich	2
Tezy na VII Kongres Techników Polskich dotyczące przemysłu polskiego	2
Tezy na VII Kongres Techników Polskich dotyczące działalności lotnictwa cywilnego	2
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	4
PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA	
W. Waśkowski: Tendencje rozwoju produkcji motoszybowców	6
CIEKAWY KONSTRUKCJE	
T. Wusatowski: Szybowce wysokościowe — projekty i rzeczywistość	12
S. Szczeciński, R. Wiatrek: Możliwości analitycznej oceny skuteczności bezwładnościowych odpylaczy promieniowych	17
KARTOTEKA TLiA	
Mi-8	19
Champion (Bellanca) Citabria 7 GCBC Scout	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE 29	
Radzieckie ogumienie lotnicze	23
Podstawowe dane techniczne radzieckich filtrów hydraulicznych	24
W NASTĘPNYM NUMERZE	26 i 40
J. Staszek: Niektóre problemy układu kaczki. Dokończenie	27
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
J. Smoleński: Porty lotnicze w nowoczesnym świecie. Cz. 3	31
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 24	
Przyrządy pokładowe	35
KSIĄŻKI LOTNICZE	36 i 37
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: Pierwszy polski seryjny samolot myśliwski PWS-10	38
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	40
CO PISZĄ INNI	IV sk.
Na okładce: Samolot sportowy LWD Żak-3 — rys. K. Cieślak	



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT
 Warszawa
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

M. Klara Płaskowska

Redaktorzy działów:

mgr inż. K. Dąbrowski, mgr inż. A. Gołdziński, 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. Guźdź, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, mgr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. R. Legięcki, mgr inż. A. Misiorek, inż. R. Wołński

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2, W-wa. Zam. 442/74. 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. V. 70 g 61 × 85. W-47.

Cena pojedynczego egz. zł 12,-

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006

НОВОСТИ ИЗ ПОЛЬШИ

● На Международной Ярмарке в м-це т.г. как новости, показаны м.пр. п. планера **СЗД-45 ОгаР** SP-0001 (второй был выставлен на авиационной выставке второй прототип сельскохозяйственного **Крук** SP-PBG, а также 7-цилиндровый шнековой двигатель **К-5** с редуктором, мо 2400 об/мин. Кроме этого на выставке реактивный двигатель **СО-3**, газотурбинный двигатель **ГГД-350**, многоцелевой самолет ПЗЛ-11 планер **СЗД-30 Пират** и **СЗД-41** Янтарная экспозиция на Ярмарке в те же дни до сих пор самой крупной и становится традицией польской авиационной промышленности.

● Хорошей визитной карточкой являясь в августе месяцев, экспозиция **ПЕЗЕ Достижений 30-летия ПНР в Москве** ставились прототипы: многоцелевого сельскохозяйственного самолета **ПЗЛ** хозяйственного самолета **М-15**, а также **Вильга 35**, мотопланер **СЗД-45 ОгаР** **Янтарь 1** и **СЗД-30 Пират**.

● В мае м-це т.г. во Франции демонстрация лет-буксировщик **Вильга 35** и планера. Рассматривается вопрос получения планера французских сертификатов летного Кобра заказанная французским планером в сентябре м-це т.г., тогда как Янтарь быть поставлены в 1975 г.

● В последнее время состоялась о диссертации в Варшавском Политехническом институте:

— мгр инж. А. Стычка, на Отделении Авиации, по теме: «О некоторых определениях плоского движения». Промотором работы является мгр инж. Ф. Ленорта на Отделении Авиации, по теме: «Идентификация турбореактивного двигателя как объекта регулирования». Г. доцент А. Вежбицкий.

● Заводом ВСК в г. Мелец построен вариант многоцелевого самолета 1 предназначен для геофизических исследований.

● В первом квартале т.г. Заводом Впушены 38 планеров типа **Пират**. К заводской коллектив ВСК построит 171 в большинстве предназначаются для бителей.

● В первом полугодии г.г. Завод ВСС советский рынок с самолетами В коллектива является, чтобы эти самолеты потребители и чтобы торговое ширилось. В мае м-це окончены сборы работы при самолетах **Вильга** снабжены шасси. Одновременно реализовано самолетов и запчастей в Австрию. Кроме экспорта, который посредственно составляет около 85% продукции, нужды польских потребителей.

● В конкурсе газеты «Житие Варшавы 1973 г.» получили отличие группы

— из Технического Института ВВС (Ипанхроматических стереоскопов для разведки почвенно-гидрологической разведки) из Института Авиации в Варшаве М. Коперника в г. Торунь, за разностороннего радиоспектрографа.

● Экспериментальным Заводом Научных исследований разрабатываются атомные приборы в настоящее время изготавливаются атомные приборы. Такие приборы отмечаются время с необходимыми при космических полетах летовождению и в крупных системах.

WASKOWSKI W.

Production Development Trends of Powered Gliders

The history of the design of powered gliders in the thirties is described and a comparison with the present powered gliders made. The author gives a forecast of the growth of demand for powered gliders in the German Federal Republic up till 1990.

WUSATOWSKI T.

High-altitude Sailplanes — Concepts and Reality

Designs of the Stratosailplane (in two versions) and Alcor high-altitude sailplanes are discussed in this article. Attention has been paid to their design concepts, equipment of the pressurized cabin and physiological problems of high altitude flying. Some details of the first test flights of the Alcor are described.

SZCZECIŃSKI S., WIATREK R.

Possibilities of Analytical Evaluation of the Effectiveness of Inertial Radial Particle Separator

Some problems of the evaluation of a centrifugal particle separator at the turbine engine inlet were considered. Dimensions and shape of the separator as well as flow conditions were analysed to obtain the best air cleanness.

STASZEK J.

Some Problems of the Canard Arrangement

The subject of this article is an analysis of the effect of forward-mounted horizontal stabilizers on the wing aerodynamics, problems of longitudinal and horizontal stabilization, effect of gusts on the magnitude of loads, and some practically observed phenomena connected with the dynamic stability of an aircraft of canard arrangement. Remarks and comments confine to a discussion of some peculiarities of the canard configuration flying at low speeds below Mach 0.5.

SMOLEŃSKI J.

Airports in Present-day World Part 3

This article presents an airport as a factor of site development. It specifies localization requirements for an airport and considers the problem of building specialized airports for various kinds of air transport.

GLASS A.

PWS-10, the First Polish Production Aircraft

The author presents the history of development and use of the PWS-10 of the thirties and describes its design.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIX PAŹDZIERNIK 1974

TECHNIKA

10

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

TRYBUNA LOTNIKÓW

Do techników i inżynierów polskiego lotnictwa

Rok 1975 będzie dla techników i inżynierów rokiem VII Kongresu Techników Polskich. Tak jak na poprzednich kongresach będą również przedstawiane przez nasze lotnicze środowisko aktualne problemy i postulaty dotyczące polskiego lotnictwa.

Lista tych spraw, które wymagają zarówno jednoznacznych decyzji, jak i konkretnego działania jest długa — szczególnie winny ją ująć tezy kongresowe w zakresie przemysłu lotniczego oraz lotnictwa cywilnego.

Aby dotrzymać kroku rozwojowi nowoczesnej Polski, aby stworzyć drugą Polskę, a pod takim właśnie hasłem obradować będzie VII Kongres, w dziedzinie lotnictwa potrzebne jest działanie — działanie nas wszystkich, nasza rzetelna praca i nasza pomoc w rozwiązywaniu tysięcy zagadnień. Rzecz w tym, aby ta praca była właściwie sterowana i wykorzystywana dla dobra naszej socjalistycznej gospodarki, dla dobra polskiego lotnictwa, dla dobra nas wszystkich.

Przyczynić ma się do tego przedkongresowa dyskusja szerokich środowisk lotniczych w zakładach pracy, instytutach, uczelniach, wszędzie tam gdzie pracują i działają technicy oraz inżynierowie, wszędzie tam gdzie działają nasze notowskie stowarzyszenia i ich lotnicze koła.

Decyzje Partii i Rządu przekonują nas wszystkich o tym, że odnowa, która objęła polskie życie gospodarcze, w szerokim zakresie dotyczy także lotnictwa.

Nie wolno nam liczyć na taryfę ulgową lub kierowanie się sentymentem dla lotnictwa. Twierdzimy, że należy się liczyć z ekonomicznymi realiami i potrzebami gospodarki narodowej.

Są bowiem argumenty, które w ogólnym bilansie trzeba uwzględnić, jak i fakty, u nas i zagranicą — których nie dostrzegać nie wolno.

Jesteśmy przekonani, że zarówno w miejscach pracy, jak i w naszym piśmie przedkongresowa dyskusja obejmie szerokie rzesze lotników, jak również naszych przyjaciół i sympatyków, że dyskusja ta wzbogaci i urealni nasze działanie, że przyczyni się do rozwoju polskiego lotnictwa.

Zgodnie z naszymi tradycjami otwieramy na łamach Techniki Lotniczej i Astronautycznej Trybunę Lotników i prosimy o udział w dyskusji nad tezami i problematyką VII Kongresu Techników Polskich.

Sekcja Lotnicza Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich

Sekcja Główna Komunikacji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji

Rada Programowa oraz Redakcja „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”

Informacje o pracach przygotowawczych do VII Kongresu Techników Polskich

Prace przygotowawcze oraz obrady przebiegać będą pod hasłem:

INŻYNIEROWIE I TECHNICY AKTYWNYMI BUDOWNICZYMI DRUGIEJ POLSKI

Będą one obejmowały swym zakresem problematykę związaną z przygotowaniem i realizacją założeń przyszłego planu 5-letniego (1976—1980) na tle perspektyw rozwoju kraju do roku 1990. Kongres ma odbyć się we wrześniu 1975 roku w Warszawie.

Przygotowania i praca VII Kongresu Techników Polskich realizowana będzie w dziewięciu zespołach problemowych:

I. Przemysły inwestycyjne ● II. Technika i produkcja dla społeczeństwa ● III. Rolnictwo i wyżywienie oraz technika dla nich ● IV. Budownictwo ● V. Komunikacja i łączność ● VI. Surowce i zaopatrzenie w energię ● VII. Organizacja, zarządzanie i informatyka ● VIII. Kształcenie i doskonalenie kadr technicznych ● IX. Doskonalenie ruchu stowarzyszeniowego.

Do każdego z ww. zespołów powołano specjalistów, którzy podejmują realizację prac przygotowawczych.

Jak wynika z dotychczasowych ustaleń problematyka lotnicza na VII Kongresie Techników Polskich będzie skupiała się w dwóch zespołach problemowych:

I. PRZEMYSŁY INWESTYCYJNE w zakresie tematyki związanej z działalnością polskiego przemysłu lotniczego.

V. KOMUNIKACJA I ŁĄCZNOŚĆ — w zakresie tematyki związanej z działalnością różnych rodzajów lotnictwa.

Przewodniczącymi ww. dwóch zespołów problemowych są przewodniczący najbliższych nam lotnikom stowarzyszeń naukowo-technicznych, w których działają sekcje lotnicze. Przewodniczącym I Zespołu jest inż. Sobiesław Zbierski — prezes Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich; przewodniczącym zaś V Zespołu jest inż. Janusz Skoniecki — prezes Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji.

Po przedyskutowaniu w gronie aktywu społecznego naszych sekcji, uznano za celowe, aby wśród wydziałonych w ramach V Zespołu Problemowego grup roboczych, wydzielić VIII Grupę Roboczą — „Lotnictwo cywilne”.

Do chwili obecnej zarządy sekcji lotniczych SIMP i SITK we współdziałaniu z aktywem wydziałonym do pracy w zespołach problemowych przygotowały tezy do dyskusji przedkongresowej.

W tezach tych starano się ująć wszystkie najbardziej ważne i aktualne problemy oraz postulaty podnoszone przez Kolegów na organizowanych przez sekcje lotnicze konferencjach, naradach i dyskusjach środowiskowych.

Tezy na VII Kongres Techników Polskich dotyczące przemysłu lotniczego

1. Zwiększyć wykorzystanie posiadanego potencjału produkcyjnego w przemyśle lotniczym poprzez:
 - podejmowanie kooperacji międzynarodowej, zwłaszcza z krajami wysoko rozwiniętymi;
 - zakup licencji (kompleksowych lub cząstkowych) z przodujących firm światowych — na produkcję wyrobów kompletujących dla finalnego sprzętu lotniczego, jak np. silniki i przekładnie napędowe, osprzęt, awionika, niektóre elementy hydrauliki siłowej, w celu stworzenia pozycji wyjściowych dla własnych opracowań technicznych.
2. Skoncentrować produkcję osprzętu lotniczego i awioniki w wybranych zakładach przemysłu lotniczego i elektronicznego, rozbudowując jednocześnie zaplecze naukowo-badawcze dla tej produkcji.
3. Doinwestować lotnicze zaplecze badawczo-konstrukcyjne, unowocześniając metody jego działania oraz wzmacniając jego bazę laboratoryjną.
4. Zintensyfikować prace podstawowe w zakresie badań i konstrukcji doświadczalnych; w większym stopniu niż dotychczas, ukierunkować tę działalność na problematykę śmigłowcową.

5. Stworzyć warunki do stabilizacji kadry badawczej i konstruktorów i podwyższania ich kwalifikacji zawodowych.
6. Bardziej równomiernie rozłożyć siły i środki na postęp techniczny we wszystkich asortymentach krajowej produkcji lotniczej.
7. Zapewnić rozwój wyspecjalizowanej bazy materiałowej o odpowiednim poziomie jakościowym i asortymentowym; większy nacisk położyć na unowocześnienie technologii wytwarzania sprzętu lotniczego poprzez tworzenie specjalistycznych placówek zaplecza technicznego, zajmujących się technologią oraz poprzez zakup wybranych licencji technologicznych.
8. Dla prawidłowego i harmonijnego rozwoju polskiego lotnictwa niezbędne jest szybkie i konsekwentne wdrażanie decyzji integrujących działanie wszystkich rodzajów lotnictwa, pozwalających na kompleksowe i jednolite planowanie, rozwój, kierowanie, koordynację i kontrolę całokształtu działalności lotnictwa.

Niezależnie od powyższego należy również uznać za niezbędne powołanie organu dla zapewnienia odpowiedniej współpracy i koordynacji międzyresortowej w zakresie działalności lotnictwa w Polsce.

Tezy na VII Kongres Techników Polskich dotyczące działalności lotnictwa cywilnego

Pomimo uzyskania w ostatnich latach korzystnych wskaźników rozwoju polskiego lotnictwa cywilnego należy zwrócić uwagę na fakt, że wynikały one nie tylko z dużej dynamiki rozwoju, lecz także ze stosunkowo niskiego poziomu wyjściowego. Między innymi potwierdzają to tezy VI Kongresu Techników Polskich, które podkreślały, że zajmowaliśmy wśród państw europejskich ostatnie miejsce pod względem ilości przewozów lotniczych na mieszkańca.

W związku z tym korzystne bezwzględne wartości efektów uzyskanych na niektórych odcinkach, jak np. w zakresie komunikacji międzynarodowej, nie zdołały doprowadzić do stanu, w którym lotnictwo cywilne już w dostatecznym stopniu zaspokajałoby potrzeby gospodarki narodowej, szczególnie w zakresie lotnictwa usług gospodarczych, dyspozycyjnego, sanitarnego i sportowego, działających w oparciu o niewy-

starzającą jeszcze rozwiniętą bazę techniczną i szkoleniową i znajdujących się jeszcze w rozproszeniu organizacyjnym, mającym decydujący wpływ na zahamowania i nieprawidłowości rozwoju.

W celu optymalnego ukierunkowania rozwoju lotnictwa cywilnego oraz udoskonalenia jego działania należy:

1. W ZAKRESIE OGÓLNEGO ROZWOJU LOTNICTWA CYWILNEGO

- 1.1. Szybko i konsekwentnie wdrażać decyzje integrujące działanie wszystkich rodzajów lotnictwa, pozwalające na kompleksowe i jednolite planowanie, rozwój, kierowanie, koordynację i kontrolę całokształtu działalności lotnictwa cywilnego.

Niezależnie od powyższego, należy uznać również za niezbędne wdrożenie systemu zapewniającego odpowiednią współpracę i koordynację międzyresortową w zakresie działalności lotnictwa w Polsce.

- 1.2. W komunikacji międzynarodowej musimy dążyć do rozbudowy sieci połączeń i umacniania pozycji oraz konkurencyjności usług PLL LOT. Należy uruchamiać nowe połączenia międzykontynentalne m.in. do Ameryki Płn. i Płd., Afryki, na Daleki Wschód.
- 1.3. W komunikacji krajowej zapewnić dalszy rozwój uwzględniając objęcie siecią połączeń lotniczych nie tylko miast wojewódzkich, lecz także ważniejszych ośrodków gospodarczych i rejonów turystycznych, odpowiednio do zapotrzebowania i możliwości eksploatacyjnych. Należy brać pod uwagę rzeczywistą efektywność uwzględniając również realną wartość czasu oraz troskę o warunki pracy i odpoczynku społeczeństwa, troskę o właściwe kształtowanie podstaw dobrobytu społecznego odpowiadającego socjalistycznym wzorcom kulturowym.
- 1.4. Szczególną uwagę należy zwrócić na rozwój lotniczego transportu towarowego dążąc do szybkiego nadrobienia zaległości, jakie posiadamy w stosunku do rozwijanych tendencji światowych.
- 1.5. Należy zweryfikować prognozy lotnictwa usługowego i sportowego pod kątem dostosowania rozmiarów i zakresu jego działalności do potrzeb gospodarki narodowej, a zwłaszcza:
 - lotnictwa usług gospodarczych w dziedzinach usług agrolotniczych, prac budowlano-montażowych, fotogrametrii, ochrony, patrolowania itp.
 - lotnictwa sportowego w dziedzinach wyczynu sportowego, rekreacyjno-treningowej i szkolenia lotniczego.Weryfikacja prognoz winna uwzględniać rozwój integracji lotnictwa cywilnego i kompleksowego rozwiązywania wspólnych przedsięwzięć szczególnie w zakresie bazy sprzętowej, obsługowej i naprawczej sieci lotnisk i lądowisk.

2. W ZAKRESIE ROZWOJU TECHNIKI LOTNICZEJ I TECHNICZNEJ BAZY OBSŁUGOWO-NAPRAWCZEJ

- 2.1. Stosownie do założeń rozwoju transportu lotniczego i wzrostu potencjału przewozowego należy przewidywać dostawę dla PLL LOT nowoczesnych samolotów średniego i dalekiego zasięgu. Równocześnie ze wzrostem ilościowym taboru należy przewidywać i jego wzrost jakościowy, uwzględniający zwiększenie pojemności i prędkości samolotów, skracanie drogi startu i lądowania oraz poprawę wskaźników ekonomicznych jego użytkowania. Należy podjąć prace studyjne dotyczące perspektywicznego ukierunkowania rozwoju taboru lotniczego, uwzględniając nowe środki i osiągnięcia w technice lotniczej (np. problem wykorzystania sterowców).
- 2.2. W zakresie potrzeb lotnictwa sanitarnego, usług gospodarczych i sportowego dążyć należy do stwierdzenia możliwości szerszego wykorzystania sprzętu produkowanego przez polski przemysł lotniczy uwzględniając bardziej ściśle sprzężenie działalności przemysłu lotniczego z potrzebami użytkowników krajowych. Należy dążyć do przyspieszenia realizacji opracowań krajowych sprzętu lotniczego przystosowanego dla lotnictwa sanitarnego i ratownictwa (w tym uwzględniając szersze wykorzystanie śmigłowców), lotnictwa usług gospodarczych (w tym również nowych konstrukcji samolotów przystosowanych dla usług agrolotniczych) oraz lotnictwa sportowego.
- 2.3. Istniejąca baza techniczna PLL LOT wymaga dalszego doskonalenia pod względem przystosowania do nowych typów sprzętu lotniczego oraz udoskonalenia metod i form jej działania.

Podjęcia zdecydowanych zamierzeń podnoszących poziom i efektywność pracy, tak pod względem wyposażenia technicznego jak i organizacji procesów eksploatacji statków powietrznych, wymaga baza techniczno-obslugowa samolotów wykorzystywanych w lotnictwie usług gospodarczych, lotnictwie dyspozycyjnym, sanitarnym i sportowym.

Jako szczególnie korzystny czynnik ułatwiający rozwiązanie tego problemu należy uznać zintegrowanie działalności na tym odcinku.

- 2.4. Jako jedno z podstawowych kryteriów harmonijnego rozwoju działalności lotnictwa cywilnego należy uznać zachowanie właściwych proporcji pomiędzy ilościowym i jakościowym rozwojem wprowadzanego do użytkowania sprzętu oraz rozwojem zaplecza techniczno-obslugowego i naprawczego.
- 2.5. Konieczność stworzenia zaplecza naukowo-badawczego lotnictwa cywilnego należy uznać za warunek niezbędny prawidłowego ukierunkowania jego rozwoju i zapewnienia wysokiego stopnia bezpieczeństwa lotów. Działanie w tym zakresie winno być ściśle sprzężone z udoskonaleniem metod i form oceny sprawności sprzętu lotniczego, systematycznej analizy stanu i zapewnienia wysokiej niezawodności jego działania.

3. W ZAKRESIE LOTNISK, ICH WYPOSAŻENIA ORAZ RUCHU LOTNICZEGO

- 3.1. Tempo rozwoju transportu lotniczego i postępu technicznego w lotnictwie wymaga stałego i sukcesywnego modernizowania istniejących lotnisk i rozbudowy lotniczej infrastruktury technicznej w tym zakresie. W planach przestrzennego zagospodarowania kraju należy zapewnić optymalną lokalizację lotnisk uwzględniającą regionalne potrzeby gospodarcze i społeczne kraju, problemy ochrony środowiska i ograniczenia uciążliwości lotnisk dla otoczenia.
- 3.2. Podstawowym zamierzeniem gwarantującym niezbędne warunki rozwoju komunikacji międzynarodowej jest posiadanie w pobliżu Warszawy dużego nowoczesnego lotniska oraz około 4 lotnisk peryferyjnie położonych, przystosowanych do ruchu dalekiego zasięgu. Należy przyspieszyć działania w tym zakresie.
- 3.3. Dla zabezpieczenia rozwoju lotniczych usług gospodarczych oraz lotnictwa dyspozycyjnego, sanitarnego i sportowego należy rozwinąć sieć lotnisk i lądowisk w różnych regionach kraju z wykorzystaniem istniejących lotnisk wojskowych i komunikacyjnych.

4. W ZAKRESIE ZABEZPIECZENIA RUCHU LOTNICZEGO NA LOTNISKACH I DRÓGACH LOTNICZYCH

W celu poprawy warunków zabezpieczenia ruchu lotniczego odpowiednio do wymagań międzynarodowych należy:

- pokryć całą przestrzeń powietrzną PRL obserwacją radiolokacyjną kierowaną z ogólnokrajowego centrum kontroli obszaru;
- zainstalować zunifikowaną w międzynarodowym transporcie lotniczym sieć łączności;
- wyposażyć statki powietrzne „małego lotnictwa” w łączność radiową;
- intensyfikować studia nad wdrażaniem automatyzacji w kierowaniu ruchem lotniczym.

5. W ZAKRESIE KADR LOTNICZYCH

W związku z wprowadzeniem do eksploatacji nowych i skomplikowanych statków powietrznych oraz wyposażenia zaplecza w unikalne urządzenia lotniskowe i kontrolno-pomiarowe zachodzi pilna potrzeba utworzenia ośrodka szkolenia kadr specjalistów dla lotnictwa cywilnego oraz rozszerzenia istniejących i podjęcia nowych kierunków szkolenia specjalistów lotniczych na poziomie średnim i wyższym, a także zorganizowanie studiów podyplomowych dla pracujących w lotnictwie specjalistów różnych branż.



POLSKA

● Na Międzynarodowych Targach w Poznaniu w czerwcu br. jako nowości zostały pokazane m.in.: pierwszy prototyp motoszybowca **SZD-45 Ogar SP-0001** (drugi prototyp SP-0003 był wystawiony w kwietniu na wystawie lotniczej w Hanowerze), drugi prototyp samolotu rolniczego **PZL-106 Kruk SP-PBG** oraz reduktorowy 7-cylindrowy gwiazdowy silnik tłokowy **K-5** o mocy 323 KM przy 2400 obr/min. Ponadto na wystawie pokazano silnik turbodrzutowy **SO-3**, silnik turbinowy **GTD-350**, samolot wielozadaniowy **PZL-106 Wilga 35** oraz szybowce **SZD-30 Pirat** i **SZD-41 Jantar Standard**. Ekspozycja lotnicza na tegorocznych targach była największą z dotychczasowych i dobrze prezentowała polski przemysł lotniczy na 30-lecie PRL.

● Udana wizytówka polskiego przemysłu lotniczego była, trwająca przez lipiec i sierpień, ekspozycja **PZL** na **Wystawie Osiągnięć 30-lecia PRL** w Moskwie. Na wystawie pokazano prototypy: śmigłowca wielozadaniowego **Mi-2M**, samolotu rolniczego **PZL-106 Kruk**, samolotu rolniczego **M-15** oraz samolot **PZL-10A Wilga 35**, motoszybowiec **SZD-45 Ogar** oraz szybowiec **SZD-38 Jantar** i **SZD-30 Pirat**.

● W maju br. we Francji zostały zademonstrowane: samolot holowniczy **Wilga 35** oraz szybowiec **SZD-38 Jantar 1**. W trakcie załatwiania znajduje się sprawa uzyskania przez Cobrę i Pirata francuskich certyfikatów typu. Pierwsza Cobra zakupiona przez francuskie centrum szybowcowe została dostarczona we wrześniu br., zaś Jantar i Pirat mają przybyć w 1975 r.

● Redaktor H. Chądzyński, specjalny wysłannik „Życia Warszawy” na Międzynarodowe Targi Techniczne w Poznaniu, przeprowadził sondaż na temat polskich specjalności w oczach zagranicy. Dyrektorzy ekspozycji RFN i Węgier za wyróżniająca się gałąź przemysłu w Polsce uważają elektronikę, zaś delegat Francuskiego Ośrodka Handlu Zagranicznego jako dominujące dziedziny przemysłowe w PRL wymienia lotnictwo i elektronikę. Jest pewna satysfakcja dla naszej branży w tych ocenach, zaś największa ta, że można liczyć, iż polska elektronika będzie miała ambicję rozwinąć się — w polską awionikę.

● W ubiegłym roku udział wyłatków na badania i prace rozwojowe w stosunku do wartości produkcji wynosił w Polsce 2,20%, w USA — 2,12%, a we Francji — 1,15%. Jest to prawidłowe i oczywiście. Musimy więcej przeznaczać środków na postęp techniczny, modernizację, przygotowanie nowej produkcji, konstruowanie i technologię niż kraje mające wyższy od naszego poziom wytwarzania. Aby jednak wypełnić lukę zaistniałą w postępie technicznym lotnictwa w Polsce, konieczna jest procentowo większa koncentracja środków materialnych na prace badawczo-rozwojowe.

● Ostatnio odbyła się obrona rozpraw doktorskich na Politechnice Warszawskiej:

— mgr inż. A. Styczka, na Wydziale Mechanicznym, Energetyki i Lotnictwa, na temat „O pewnej metodzie numerycznej wyznaczania płaskiego ruchu cieczy lepkiej”. Promotorem pracy był prof. dr inż. W. Prosnak, recenzentami zaś — prof. dr J. Wolska-Bochenek i doc. dr hab. J. Maczyński

— mgr inż. F. Lenorta, na Wydziale Elektrycznym, pt. Identyfikacja silnika turbodrzutowego jako obiektu regulacji. Promotorem był doc. dr hab. A. Wierzbicki, zaś recenzowali pracę profesorowie doc. hab. K. Mańczak i A. Gosiewski.



Samolot rolniczy **PZL-106 Kruk** z silnikiem **Lycoming IO-720 A1B** o mocy 490 KM wystawiony na **Poznańskich Targach Technicznych** w czerwcu br.

● W skład **Rady Naukowo-Technicznej Ośrodka Badawczo-Rozwojowego przy WSK w Mielcu** wchodzi między innymi profesorowie: dr hab. inż. R. Gutowski — dziekan Wydziału Mechanicznego, Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej, dr inż. Z. Brzoska — z Instytutu Mechaniki Stosowanej Politechniki Warszawskiej, doc. dr hab. inż. M. Cichy — prorektor Instytutu Techniki Ciepłej Politechniki Gdańskiej i mgr inż. Leszek Dulęba — z Instytutu Techniki Lotniczej Politechniki Warszawskiej. Ośrodek Badawczo-Rozwojowy przy WSK powstał w 1968 roku. Ma on za zadanie prowadzić prace lotnicze od myśli konstruktorskiej, czy założeń — aż do zakończenia prób rewersowych i homologacji sprzętu. Obserwuje się żywą wsołtoracę mieleckiego OBR z ośrodkami naukowymi i badawczymi, politechnikami (Warszawska, Krakowska i Szczecińska), instytutami i zakładami PAN oraz WSI w Rzeszowie.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu zbudowała nową (ósmą) odmianę samolotu wielozadaniowego **An-2**. Jest to wersja samolotu przeznaczona do badań geofizycznych.

● W pierwszym kwartale br. Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku opuściło 38 szybowców typu **Pirat**. Do końca bieżącego roku załoga WSK wyprodukuje 170 egzemplarzy. Szybowce te w większości przeznaczone są dla odbiorców zagranicznych.

● W pierwszym półroczu br. weszła WSK Okęcie na rynek radziecki z samolotami **Wilga**. Jest ambicją załogi, aby maszyny te spotkały się z uznaniem importera, a współpracą handlową uległa rozszerzeniu. W maju zakończono prace montażowe i wykończeniowe przy **Wilgach**, wyposażonych w nową odmianę podwozia. Jednocześnie realizowano dostawy samolotów i części zapasowych do Austrii, Anglii i Hiszpanii.

Oprócz eksportu, obejmującego pośrednio i bezpośrednio ok. 85% produkcji — Wytwórnia zaspokajała potrzeby odbiorców krajowych.

● Trochę na wyrost robiona jest reklama Gdańskim Zakładom Elektronicznym **Unimor**, iż na ich terenie „startuje” elektronika lotnicza w Polsce. Bo stan faktyczny jest taki, że w wyniku umów zawartych przez **Unimor** z WSK Okęcie i Aeroklubem PRL rozpoczęto opracowanie konstrukcji i technologii produkcji radiostacji szybowcowych i samolotowych. Nie trzeba jednak zapominać, że narodzin właściwie rozumianej awioniki spodziewamy się w WSK Warszawa II.

● W konkursie „Życia Warszawy” — Mistrz Techniki 1973 — otrzymali wyróżnienia zespoły naukowców:

— z Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, za zastosowanie panchromatycznych stereoskopowych zdjęć lotniczych do rozpoznania warunków gruntowo-wodnych.

— z Instytutu Lotnictwa oraz Uniwersytetu im. Mikołaja Kopernika w Toruniu, za opracowanie satelitarnego radiospektrografu.

● Zakłady Doświadczalne Aparatury Naukowej **Unipan** opracowują atomowe wzorcowe częstotliwości, które wytwarzane są obecnie na świecie tylko przez amerykańską firmę. Te przyrządy, podające z niezwykłą precyzją czas, są niezbędne przy lotach kosmicznych, szybkiej nawigacji w lotnictwie oraz w wielkich systemach automatyki.



FRANCJA

● Rząd Kuwejtu zakupił we francuskich Zakładach Aérospatiale partie śmigłowców: 10 typu **Puma** i 20 **Gazelle**.

● Pomyślne próbne loty **Concorde** z Paryża do Rio de Janeiro i Bostonu oraz zamówienie złożone na trzy samoloty przez Iran polepszyły jego perspektywy produkcyjne.

W rządzie brytyjskim zaczynają przeważać nastroje przemawiające za kon-

tynuowaniem produkcji. Większość ministrów przekonuje argument, że zrealizowanie w chwili obecnej z dalszej realizacją programu kosztowałoby więcej niż kontynuowanie produkcji budowanych obecnie 16 samolotów tego typu. Niezależnie od kosztów, zaniechanie realizacji Concorde doprowadziłoby do niepokoju społecznych spowodowanych zwolnieniem z pracy ok. 24 tys. pracowników.

W lotach próbnych Concorde pobili liczne rekordy w komunikacji lotniczej: był to najdłuższy lot pasażerski, najdłuższy lot z prędkością ponaddwukrotną i najszybszy lot na dystansie równym niemal połowie obwodu naszej planety.

● Policja francuska dysponuje 41 śmigłowcami (7 Alouette III i 34 Alouette II). Lata na nich 84 pilotów. Bazę techniczną obsługuje 12 mechaników.



RFN

● Na międzynarodowej wystawie lotniczej w Hanowerze (która trwała od 27 kwietnia do 5 maja br.) wystawiono ponad 120 samolotów. Wzięły w niej udział następujące państwa: Republika Federalna Niemiec — 107 wystawców, Wielka Brytania — 42, Francja — 23, Włochy — 14, Szwajcaria — 4, Belgia — 3, Szwecja — 2, Finlandia, Japonia i Polska; reprezentowały pojedyncze centra techniczno-handlowe. Polska wystawiła motoszybowiec SZD-45 Ogar i samolot PZL-104 Wilga 35, reklamując równocześnie Turbo-Wilgę 35M z silnikiem Allison 250.

● Szybowiec laminatowy DG-100, klasy standard jest wersją seryjną szybowca D-35. Został zbudowany w warsztatach szybowcowych Politechniki w Darmstacie, a jego oblot nastąpił w pierwszym półroczu 1974 r. Szybowiec ma ciężar 363 kg, a doskonałość 38,7.

● Nowy jednomiejscowy laminatowy szybowiec standard FL-III bierze 50 kg balastu wodnego. Ciężar całkowity 400 kg, doskonałość 37,6. Przewidywana cena — 28 000 DM.

● Śmigła z drewna i laminatów firmy Propellerwerke Hoffmann są wykorzystywane w ośrodku Wycombe Air Park w USA. Śmigła te mają trwałość 500 godzin lub 1 rok pracy. Śmigła wykazują lepsze osiągi niż standardowe śmigła metalowe, przy większej odporności zmęczeniowej, ponadto mają również zalety w przypadku kapotażu.

● W przedsiębiorstwie Glasflügel w Saalgaub zbudowany został w lutym pięćsetny szybowiec Standard-Libelle. Jest to rekordowa liczba szybowców ze sztucznych tworzyw, wyprodukowanych w jednym przedsiębiorstwie.

● Rekordową w swej klasie prędkość 372 km/h osiągnął śmigłowiec Bo-105 z dwuosobową załogą. Maksymalny ciężar całkowity śmigłowca wynosi 2,3 t.

● Rekordy RFN w motoszybownictwie przedstawiają się następująco: przelot otwarty w linii prostej — 680 km (SF-27M) przelot docelowy 528,8 km (SF-27M), przewyższenie 6220 m (SF-25b), wysokość absolutna 7536 m (SF-25b); prędkość na trójkącie 300 km — 30,17 km/h (SF-28).

● Lufthansa wykorzystuje w nowojorskim porcie lotniczym Kennedy najnowsze automatyczne urządzenia przeladunkowe. Kierowane komputerem urządzenia umożliwiają załadunek lub wyładunek w czasie jednej godziny ponad 100 ton towarów. Należy dodać, że Lufthansa awansowała i zajmuje obecnie trzecie miejsce wśród przewoźników lotniczych przez Północny Atlantyk.



W. BRYTANIA

● Firma Rolls-Royce z dniem 1 X 1973 r. przedłużyła okres międzyremontowy silników Viper z 1800 do 2000 godzin. Firma oblicza, że wszystkie silniki tego typu przepracowały ogółem w eksploatacji ponad milion godzin.

● Brytyjskie władze lotnicze skierowały ankietę do producentów i użytkowników sprzętu lotniczego, prosząc o podanie środków, których zastosowanie pozwoli na spełnienie — do końca 1978 r. — przez statki powietrzne o ciężarze powyżej 5700 kG wymagań przeciwhałasowych, tzw. Aneksu 16.

● Powstałe z połączenia brytyjskich towarzystw przewozów regularnych (m.in. BOAC i BEA) British Airways stało się największym towarzystwem zachodnio-europejskim. Posiada ono park liczący 220 samolotów i obsługuje sieć linii o długości 800 tys. km.

● Wielka Brytania specjalizuje się w budowie nazimnych stacji łączności satelitarnej. Londyńska firma zawarła kontrakt na budowę w 1974 r. dwóch nowych nazimnych stacji: jednej w Zatoce Arabskiej, drugiej na Pacyfiku. Firma ta wykonała już 8 takich stacji, pracujących w systemie satelitarnym Intelsat.

● W Londynie odbyła się konferencja poświęcona idei transportu lotniczego za pomocą sterowców. Zgromadziła ona 300 fachowców: inżynierów, ekspertów lotniczych oraz specjalistów od transportu i handlu międzynarodowego. Założenia techniczne statku: duży udźwieg, małe zużycie paliwa, prędkość 160 km/h. Koszt sterowca na 500 pasażerów klasy Jumbo Jet — 2 mln dolarów.



USA

● Firma Lockheed podała do wiadomości, że podpisała porozumienie ze Związkiem Radzieckim w sprawie wymiany informacji dotyczącej produkcji cywilnych samolotów o wielkiej pojemności i wzajemnych wizyt. ZSRR interesuje się samolotami Tri-Star L-1011 wyposażonymi w brytyjskie silniki RB-211.

Protokół porozumienia przewiduje kooperację w dziedzinie lotnictwa cywilnego, budowy śmigłowców, wytwarzania obrabiarek i kontroli ruchu powietrznego. Protokół zawiera również porozumienie w sprawie powołania do życia wspólnego komitetu koordynującego zagadnienia techniki oraz informatyki.

Według oświadczenia przedstawicieli Lockheed'a umowa ta otwiera nowe możliwości współpracy USA i ZSRR w dziedzinie lotnictwa i astronautyki. Do Moskwy udała się grupa ekspertów zakładów Lockheed w celu ustalenia szczegółów handlowych i technicznych. W grupie tej uczestniczyli również przedstawiciele zakładów Rolls-Royce.

● Massachusetts Institute of Technology w Cambridge organizuje w dniach od 11 do 13 października br. II Międzynarodowe Sympozjum na temat teorii i techniki lotów na małych prędkościach oraz lotów bezsilnikowych. Konferencja będzie wynikiem współpracy między Amerykańskim Instytutem Lotnictwa i Astronautyki a Amerykańskim Stowarzyszeniem Szybownictwa. Konferencja położy szczególny nacisk na sprawy związane z konstrukcją, rozwojem i badaniami pojazdów lotniczych optymalizowanych na małe prędkości, małą liczbę Reynoldsa oraz na loty silnikowe i bezsilnikowe.

● Według danych za 1973 rok firma Boeing wytwarzała 52% sumarycznej produkcji dziesięciu największych na świecie producentów samolotów pasażerskich. Na drugim miejscu było towarzystwo Mc Donnell-Douglas, które osiągało 30%. Na pozostałych 8 wytwórców przypadało 18%.

● Każdy samolot Boeing 747 jest codziennie w powietrzu 11—13 godzin. Okresowe przeglądy tych linerów odbywają się co 10—12 tysięcy godzin i absorbują 400 fachowców przez trzy tygodnie. W ciągu pięciu lat cena B-747 wzrosła z 20 do 28 mln dolarów. Niestety kryzys paliwowy spowodował unieruchomienie w Stanach Zjednoczonych 11 Jumbo-Jetów.



ZSRR

● 24 radzieckich specjalistów lotniczych w ciągu trzech tygodni ubr. zwiedziło amerykańskie wytwórnie przemysłu lotniczego, m.in. zakłady Boeing, General Electric, Lockheed, Mc-Donnell-Douglas i Pratt-Whitney. Na czele delegacji radzieckiej stał S. Kadiszew, pierwszy zastępca Ministra Przemysłu Lotniczego. Wśród gości radzieckich znajdowali się również przedstawiciele lotnictwa cywilnego, resortu spraw zagranicznych i handlu zagranicznego.

● Waszyngton jest po Nowym Jorku drugim miastem amerykańskim, z którym Moskwa nawiązała — w kwietniu br. — bezpośrednie połączenie lotnicze.

● W maju Aeroflot uruchomił drugie połączenie lotnicze z RFN: linię Moskwa — Hamburg. Dotychczas samoloty Aeroflotu latały tylko do Frankfurtu n. Menem.

● Na międzynarodowej trasie transsyberyjskiej przybyła nowa linia, łącząca Holandię z Japonią przez Moskwę. Latające na niej samoloty Il-62 przebywają odległość 10 300 km w 15 godzin.

● 65 krajem, do którego Aeroflot rozpoczął regularne loty — jest Peru. Pierwszy rejs z Moskwy do Limy odbył się 30 czerwca.

● Władze lotnicze postanowiły w szybkim tempie zmodernizować i rozbudować sieć lotniczą ZSRR. Przewiduje się poważną rozbudowę portów lotniczych: Wnukowo, Boryspol (Kijów), Soczi i Chabarowsk. Moskwa otrzyma dwa nowe porty w Szeremietiewie i Bykowie.

● W styczniu br. został podpisany w Hawanie radziecko-kubański protokół o współpracy w dziedzinie lotnictwa cywilnego. Protokół przewiduje m.in. wyposażenie kubańskich lotnisk oraz szkolenie kubańskiego personelu latającego i technicznego.

● Związek Radziecki skierował do badań Tropex 74, prowadzonych pod egidą Światowej Organizacji Meteorologicznej, 13 statków i dwa samoloty — latające laboratoria. Na pokładach tych jednostek znajdują się grupy meteorologów, oceanologów, synoptyków i fizyków z Polski oraz z Bułgarii, NRD, Kuby, Rumunii, USA, Czechosłowacji i Jugosławii.

Oprócz ekip z ZSRR, w badaniach uczestniczy 37 statków naukowo-badawczych i ponad 10 samolotów z trzynastu krajów Europy, Ameryki i Afryki.

Głównym celem badań jest zebranie kompleksowych danych o procesach pogodotwórczych w strefie tropikalnej.

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

Tendencje rozwoju produkcji motoszybowców

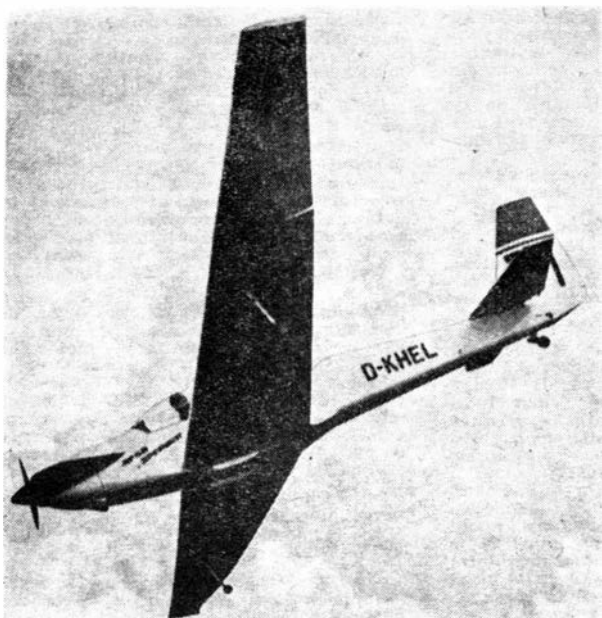
Przedstawiono historię budowy motoszybowców w latach trzydziestych. Scharakteryzowano tendencje wzrostu zainteresowania motoszybowcami dwumiejscowymi. Przedstawiono prognozy rozwoju popytu na motoszybowce w rozbiću na klasy do 1990 roku.

Wzrost zastosowania motoszybowców

Szybowce, które mogą startować samodzielnie bez pomocy wyciągarki lub samolotu holującego, a potem przeprowadzać ograniczone loty silnikowe — a więc — motoszybowce — stanowią idealny współczesny i przyszłościowy sprzęt do lotów szkolno-treningowych i sportowych.

Jedną z zasadniczych zalet treningu na motoszybowcach jest jego tanióść. Potwierdzają to wyliczenia przeprowadzone w różnych krajach, m.in. przez radzieckich ekspertów zebranych na sympozjum zorganizowanym przez czasopismo „Technika Mołodiozi” (1974 nr 2). Na sympozjum tym jako temat analizy wybrano kijowską grupę szybowcową. Z analizy tej wynika, że na szybowisku w tym mieście obsługa (bez instruktorów lotniczych) liczy czterech techników, radiotelegrafistę, kierowcę i kilku inspektorów. Jako uzupełnienie bazy materiałowej, poza sprzętem lotniczym, grupa ma w swej dyspozycji 2 samochody ciężarowe, własną stację benzynową wraz z obsługą, samochody-cysterny, radiostację itp. Czasopismo nie podaje liczby samolotów holujących. O nadmiernych kosztach świadczy w tym przypadku choćby rozbudowany fundusz płac. Za nakłady przeznaczone na ten cel, które w swej istocie są zawyżone, można byłoby zakupić kilka motoszybowców.

Dwumiejscowy motoszybowiec RF-5B Sperber



Zgodnie z opinią wymienionych ekspertów koszty eksploatacji szybowców przy użyciu samolotów holujących przekraczają 6 do 8 razy koszty szkolenia na motoszybowcach, nie licząc kosztów amortyzacji, które w przypadku właśnie motoszybowców są znacznie mniejsze.

Jak ważnym czynnikiem, ułatwiającym szkolenie zawodowe pilotów, jest dzisiaj trening szybowcowy, a w najbliższej przyszłości — motoszybowcowy, ilustruje statystyka zebrana przez holenderskie linie lotnicze KLM.

W KLM podzielono szkolonych pilotów na dwie grupy: szybowników i osoby, które szkolenia szybowcowego nie przechodziły. Uzyskano następujące wyniki:

1) na etapie szkolenia podstawowego zwolniono:

szybowników	pozostałych
0%	16%

2) dopuszczono do II etapu szkolenia:

szybowników	pozostałych
90,0%	29%

3) ogółem zwolniono z powodu nieprzydatności do pracy jako pilotów linii pasażerskich:

szybowników	pozostałych
0%	13,6%

Wiele krajów mając na względzie tanióść szkolenia pilotów na motoszybowcach oraz dużą wartość sportową i turystyczną tego sprzętu zainteresowało się motoszybowcami.

Produkcja motoszybowców po II wojnie światowej najpierw rozwinęła się w RFN. Następnie prace nad własnymi konstrukcjami podjęły Anglia, Czechosłowacja, Francja, Japonia, Polska, Stany Zjednoczone i ZSRR.

W Związku Radzieckim powstały dwa biura konstrukcyjne, których zadaniem jest opracowanie projektów motoszybowców. Pierwsze z nich zostało zorganizowane w Republice Litewskiej przy wytwórni szybowców w Presnai, gdzie zbudowano udany szybowiec Lietuva. Drugie powstało przy aeroklubie Centralnego Instytutu Aero-Hydrodynamicznego (CAGI) w Moskwie. Biuro to buduje szybowiec konstrukcji B. Liubszina i prowadzi próby nad własnym silnikiem motoszybowcowym, korzystając z czechosłowackiego szybowca Blanik, jako latającej hamowni.

Czechosłowacja zbudowała motoszybowiec dwumiejscowy M-17.

W Polsce został zbudowany i już prezentowany za granicą dwumiejscowy motoszybowiec SZD 45 Ogar z silnikiem Limbach. Wszystko wskazuje na to, że będzie on produkowany w dłuższych seriach. W ten sposób Polska obok RFN będzie drugim krajem w świecie, który stanie się producentem motoszybowców, a nie tylko budowniczym prototypów tego sprzętu.

Rozwój motoszybowca

Prekursorami i twórcami koncepcji motoszybowców byli konstruktorzy niemieccy na początku lat dwudziestych oraz Polacy w drugiej połowie lat trzydziestych. Z reguły były to konstrukcje, które zgodnie z trafnym określeniem jednego z pionierów szybownictwa W. Hirtha były złymi szybowcami i złymi samolotami.

T a b l i c a 1. Porównanie jednomiejscowych motoszybowców Bąk i RF-4D

Nazwa motoszybowca i rok budowy	Bąk (1938 r.)	RF-4D (1968 r.)
Silnik	Sarolea-Albatros	Rectimo 4D 1200
Moc [KM]	32	40
Rozpiętość [m]	12,20	11,26
Powierzchnia nośna [m ²]	13,20	11,30
Ciężar własny [kG]	207,00	265,00
Maks. ciężar całkowity [kG]	325,00	390,00
Doskonałość	19,20	20,00
Opadanie [m/s]	1,50	1,35
Wznoszenie [m/s]	2,50	2,88
Obciążenie rozpiętości Q/b^2 [kG/m ²]	2,2	3,1

mi samolotami. Ich osiągi były zbyt skromne, aby możliwe było wykorzystanie prądów wznoszących, a ich silniki miały zbyt małą moc i były zbyt zawodne, aby uzyskać zalety cechujące samolot.

Próby nad motoszybowcami prowadzone równocześnie w Niemczech i Francji (lata trzydzieste) zainteresowały polskich konstruktorów. W roku 1937 inż. Antoni Kocjan zbudował motoszybowiec Bąk, którego ulepszona odmiana Bąk II była wyposażona w belgijski silnik Sarolea Albatros o mocy 32 KM.

Praktycznie biorąc Bąk wykazywał się takimi osiągnięciami, których mogą mu zazdrościć motoszybowce budowane nawet w latach siedemdziesiątych, a więc maszyny cieszące się dużą i zasłużoną sławą, jak np. Sportavia-Pützer RF-4D, będący rozwinięciem motoszybowca Fournier RF-3 z 1963 r.

Polski motoszybowiec Bąk z 1938 roku całkowicie odpowiadał definicji motoszybowca zaproponowanej przez H. Zachera na ostatnim kongresie OSTIV, który odbył się w Australii podczas Szybowcowych Mistrzostw Świata 1974 w Waikerie.

Zdaniem H. Zachera najistotniejszymi parametrami konstrukcyjnymi dla definicji motoszybowca są: obciążenie powierzchni $\frac{Q}{S}$ i wydłużenia $\lambda = \frac{b^2}{S}$, gdzie S — powierzchnia nośna, b — rozpiętość, a w szczególności ich kombinacja w postaci:

$$\frac{Q}{S} \cdot \frac{1}{\lambda} = \frac{Q}{S} \cdot \frac{S}{b^2} = \frac{Q}{b^2}$$

Ostatni parametr (obciążenie kwadratu rozpiętości) najlepiej charakteryzuje poszczególne rodzaje stałopłatów. Dlatego zostały zaproponowane następujące definicje:

samolot ultralekki $\frac{Q}{b^2} > 4$

motoszybowiec $\frac{Q}{b^2} \leq 3$

szybowiec $\frac{Q}{b^2} = 1 \div 2$

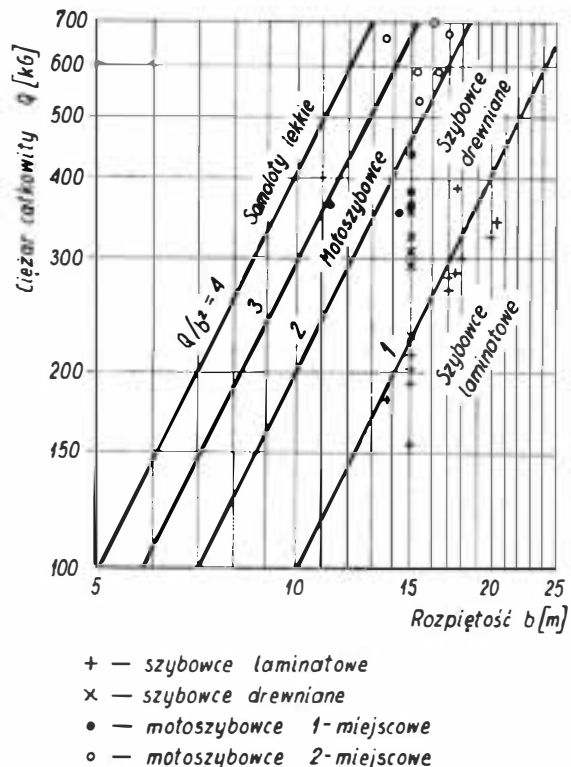
(Wydaje się, że aby nie było luki między $\frac{Q}{b^2} = 3 \div 4$ należy definicje zmodyfikować).

A więc Bąk według najnowszej definicji (1974 r.) należy do klasy motoszybowców zbliżonych swymi osiągnięciami do szybowców, podczas gdy RF-4D, przekraczając graniczną liczbę 3 znajduje się na pograniczu motoszybowców lekkich i zaliczany jest do samoloto-szybowców.

Istnieje również druga próba definicji motoszybowca i samolotu lekkiego — zaprogramowana w 1973 roku przez inż. Waltera Stendera. Jest ona zbliżona do wyżej podanej, lecz opiera się na wielkości $\frac{Q}{b^{2,5}}$, która ma dokładniej wiązać się z osiągnięciami. Wg tej definicji samoloty mają mieć $\frac{Q}{b^{2,5}} = 1,3 \div 8$, motoszybowce zaś $0,3 \div 1$. Statystyka na ten temat pokazana jest na rysunku 2.

Analizując tablicę 1 można jeszcze stwierdzić następujące charakterystyczne cechy, wskazujące na wysoką klasę motoszybowca Bąk.

Po pierwsze jego doskonałość praktycznie znajduje się na poziomie RF-4D, tj. motoszybowca młodszego



1. Definicja szybowca, motoszybowca i samolotu wg H. Zachera

Tabela 2. Wzrost liczby motoszybowców RFN w latach 1969—1973

Typ	Silnik	Moc [KM]	Stan na dzień 31.12.69	Stan na dzień 31.12.70	Stan na dzień 31.12.71	Stan na dzień 31.12.72	Stan na dzień 31.12.73
A. Jednomiejscowe							
AS-K-14	Hirth F-10 K 1A	26	22	29	32	31	34
Fournier RF-3	Rectimo 4AR 1200	39	13	13	13	12	13
Fournier RF-4-4D	Rectimo 4AR 1200	39	21	22	22	22	21
Ka-12	Hirth F-10 K-1A	29	2	2	2	2	2
K-6 Stihl	Stihl SK 120-137FL	7,5	1	3	4	4	3
K-8 B/MK 48	Sechs-KM-48 Wankel	10	7	12	8	6	4
K-8 B/Stihl	Stihl SK 120-137FL	7,5	—	—	—	—	2
K-8 B/Stihl	Stihl SK-120FL	7,5	12	12	—	9	4
Krähe	Brändl ZB-300/SG	23	—	—	—	—	1
Krähe 111	Pollmann HEPU/KFM	40	2	2	1	1	1
Krähe IV	Solo-Hirth F-10A 1A	26	8	11	10	10	8
L-Spatz-55/Stihl	Stihl SK 120/137FL	7,5	—	—	3	2	2
SF-21A Motorspatz	Brändl ZB 300/S	23	15	9	7	6	3
SF-24 Motorspatz	Hirth F-10 A2A	26	—	—	—	—	8
SF-24 B Motorspatz	Solo-Hirth 560 A2A	26	8	9	8	8	5
SF-27-M-A	Hirth F-10 A-1-A	29	—	—	16	16	17
SF-S 31 Milan	Rectimo 4DR-1200	39	—	7	—	5	5
SP-1	WM-23	23	1	1	1	1	1
K-7/Stihl	Stihl SK 120/137	7,5	—	—	—	1	—
K-6 C/R	Stihl SK 120/137	7,5	—	—	11	—	—
Razem A			112	132	138	136	129
B. Dwumiejscowe							
AS-K 16	Limbach SL 1700 EBI	72	—	—	—	—	7
Blanik WD 15	Stark Stamo MS 1500	45	—	—	—	—	1
Fournier RF-5	Limbach SL 1700 E	68	29	53	63	63	61
K 7/Stihl	Stihl SK 120 FL	7,5	—	—	—	—	1
RF-5B Sperber	Limbach SL 1700 E	68	—	—	—	15	16
SF-24A Motorspatz	Limbach SL 1700 EA	60	—	—	—	—	1
SF-25A Motorfalke	Hirth F-12 Az2C	39	41	40	39	38	26
SF-25A Motorfalke	Solo 560 A2C	39	—	—	—	—	10
SF-25B Falke	Stark Stamo MS-1500-2	45	—	—	—	—	14
SF-25B Falke	Stark Stamo MS-1500-1	45	65	131	232	269	260
SF-25C Falke	Limbach SL 1700 EA	60	—	—	—	22	101
SF-28A Tandem Falke	Limbach SL 1700 EA-1	60	—	—	—	—	29
SF-28A Tandem Falke	Limbach SL-1700 EA-1	60	—	—	—	—	2
AF-28A Tandem Falke	Limbach SL-1800-EBI	72	—	—	—	—	2
Razem B			135	224	334	407	531
Razem A+B			247	356	473	543	660

Wzrost liczby motoszybowców

Wzrost liczby motoszybowców ogółem w RFN w latach 1969—1973

Rok	Sztuk	Wzrost w stosunku do roku poprzedniego
1969	247	—
1970	356	+45%
1971	473	+33%
1972	543	+14%
1973	660	+22%

Wzrost liczby motoszybowców w latach 1969—1970 wyniósł 270%.

Takim wskaźnikiem wzrostu może się wykazać rzadko która branża przemysłowa. Zmniejszenie tempa przyrostu w 1972 roku, naszym zdaniem, wynika z dwóch przyczyn: 1) przejściowej stagnacji życia gospodarczego w RFN, co pociągnęło za sobą spadek popytu na drogi sprzęt sportowy, 2) wstrzymaniem się klientów od zakupu starszych typów motoszy-

bowców z uwagi na świadomość, że w tych latach wchodzi do produkcji rozwojowe motoszybowce (ASK-16, Motor Falke Tandem itp.), wyposażone w nowe zespoły napędowe Limbacha. W liczbach bezwzględnych wzrost zakupów motoszybowców w 1973 r. przedstawia się tak samo — ponad 120 sztuk — jak i w 1970 r., kiedy przyrost ich liczby na terenie RFN wykazał maksymalny skok, tj. o 45%. Można z tego wnosić, że chwilowa dekonunktura w tej branży została przełamana.

Wzrost liczby motoszybowców dwumiejscowych

Jak wynika ze statystyki, praktycznie rzecz biorąc, liczba jednomiejscowych motoszybowców od 1970 r. pozostaje na nie zmienionym poziomie, natomiast za-chodnoniemiecki rynek zgłasza coraz większy popyt na motoszybowce dwumiejscowe. Przyczyna tego zjawiska zdaje się jasna: szkolenie w klubach wymaga dwustera i obecności instruktora, ponadto zaś osoby prywatne często traktują motoszybowiec dwumiejscowy jako sprzęt turystyczny, który coraz częściej zastępuje lekki samolot. Równocześnie wyraźnie ujaw-

TENDENCJE ROZWOJU...

nia się tendencja rozwoju samoloto-szybowców, dla umożliwienia całym rodzinom (3—4 osoby) lotów na weekendy. Takie „rodzinne” motoszybowce-samoloty zaprojektował René Fournier. Należy przypuszczać, że trend ten nie tylko się utrzyma, lecz będzie wzrastał, o czym mówimy w części dotyczącej prognozy popytu na rynku RFN.

Stan i przyrost liczby jedno- i dwumiejscowych motoszybowców w RFN

Rok	Jednomiejscowe	Przyrost [%]	Dwumiejscowe	Przyrost [%]
1969	112	—	135	—
1970	132	+9	224	+66
1971	138	—	334	+46
1972	136	—	407	+22
1973	129	-4	581	+31

Jak wynika z powyższej tablicy cały przyrost motoszybowców RFN zawdzięcza zwiększającemu się popytowi na motoszybowce dwumiejscowe.

Wzrost mocy silnika

Bieżącą produkcję i popyt na dwumiejscowe motoszybowce w RFN i w krajach importujących motoszybowce z Republiki Federalnej. charakteryzuje zapotrzebowanie na sprzęt wyposażony w silniki o coraz większej mocy. Równocześnie, jak wynika z tablicy 3, zmniejsza się liczba motoszybowców z zespołami napędowymi o mocy poniżej 60 KM. Tak na przykład spadła liczba motoszybowców SF-25A Motorfalke napędzanych silnikami Hirth F-12-Az-C o mocy 39 KM (41 sztuk w 1969 r. i 26 sztuk w 1973 r.). Podobnie przedstawia się sprawa z najpopularniejszym dotychczas motoszybowcem świata, tj. z SF-25B z silnikiem Stark Stamo MS-1500-1 o mocy 45 KM, którego liczba po osiągnięciu rekordowej wysokości w 1972 r. (269 szt.) wykazuje spadek, niewielki (9 sztuk w 1973 r.), ale dający wiele do myślenia.

Natomiast zwiększa się w bardzo szybkim tempie liczba motoszybowców z silnikami 60 KM (SF-25C

Tablica 4. Hołsłowy rozwój lotniczego sprzętu cywilnego w RFN w latach 1960—1990 (wg prognozy MBB „Systemstudie FS 80”, październik 1973)

Klasa	Rok				
	1960	1970	1972	1980	1990
Samoloty jednosilnikowe o cłężarze do 2 T	956	2 905	3 619	6 500	11 000
Samoloty pozostałych kategorii	140	442	555	1 010	1 945
Motoszybowce	4	319	543	2 500	8 500
Szybowce	1 000	3 000	3 368	5 000	7 000
Śmigłowce	15	126	162	400	820
Razem	2 111	6 786	8 247	15 410	29 265

Falke). W RFN w 1972 r. zakupiono ich 22 sztuki (był to pierwszy rok produkcji), a w 1973 r. już ponad 80 sztuk. Zespół napędowy, w który wyposażone są te motoszybowce, wykazuje moc o 33% (60 KM) większą niż w przypadku motoszybowca SF-25B.

Jeżeli chodzi o silniki o większej mocy (72—90 KM), to na razie produkcja motoszybowców z tego rodzaju zespołami napędowymi znajduje się dopiero na początkowym etapie. Jest to jednak sprzęt najwyższej klasy i właśnie on, naszym zdaniem, obok motoszybowców popularnych (moc silników 60—68 KM) powinien objąć przewodzenie na światowym rynku zbytu.

Najnowszy obecnie dwumiejscowy motoszybowiec RFN ASK-16 z silnikiem o mocy 72 KM jest jednak stosunkowo bardzo kosztowny (tablica 3), tak że prawdopodobnie szerszy zbytnie znajdą motoszybowce rodziny SF-28 Falke Tandem.

Z analizy tablicy 2 wynika jeszcze, że od 1973 r. wszystkie nowe typy dwumiejscowych motoszybowców napędzane są silnikami firmy Limbach Motoren. Prowadzi to do wniosku, że firma ta powinna zająć pierwsze miejsce w świecie jako producent napędów dla motoszybowców i samoloto-motoszybowców.

Prognoza rozwoju popytu na motoszybowce do 1990 roku w RFN

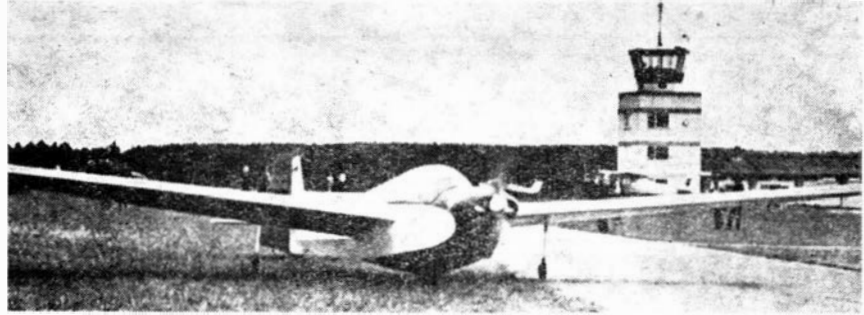
Biuro Studiów (Systemstudio FS 80) firmy Messerschmitt-Boelkow-Blohm opracowało prognozę popytu

Tablica 3. Charakterystyki i ceny najważniejszych motoszybowców RFN

Typ	Silnik	Moc [KM]	Rozpłetość [m]	Pow. nośna [m ²]	Cłężar wł. [kG]	Maks. cłężar start. [kG]	Doskonołość	Wznoszenie [m/s]	Cena 1974 r.
A. Jednomiejscowe									
ASK-14	Hirth F10 K79	26	14,30	12,68	245	300	28	2,5	—
Fournier RF-4	Rectimo	40	11,26	11,30	265	365	20	3,5	—
SF-27-M-A	Hirth Solo	26	15,00	12,07	270	385	34	2,0	—
SF-S-31 Milan	Rectimo	39	15,00	12,00	310	440	—	3,0	wg umowy z klientami
SF-29*	Hirth F-10	30	15,00	12,50	260	370	28	2,0	DM 30 000
B. Dwumiejscowe									
ASK-16	Limbach 1700 EBI	68	16,00	19,00	470	700	25	2,5	DM 53 800
Fournier RF-5	Limbach SL 1700E	63	13,74	15,16	418	660	22	3,0	wg każdorazowej umowy
RF-5B Sperber	Limbach SL 1700E	63	17,02	19,00	400	680	26	3,2	DM 56 200
SF-25B Falke	Stamo MS 1500	45	15,30	17,50	335	530	22	2,0—3,8	—
SF-25C Falke	Limbach SL 1700EA	60	15,25	18,20	375	590	23	2,2	DM 42 000
SF-28A Tandem Falke	Limbach SL 1700EA	60	16,30	18,50	390	590	26—27	2,2	DM 45 000

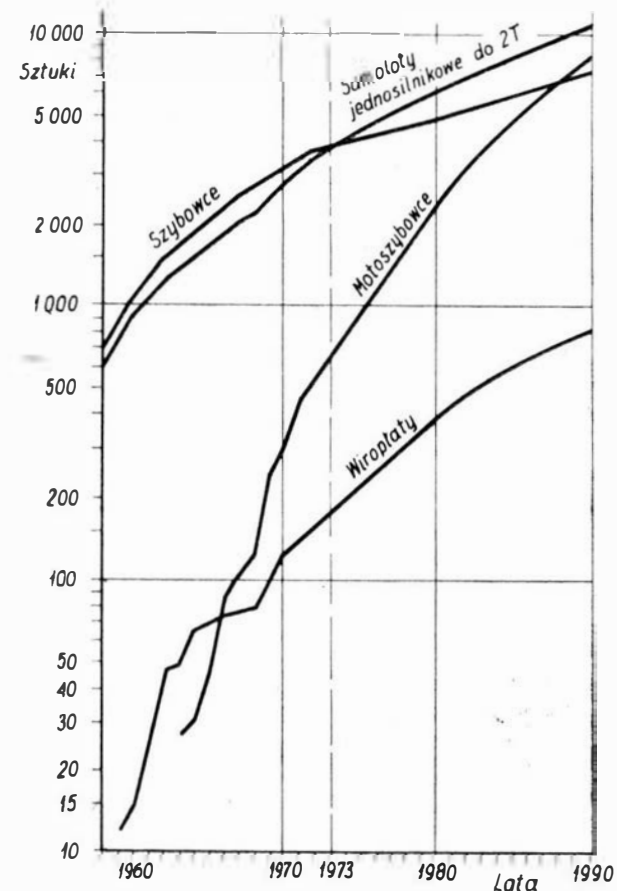
* W próbach (kwiecień 1974); po próbach w locie będzie również (opcynie) wyposażony w silnik Waukła

Dwumiejscowy motoszybowiec Scheibe SF-28 Tandem Falke



Motoszybowiec dwumiejscowy SZD-45A Ogar

Fot. R. Zatwarnicki



4. Stan obecny i prognoza rozwoju cywilnego sprzętu lotniczego w RFN

zachodnioniemieckiego rynku na lotniczy sprzęt cywilny. W naszym przypadku największe zainteresowanie budzą przewidywania MBB dotyczące chłonności wewnętrznego rynku RFN na motoszybowce. Otóż Biuro Studiów zakłada, że profil eksploatacji motoszybowców ulegnie poważnej zmianie. Opinię swoją MBB motywuje w sposób następujący.

W połowie lat siedemdziesiątych głównymi użytkownikami motoszybowców będą nadal kluby lotnicze i prywatni piloci, zwłaszcza piloci szybowcowi, którzy jednak w miarę upływu czasu będą się „przesiadali” z szybowców na motoszybowce, wobec czego tempo wzrostu liczby motoszybowców będzie wyprzedzało ilościowy zakup szybowców. Ale już kształtuje się nowa tendencja użytkowania motoszybowców głównie dla przelotów rekreacyjnych. Trend ten będzie się potęgował, gdyż eksploatacja motoszybowców przynosi poważne korzyści jego użytkownikom. Pomijając sprawę wzrostu cen paliwa, pilot motoszybowca ma, w odróżnieniu od pilotów samolotów lekkich, prawo startu i lądowania na szybowiskach, nie ma zaś obowiązku składania oświadczenia przy lotach poza granicę RFN.

Z tych względów MBB przewiduje, że liczba motoszybowców w RFN będzie znacznie prędzej wzrastała niż samolotów cywilnych innych klas i ma wynieść 2500 sztuk w 1980 r. i 8500 sztuk w 1990 r.

Prawdopodobnie stanie się to kosztem jednosilnikowych samolotów lekkich, których flota zwiększała się dotychczas średnio po 12% rocznie, osiągając w 1972 r. liczbę 3619 sztuk (956 sztuk w 1960 r. i 3619

Dokończenie na str. 34

TADEUSZ WUSATOWSKI

Szybowce wysokościowe - projekty i rzeczywistość

W artykule omówiono projekty szybowców wysokościowych Stratosailplane (w dwóch wersjach) i Alcor. Zwrócono uwagę na koncepcję konstrukcyjną, wyposażenie kabiny ciśnieniowej i problemy fizjologiczne lotów wysokościowych. Opisano też wyniki pierwszych prób w locie tej drugiej konstrukcji.

Loty wysokościowe nie są najbardziej popularną dziedziną szybownictwa. Niewątpliwą przyczyną tego stanu tkwi w niemożliwości wspięcia się wyżej, niż wynosi międzynarodowy rekord w uzyskaniu wysokości absolutnej w locie bezsilnikowym (Paul F. Bickle, 14102 m, 1961 r. USA) bez świadomości przekraczania granicy bezpieczeństwa. Brak szybowca z kabiną ciśnieniową ograniczał loty rekordowe i badania meteorologiczne. Zjawiska związane z występowaniem tzw. fali górskiej i turbulencji w wyższych warstwach atmosfery są sprawą nadal otwartą. A przecież z dotychczasowych wyników takich badań, uzyskanych głównie dzięki lotom szybowcowym, korzystają również i inne rodzaje lotnictwa. Szybowiec wysokościowy jest znakomitym narzędziem badawczym wyższych warstw atmosfery. Tanim i celowym. Może osiągnąć duże wysokości, pozostawać na nich kilka godzin, penetrować szerokie obszary. W porównaniu z balonem jest wielokrotnego użytku, może przemieszczać się pod wiatr i może być stosowany w bardzo różnych i trudnych warunkach atmosferycznych. Samoloty stratosferyczne są drogie, a opracowywanie uzyskanych za ich pomocą wyników jest komplikowane przez zmianę ciągu i masy podczas lotu. Sondy raketowe są bardzo drogie, działają krótkotrwanie i ze względu na dużą prędkość lotu nie nadają się do badań układów falowych i struktury innych pionowych ruchów w atmosferze. Z tych i innych względów (np. możliwość wykonywania długich przelotów docelowo-powrotnych) zainteresowanie szybowcami wysokościowymi stale rośnie. Dowodem jest pojawienie się w różnych krajach projektów, a ostatnio nawet latających już konstrukcji. Najbardziej znany projekt to Stratosailplane, który przedstawił Amerykanin Vic Saudek na kongresie OSTIV w Saint Yan w 1956 r., a pierwsze loty na szybowcu wysokościowym Alcor wykonał w ubiegłym roku jego rodak Robert Lamson. Poniżej przedstawiono wyniki ich prac, traktując pierwszy projekt raczej skrótowo, więcej uwagi przeznaczając na drugi, już zrealizowany.

Projekt Stratosailplane

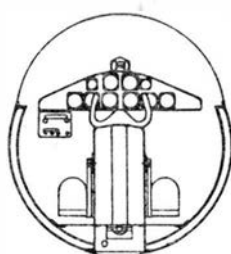
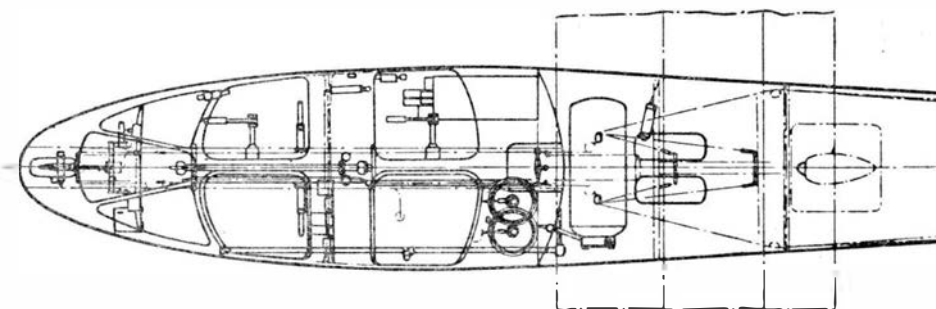
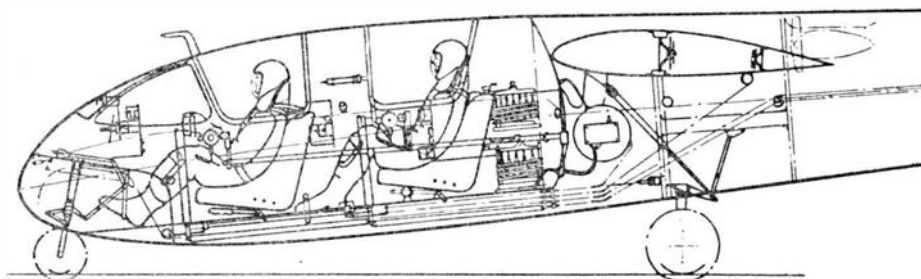
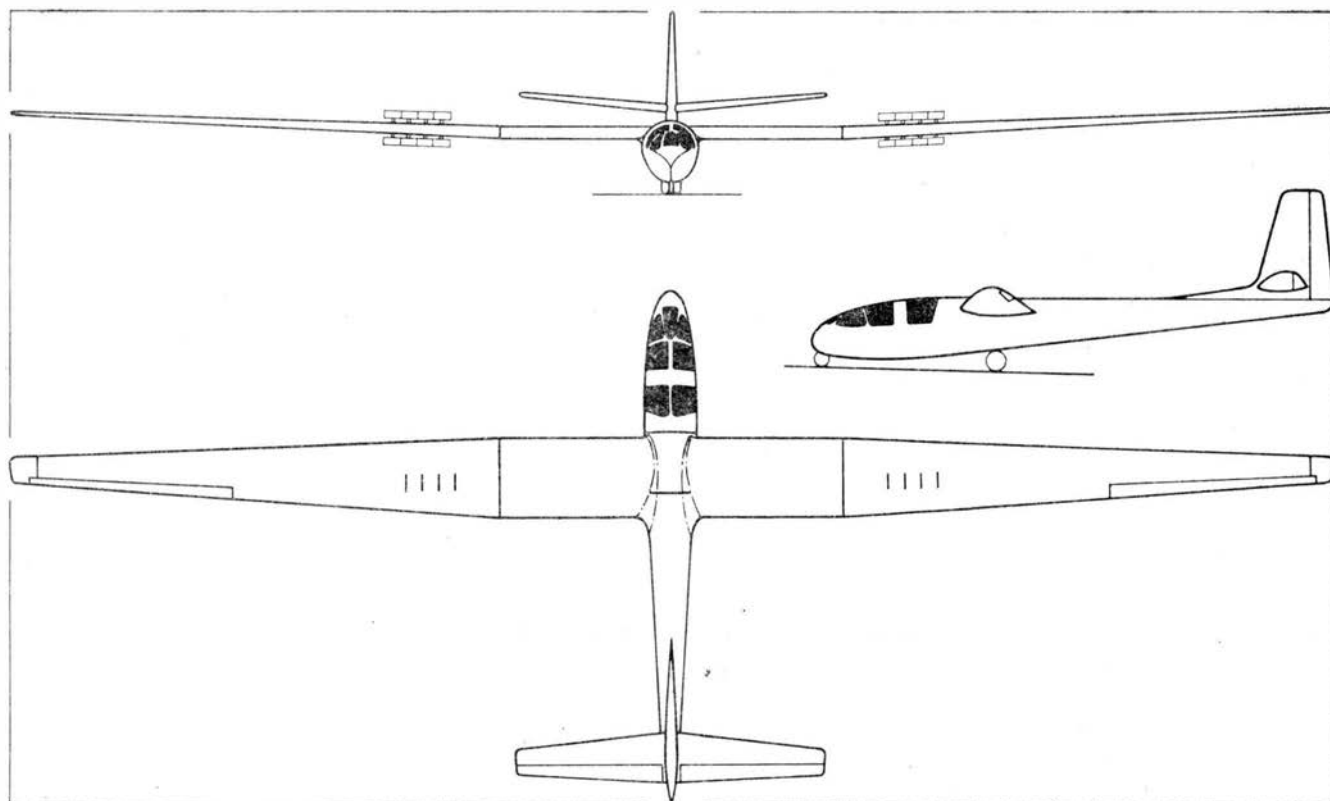
Jest to badawczy i rekordowy, 2-osobowy (pilot i naukowiec-obszwarator) szybowiec stratosferyczny konstrukcji metalowej, opracowany w dwóch wersjach o różnej rozpiętości. Płat wolnonośny, całkowicie metalowy o rozpiętości 30,5 m i 36,6 m. Dalsze zwiększenie tej drugiej liczby nie jest celowe ze względu na nieproporcjonalnie duże utrudnienie obsługi naziemnej. Skrzydła mają mechanizm zmniejszający

wpływ podmuchu (niebezpieczne mogą być podmuchy typu rotorowego) na współczynnik obciążenia. Gdy podmuch z dołu do góry wygnie płat w górę, wówczas mechanizm wychyli obie lotki w górę, zmniejszając przyrost siły nośnej od podmuchu i strzałkę ugięcia skrzydła. Przy podmuchu z góry do dołu lotki wychylane są odwrotnie, w dół. Skuteczność urządzenia pokazuje tablica 1. Lotki, jak również i stery, ze względu na duże prędkości lotu (*flatter*) wyważone statycznie mogą być kryte płótnem. W linkowym układzie sterowania lotkami i sterami znajdują się kompensatory wydłużeń termicznych.

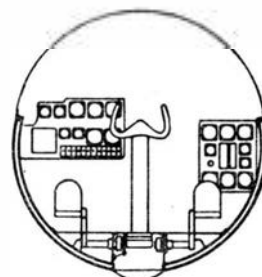
Kadłub składa się z dwóch części: kabiny z miejscami w układzie tandem oraz ogona wraz z usterzeniem. Kabina jest sama osobnym elementem zawierającym wiele czułych instrumentów pomiarowych i może być łatwo oddzielana od reszty płatowca. W razie uszkodzenia szybowca w locie wysokościowym oddziela się ją wraz z układem tlenowym, po czym opada ona na spadochronie stabilizującym do bezpiecznej wysokości, na której piloci mogą już wyskoczyć z indywidualnymi spadochronami. Wówczas odciążona kabina wylądjuje bez uszkodzenia cennych przyrządów. Konstrukcja kabiny konwencjonalna metalowa, nitowana, z blachy duralowej podpartej zetownikami. Okna w kabinie z siedmiu oddzielnych części, których maksymalne wymiary określają przepisy, wykonane z akrylu (gatunek szkła organicznego nie przepuszczający promieni ultrafioletowych). Jedno wejście uszczelnione gumową rurką napełnioną powietrzem. Napędy sterów i lotek wyprowadzone z kabiny przekazują sygnał ruchem obrotowym, a nie posuwistym, co ułatwia uszczelnienie przy małym tarciu. Tlen, dostarczany do kabiny pod odpowiednim ciśnieniem, może być magazynowany w postaci ciekłej lub gazowej. Atmosfera w kabinie na wysokości 20 km zawiera 75% O₂, co jest równoważne ze względu na łatwość oddychania na wysokości 3 km. Wtedy ciśnienie w kabinie wynosi 155 mm Hg, a więc jak na wysokości 10 km. Maksymalna zawartość CO₂ — 2%. Dwutlenek węgla pochłaniany jest podczas przepływu przez worek z NaOH. Przewidziano

Tablica 1. Współczynniki obciążenia niszczonego

Współczynnik obciążenia niszczonego	Mechanizm zmniejszający wpływ podmuchu	
	tak	nie
Przy dodatnim kącie natarcia	12	10,0
Przy ujemnym kącie natarcia	-8,4	-7,0



Kabina przednia



Kabina tylna

I. a) Projekt szybowca Strato-sailplane w trzech rzutach, b) kabina ciśnieniowa szybowca

Tablica 2. Dane techniczne projektów Stratosallplane

Dane techniczne	Projekt	
	mniejszy	większy
Liczba miejsc	2	2
Rozpiętość [m]	30,5	36,6
Powierzchnia nośna [m ²]	42	55,8
Wydłużenie	22,1	24
Ciężar całkowity [kG]	1510	1620
Ciężar użyteczny [kG]	383	383
Obciążenie powierzchni [kG/m ²]	36	29
Dośkonłość	34	36
Prędkość optymalna [km/h]	87	82
Opadanie minimalne [m/s]	0,7	0,61
Prędkość maks. obliczeniowa [km/h]	296 lub Ma = 0,63	296 lub Ma = 0,63

osobny, oddzielany, awaryjny układ tlenowy. Długość trwania lotu zależy od czasu przeprowadzania typowych badań, objętości kabiny (zmniejszenie ilości uzupełnianego gazu) i ilości tlenu zabieranego w sposób konwencjonalny. Lot na wysokości około 18 km może trwać od 5,5 do 8 h.

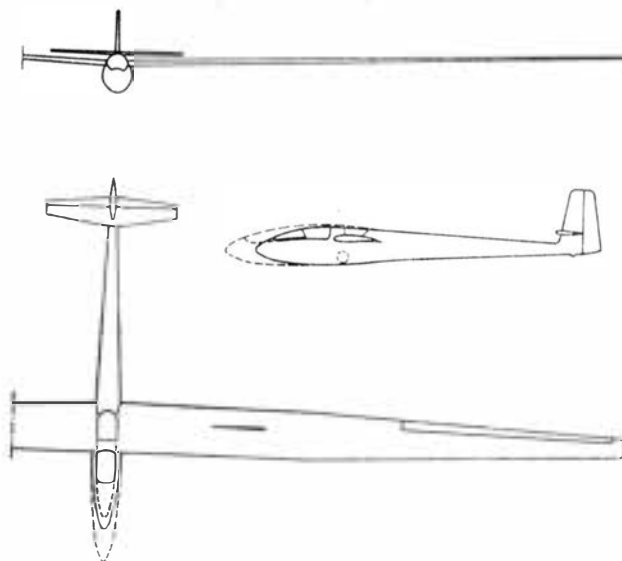
Osiągi. Jak wiadomo, opadanie własne oraz prędkość postępową szybowca rosną wraz ze wzrostem wysokości. Podstawą do obliczania osiągów było założenie, aby szybowiec mógł się utrzymać bez opadania w falowym prądzie wznoszącym o prędkości 2,7 m/s na wysokości 20 km. Odpowiada temu na poziomie morza we wzorcowej atmosferze opadanie własne $w_{min} = 0,76$ m/s. Prędkość maksymalną obliczeniową V_{max} ogranicza liczba $Ma = 0,65$, którą to osiągnie szybowiec na wysokości 21,5 km przy prędkości wskazywanej $v = 164$ km/h. Ze względu na mały ciężar skrzydła, musiało ono być grube, a więc mieć tak małą krytyczną liczbę Macha. Przekroczenie tej liczby przez skrzydło o takiej konstrukcji i rozpiętości może mieć nieprzewidziane skutki. Pułap maksymalny $H = 23$ km również ograniczony jest liczbą Ma i opadaniem. Obciążenie powierzchni nośnej i wydłużenie są nieco większe niż dla ówczesnych szybowców wyczynowych, co umożliwia penetrację w polu wiatru o prędkości do 370 km/h, na który można się natknąć w zakresie wysokości od 6 do 14 km, bez nadmiernej utraty wysokości.

Projektu, niestety, nie udało się zrealizować z powodu trudności finansowych i nie sprzyjających wówczas w USA warunków do realizowania cywilnych badań wyższej atmosfery. Druga koncepcja jest nieco inna w swych założeniach.

Szybowiec Alcor

Pomysł zaprojektowania i zbudowania Alcora jako szybowca wysokowyczynowego i z ciśnieniową kabiną narodził się kilkanaście lat temu. Wówczas to amerykański pilot i członek OSTIV Robert Lamson zetknął się z nowymi materiałami stosowanymi w technice astronautycznej. Jako pilot doświadczalny dostrzegał wiele ujemnych cech związanych z lotami wysokościowymi. Wraz z zastosowaniem hermetyzacji widział potrzebę usuwania obmarzania szyb i dostarczania dodatkowego ciepła do kabiny.

Koncepcja konstrukcyjna. Układ ciśnieniowy szybowca wywołał duże zainteresowanie i przysłonił niejako inne jego interesujące rozwiązania. Na przykład dane techniczne niewiele różnią się od współczesnych 20-metrowych orchidei, chociaż powstał on w 1967 r., z wyjątkiem ciężaru własnego, który jest mniejszy. Umożliwia to loty w słabnących noszeniach falowych na dużych wysokościach. W tym celu położono nacisk na zastosowanie materiałów o wysokiej wytrzymałości i małym ciężarze właściwym oraz na nowe technologie. W formowanym podciśnieniowo i przekładkowym dźwigarze o kształcie D użyto włókien szklanych o wysokiej wytrzymałości ze szkła S. Profil skrzydła został całkowicie wyliczony matematycznie i zoptymalizowany w kierunku zmniejszenia minimalnego opadania własnego, a następnie dopiero uzyskania największego stosunku C_z/C_x . Pracę tę wykonał W. Feifel z zakładów Boeinga przy użyciu maszyny cyfrowej. Profil zmienia się w sposób ciągły od nasady do końcówki skrzydła. Aby utrzymać obliczony kształt profilu przy różnych warunkach obciążenia w locie, jego wygięte powierzchnie są konstrukcji przekładkowej z tkaniny szklanej przesyconej żywicą epoksydową i z pianki z polichlorku winylu położonej na skrzynkowy dźwigar. Skrzydło zostało zrobione według technologii „od środka na zewnątrz”. Ten sposób jest droższy i bardziej czasochłonny, lecz umożliwia pełne „owinięcie” przekroju dźwigara tkaniną szklaną, zwiększając sztywność skłretną. Powierzchnie skrzydła z tyłu dźwigara są też przekładkowe, lecz formowane ręcznie. Kadłub



2. Szybowiec wysokościowy Alcor w trzech rzutach (wersja dwuosobowa, zaznaczona linią przerywaną, będzie miała dłuższy kadłub i niewielki skos do przodu)

Tablica 3. Dane techniczne szybowca Alcor

Liczba miejsc	1
Rozpiętość [m]	20
Powierzchnia nośna [m ²]	14,3
Długość [m]	7,12
Wydłużenie	28
Ciężar własny [kG]	249
Ciężar całkowity [kG]	430
Obciążenie powierzchni [kG/m ²]	30,1
Prędkość minimalna [km/h]	61,2
Prędkość maksymalna [km/h]	177

jest jednoczęściowy, również przekładkowy, a jako warstwy rozdzielającej użyto drewna świerku Sitka. Kadłub ma dużą sztywność skrętną części tylnej i odpowiednią, ze względu na obciążenia od ciśnienia, pojemność części przedniej. Osłona kabiny jest wtopiona w obrys kadłuba, i wskutek wymienionych obciążeń przekrój poprzeczny kadłuba w tym miejscu ma kształt przypominający cyfrę 8. Osłonę kabiny uformowano stosując specjalną technikę umożliwiającą wykonanie jej z dwóch części. Przednia połączona jest bezpośrednio z kadłubem i uszczelniona. Umożliwia to wydzielenie w dziobie szybowca komory sprężonego powietrza będącej podstawą układu ogrzewania słonecznego.

Włókno szklane przesycone żywicą epoksydową oraz konstrukcje przekładkowe zastosowano z następujących przyczyn:

- wysoka wytrzymałość właściwa szkła S widoczna wyraźnie przy rozciąganiu, także zadowalająca przy ściskaniu, jeżeli tylko użyje się odpowiednią żywicę i geometrię przekładek,

- możliwość kształtowania powierzchni o skomplikowanych krzywiznach,

- możliwość stosowania prostych, niskociśnieniowych form,

- przekładki drewno — włókno szklane z żywicą wykazały w próbach interesujące własności, wobec czego znalazły zastosowanie w części ogonowej,

- z takiej samej przekładki wykonano część dziobową ze względu na podobny jak szkło organiczne współczynnik rozszerzalności cieplnej. Konstrukcja przekładkowa tego typu wraz z przekrojem kołowym kadłuba i dodatkowymi wzmocnieniami z powodu obciążeń od różnicy ciśnień w części przedniej zwiększają bezpieczeństwo pilota w przypadku zderzeń czołowych.

Wposażenie kabiny ciśnieniowej. Wiele było wypadków spowodowanych uszkodzeniem konwencjonalnej instalacji tlenowej lub niewłaściwym jej użyciem. Wiele też pisano o fizjologicznych aspektach lotów wysokościowych. W opracowaniu Alcora dużo uwagi zwrócono na sprawy bezpieczeństwa i fizjologii. Odnoszą się one również do lotów na małych i średnich wysokościach stanowiących przecież większość wszystkich lotów. Są to możliwość regulowania temperatury w kabinie, zmniejszenie wilgotności w kabinie, zmniejszenie a nawet zlikwidowanie obmarzania osłony kabiny. Właściwa zawartość tlenu w kabinie może lepiej zaspokoić potrzeby pilota, zmniejszając jego zmęczenie i zwiększając jego bezpieczeństwo. Bardziej komfortowa kabina i jej nie oblodzona osłona w sposób istotny zwiększają prawdopodobieństwo bezawaryjnego wykonywania lotów na średnich i dużych wysokościach. Wiele wypadków w lotach wysokościowych wydarzyło się w wyniku głodu tlenowego. Rozwiązanie tego problemu (występującego nie tylko w lotach szybowcowych) jest możliwe, zwłaszcza, gdy zwróci się uwagę na wypróbowane już w doświadczalnych lotach wysokościowych i kosmicznych rozwiązania. Problem ten obejmuje:

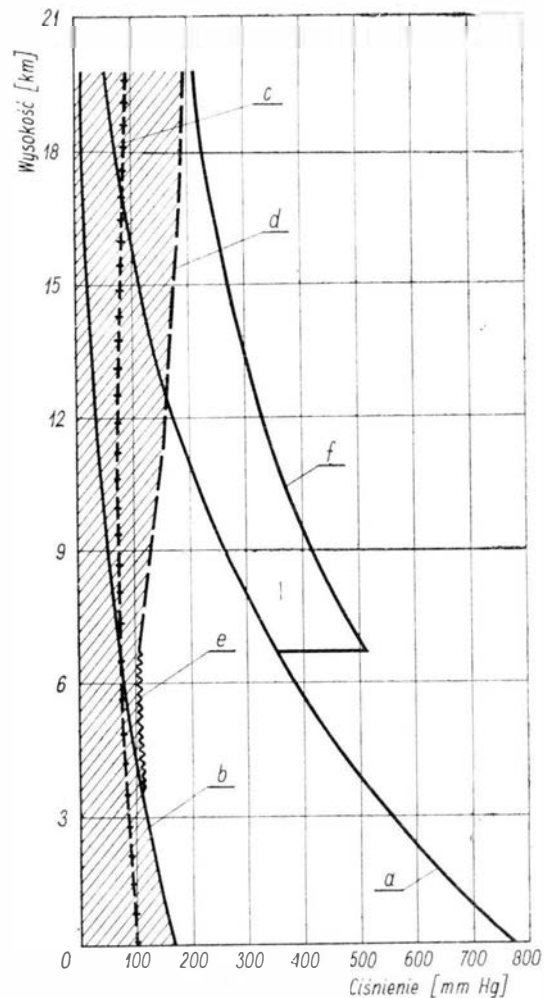
- zagadnienia fizjologiczne,
- zagadnienia projektowania konstrukcyjnego kabiny,
- zagadnienia mechaniczne odnoszące się do niezawodności układu.

Układ ciśnieniowy kabiny został uprzednio sprawdzony i przypuszcza się, że w ciągu roku będzie można ocenić jego ogólną przydatność. Spełnia on, jak zaplanowano, trzy podstawowe wymagania:

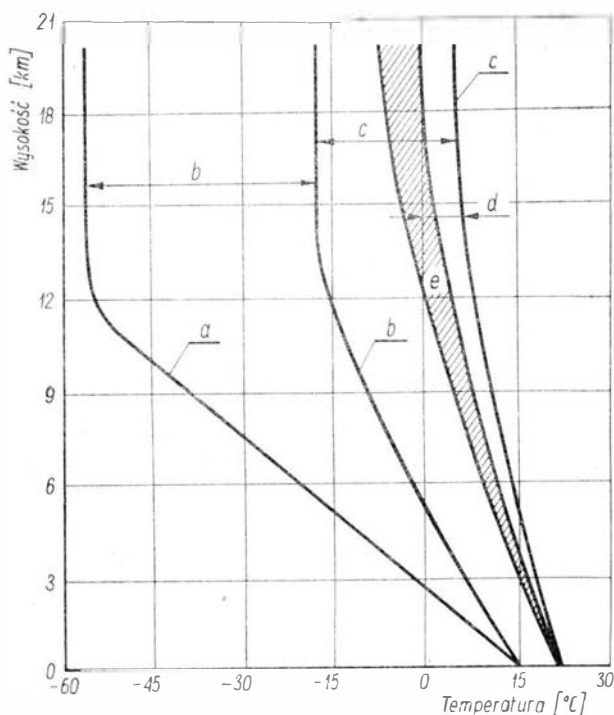
- 1) całkowita szczelność kabiny,
- 2) wytrzymałość konstrukcji kabiny i jej osłony na różnicę ciśnień do 0,70 kG/cm² przy otaczającej temperaturze — 57°C (ciśnienie robocze 0,21 kG/cm²),
- 3) tak skonstruowany wskaźnik ciśnienia w kabinie, aby pilot mógł go w dowolnym momencie odczytywać.

Jako czynnik do oddychania zastosowano tlen w postaci sprężonego gazu bądź też w stanie ciekłym, doprowadzony do kabiny bezpośrednio przez przepływomierz. Przewidywane działanie jest następujące. Powyżej ok. 6100 m pilot nakłada specjalną maskę tlenową, a w kabinie zwiększa się wstępnie ciśnienie do wartości odpowiadającej wysokości ok. 3050 m. W przeciwieństwie do układów konwencjonalnych maskę tlenową nosi się z dwóch ważnych powodów:

- zebranie i wydalenie na zewnątrz, przez regulator ciśnienia w kabinie, wydychanych porcji i dwutlenku węgla i pary wodnej. W tym przypadku mas-



3. Ciśnienie cząstkowe tlenu w kabinie Alcora w funkcji wysokości: a — zmiana ciśnienia w atmosferze wzorcowej, b — ciśnienie cząstkowe tlenu w atmosferze wzorcowej, c — ciśnienie cząstkowe tlenu w pęcherzykach płucnych, d — ciśnienie cząstkowe tlenu w kabinie (pole zacieniowane), e — początek dostarczania tlenu do kabiny (wysokość około 3300 m), f — początek zwiększania ciśnienia w kabinie (wysokość 6500 m lub mniej)



4. Zmiana temperatury w kabinie Alcora w funkcji wysokości: a — zmiana temperatury w atmosferze wzorcowej, b — przyrost temperatury po zastosowaniu ogrzewacza słonecznego, c — przyrost temperatury po uwzględnieniu izolacji cieplnej, d — spadek temperatury wskutek rozpraszania ciepła, e — zakres temperatur w kabinie (pole zacienione)

ka nie jest połączona z normalnym układem tlenowym, lecz pobiera mieszaninę tlenu z powietrzem z kabiny za pomocą końcówki podłączonej bezpośrednio do regulatora ciśnienia w kabinie,

— w sytuacjach awaryjnych, kiedy to maska będzie działać jak w systemie konwencjonalnym z użyciem 100% tlenu podawanego z butli awaryjnej noszonej przez pilota.

Na największych wysokościach pilot kontroluje przepływ tlenu, by zapewniał odpowiednie ciśnienie cząstkowe w kabinie. W wyniku otrzymuje się stopniowy wzrost zawartości tlenu w kabinie wraz z wysokością. Na wysokości około 15 km pilotowi podawana jest z kabiny poprzez maskę mieszanka zawierająca ok. 90% czystego O_2 . Tlen ten ma wówczas ciśnienie cząstkowe, jak na poziomie morza w normalnej atmosferze, a ciśnienie w kabinie odpowiada ciśnieniu na wysokości ok. 7200 m. Powyższy opis jest krótki, będzie on mógł być dokładniej opisany po zakończeniu prób w locie.

Problemy fizjologiczne. W proponowanym rozwiązaniu problemy fizjologiczne lotów wysokościowych zostały w znacznym stopniu rozstrzygnięte. Jak wiadomo, tlen jest stosowany na dużych wysokościach (przy niskim ciśnieniu otaczającym) w celu utrzymania minimalnego ciśnienia cząstkowego tlenu wewnątrz płuc. Ciśnienie to jest różne od cząstkowego ciśnienia tlenu zawartego w masce czy też w kabi-

nie. Omówiony powyżej system utrzymuje minimalne cząstkowe ciśnienie tlenu w pęcherzykach płucnych we wszystkich fazach lotu, a na największych wysokościach dostarcza dodatkowe ciśnienie cząstkowe. Rysunek 3 pokazuje ogólne zmiany ciśnienia cząstkowego tlenu wraz ze zmianą wysokości w atmosferze i przy stosowaniu kabiny ciśnieniowej, jak również zmiany ciśnienia cząstkowego tlenu w pęcherzykach płucnych. Na rysunku 4 przedstawiono zmiany temperatury w funkcji wysokości w atmosferze wzorcowej. Do tej krzywej dodano kolejno linie przyrostu temperatury wynikającego z zastosowania ogrzewacza słonecznego i przyrostu temperatury od użycia izolacji cieplnej kadłuba. Następnie oszacowano spadek temperatury wskutek strat ciepła przez wypromieniowanie i chłodzenie omywanym strumieniem powietrza. W rezultacie powstała krzywa zmian temperatury w kabinie w funkcji wysokości. Wszystkie krzywe mają charakter raczej jakościowy.

Wyniki pierwszych prób w locie. Po siedmiu latach studiów konstrukcyjnych i budowy pierwszy lot był milowym krokiem w rozwoju Alcora. Zastosowanie nowych materiałów, nowe profile skrzydła i skomplikowanie układu sterowania z powodu konieczności zapewnienia szczelności układu ciśnieniowego, wszystko to musiało być sprawdzone. Lot ten odbył się 25.05.73 r. ze startu za samochodem. Loty za samolotem rozpoczęły się w początku sierpnia ub.r. Okazało się w nich, że szybowiec ma za dużą sterowność podłużną (łatwą zresztą do poprawienia) oraz dużą strzałkę ugięcia skrzydła, charakterystyczną dla dużej rozpiętości. Innym zaskakującym spostrzeżeniem z tych lotów była nadmierna skuteczność ogrzewacza słonecznego, który chociaż przysłonięty do 20% swej efektywnej powierzchni powodował wzrost temperatury w kabinie o około $22^{\circ}C$. Wskazywało to na możliwość uzyskania na większych wysokościach wyższej temperatury w kabinie, niż się spodziewano. Wstępne próbne loty już zakończono. Stwierdzono, że szybowiec dobrze krąży w kominie termicznym, a stateczność i sterowność ma wystarczającą. Prób przepadania i korkociągu jeszcze nie przeprowadzono. Muszą być one poprzedzone próbami nurkowania, a tych nie można rozpocząć ze względu na nieukończoną dokładną analizę *flutteru*.

Szybowca Alcor nie skonstruowano do prób lotów rekordowych. Równie celowe jest określenie własności wysokowytrzymałych materiałów w rzeczywistych warunkach skrajnie niskich temperatur i wykorzystywanie ich w konstrukcji prostej kabiny ciśnieniowej. Program tych badań jest w początkowej fazie prób w locie. Następnie trzeba będzie sprawdzić sterowanie układami kabiny, wytrzymałość konstrukcji podczas oddziaływania obciążeń od różnicy ciśnień i praktycznie udowodnić wzrost bezpieczeństwa i komfortu we wszystkich fazach lotu. Dotychczasowe wyniki prac z szybowcem stratosferycznym Alcor okazały się zachęcające i z pewnością będą stanowić podstawę do dalszych badań w tym kierunku.

Opracowano na podstawie „Soaring” 1973 nr 6 i 11

Możliwości analitycznej oceny skuteczności bezwładnościowych odpylaczy promieniowych

Przedstawiono próbę analitycznej oceny skuteczności odpylania powietrza wlotowego w odpylaczu promieniowym — najprostszym i najbardziej zwartym konstrukcyjnie ze wszystkich stosowanych dotychczas na śmigłowcach.

Cechę charakterystyczną śmigłowców stanowi wykorzystywanie ich do wielu zadań i prac wymagających korzystania z przygodnych lądowisk, bez utwardzonych nawierzchni. W warunkach startu, lądowania lub zawisu na bardzo małych wysokościach — ruch powietrza, wymuszany pracą wirnika nośnego śmigłowca, powoduje wyrwanie z podłoża ziaren pyłu, które unoszą się w powietrzu, są wraz z nim zasysane przez silnik. Ziarna pyłów przemieszczające się wraz z powietrzem przez kanał przepływowy silnika powodują erozyjne niszczenie części znajdujących się w tym kanale oraz osadzanie się drobnoziarnistych frakcji na kierownicach sprężarek i turbin, powierzchniach ich kadłubów oraz w komorach spalin. Pierwsze z tych oddziaływań jest nieodwracalne i niszczy silnik obniżając jego trwałość i niezawodność, drugie — zmniejsza sprawność, aż do chwili usunięcia osadów.

Stopniowo coraz większą liczbę typów śmigłowców, zwłaszcza o zastosowaniu wojskowym wyposaża się w odpylacze powietrza wlotowego. Problem odpylania powietrza wlotowego w odniesieniu do silników turbinowych jest znacznie trudniejszy niż w odniesieniu do silników tłokowych. Wynika to przede wszystkim z 3—5-krotnie większego zapotrzebowania powietrza przez silnik turbinowy na jednostkę mocy, większych prędkości przepływu powietrza w kanale wlotowym silnika oraz silniejszego związku ciśnienia powietrza na wlocie silnika z mocą silnika i jego jednostkowym zużyciem paliwa, a nawet — skutecznością pracy.

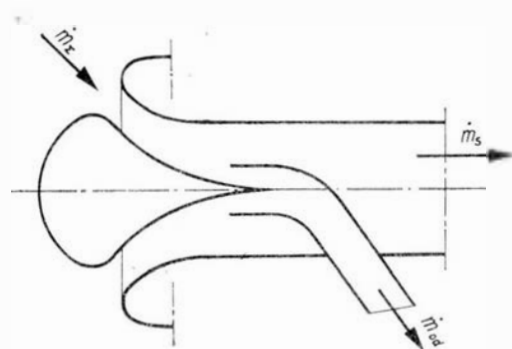
W śmigłowcach znajdują zastosowanie odpylacze różnych typów: powierzchniowe, bezwładnościowe multicyklonowe (np. śmigłowiec CH 53), promieniowe (np. śmigłowiec Sea King) oraz cyklonowo-promieniowe (np. silnik T 700).

Wśród wszystkich rozwiązań na szczególną uwagę zasługuje odpylacz promieniowy — ze względu na jego dużą zwartość, prostotę i lekkość konstrukcji. Schemat takiego odpylacza przedstawiono na rys. 1. Pierścieniowy kanał odpylacza jest ukształtowany tak, że siły odśrodkowe działające na ziarna pyłu zawarte w strumieniu powietrza wlotowego (o natężeniu \dot{m}_z) wytrącają je do strumienia odsysającego \dot{m}_{od} i są odprowadzane wraz z nim do atmosfery. Przy tym pola przekrojów poprzecznych kanału zapewniają prawie stałą prędkość przepływu strumienia (rzędu 80—90 m/s) oraz stosunki natężeń przepływu $\dot{m}_{od}/\dot{m}_s = 0,10—0,15$.

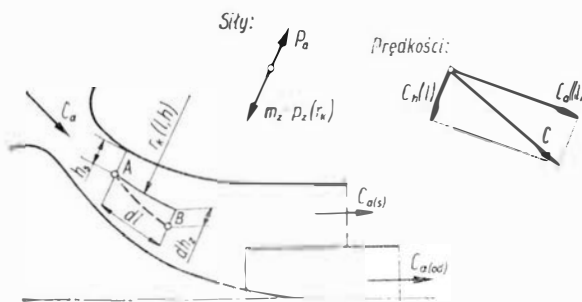
Model obliczeniowy

W obliczeniach przyjęto, że pyły zanieczyszczające strumień powietrza przemieszczają się wraz z

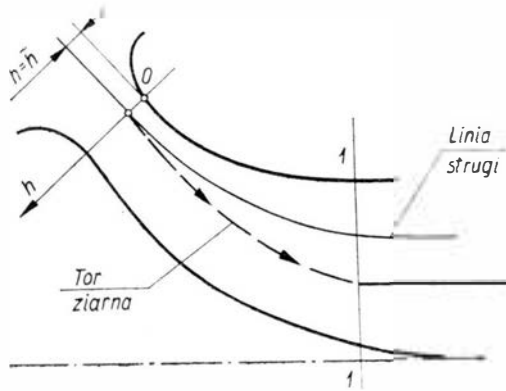
nim w przekroju wlotowym z tą samą prędkością i w tym samym kierunku, przy jednakowym stężeniu zapylenia i jednakowym składzie ziarnowym. Z chwilą wejścia ziaren na tory krzywoliniowe (wynikające z kształtu kanału przepływowego odpylacza), pod działaniem przyspieszeń odśrodkowych, następuje ich przemieszczenie poprzeczne w stosunku do linii strug strumienia powietrza, przy czym zachowują one tę samą wartość prędkości unoszenia $C_a(l)$. Na rysunku 2 przedstawiono odcinek toru AB ziarna z zaznaczeniem odchyłki dh_z względem linii strugi na odcinku dl . Na tym samym rysunku pokazano wektory sił działających na ziarno oraz składowe prędkości przemieszczeń względnych ziarna. Pod wpływem sił odśrodkowych tor ziarna będzie się stopniowo odchylał od linii strugi. Ziarna, których tory zbiegną się z krawędzią przewodu odprowadzającego (w przekroju 1—1 kanału na rys. 3), mają wartość graniczną: ziarna większe zostaną wyprowadzone do atmosfery (przewodem odprowadzającym), a ziarna mniejsze — dostaną się, wraz ze strumieniem \dot{m}_s do silnika. Tor ziarna granicznego oraz linie strugi powietrza pokazano na rysunku 3.



1. Schemat bezwładnościowego odpylacza powietrza wlotowego śmigłowcowego silnika turbinowego



2. Rozkład sił działających na ziarno, składowe prędkości przemieszczenia ziarna w kanale przepływowym odpylacza oraz przemieszczenia ziarna



3. Przebieg linii strugi i toru ziarna granicznego w kanale odpylacza

Z dokładnością dostateczną do oszacowania skuteczności odpylania, można wyznaczyć przebieg linii strug strumienia powietrza przepływającego przez odpylacz z równania ciągłości. Przemieszczenie poprzeczne ziarna względem linii strugi wyznacza zależność:

$$dh_z(t) = C_h(t) dt \quad (1)$$

Mając na uwadze, że: $dl = C_a(l)dt$, otrzymuje się zależność:

$$dh_z(l) = \frac{C_h(l)}{C_a(l)} dl \quad (1a)$$

Ze względu na zmienność kształtu kanału odpylacza, odległość bieżąca ziarna od ściany zewnętrznej kanału przepływowego odpylacza wyraża się zależnością:

$$h_z(l) = h_s(l) + \int_0^l \frac{C_h(l)}{C_a(l)} dl \quad (2)$$

w której:

- $h_s(l)$ — bieżąca odległość strugi od ściany zewnętrznej kanału (w odległości l od wlotu),
- $C_a(l)$ — prędkość unoszenia ziarna przez strumień powietrza w kanale przepływowym odpylacza,
- $C_h(l)$ — prędkość poprzeczna ziarna.

Prędkość poprzeczna ziarna może być wyznaczona z zależności:

$$m_z p_z(l, h) = m_z \frac{C_a^2(l)}{r_k(l, h)} = C_{xz} \frac{\rho}{2} C_h^2(l) A_z \quad (3)$$

w której:

- m_z — masa ziarna,
- $p_z(l, h) = \frac{C_a^2(l)}{r_k(l, h)}$ — przyspieszenie dośrodkowe działające na ziarno (r_k — promień krzywizny linii strugi, na której znajduje się ziarno),
- C_{xz} — współczynnik oporu aerodynamicznego ziarna,
- ρ — gęstość powietrza,
- A_z — pole powierzchni przekroju poprzecznego ziarna,

Ze względu na skomplikowany i przypadkowy kształt ziaren często wprowadza się pojęcie średnicy zastępczej ziarna i w takich przypadkach można przyjmować współczynnik oporu ziarna tak jak dla kuli, a masę w zależności od rodzaju materiału z jakiego utworzone są ziarna. Można także postąpić się swobodnego opadania ziaren (w spokojnym powietrzu o ciśnieniu i wilgotności normalnej) od średnicy zastępczej ziaren. Na rysunku 4 przedstawiono przykładowo taką zależność dla ziaren krzemionki.

Dla warunku swobodnego opadania ziarna zależność (3) przyjmuje postać:

$$m_z g = C_{xz} \frac{\rho}{2} C_{op}^2(d_z) A_z \quad (4)$$

w której:

g — przyspieszenie ziemskie.

Dzieląc zależność (3) i (4) otrzymuje się związek:

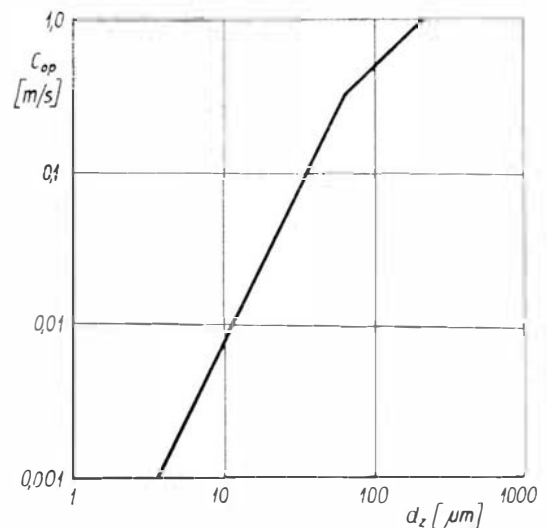
$$\frac{p_z r_k}{g} = \frac{C_h^2(l)}{C_{op}^2(d_z)}$$

z którego można wyznaczyć bieżącą prędkość poprzeczną ziarna:

$$C_h(l) = C_{op}(d_z) \frac{C_a(l)}{\sqrt{g} \cdot \sqrt{r_k(l, h)}} \quad (5)$$

Po wprowadzeniu otrzymanej zależności (5) do równania (2) można przedstawić zależność bieżącej odległości ziarna od ściany zewnętrznej kanału odpylacza w postaci dogodnej do analizy wpływu poszczególnych czynników:

$$h_z(l) = h_s(l) + \frac{C_{op}(d_z)}{\sqrt{g}} \int_0^l \frac{dl}{\sqrt{r_k(l, h)}} \quad (2a)$$



4. Zależność prędkości swobodnego opadania ziaren krzemionkowych od ich średnicy

Dokończenie na str. 25

Śmigłowiec wielozadaniowy: transportowy, pasażerski, łącznikowy, sanitarny, ratowniczy, dźwigowy itp.

KONSTRUKCJA. Dwusłownikowy, jednonirnikowy śmigłowiec ze śmigłem ogonowym, konstrukcji metalowej.

Wirnik i przeniesienie napędu. Wirnik nośny pięciopłatowy. Łopaty o obrysie prostokątnym zwichrzone geometrycznie. Konstrukcja łopat mieszana, do duralowego dźwigara klejone segmenty z wypełniaczem ulowym. Na krawędziach natarcia elektryczna instalacja przeciwołodzeniowa. Łopaty zawieszane elastycznie. Układ zawieszania składający się z przegubów pionowych zaopatrzonych w tłumiki czierne i przegubów poziomych okresowego sterowania łopat. Sterowanie wirnikiem wspomagane hydraulicznie. Śmigło ogonowe trójłopatowe, przestawialne. Napęd śmigła wałem przekątnym od reduktora. Konstrukcja łopat metalowa, klejona.

Kadłub. Dwudzielny, metalowy, konstrukcji półskorupowej. Przednią część zajmuje bogato oszklona szkłem krzemianowym dwuosobowa kabina załogi. W wersji pasażerskiej kabina mieści 28 pasażerów. Wnętrze izolowane materiałami dźwięko- i pyłochłonnymi. Kabina załogi i pasażerska klimatyzowane. Układ klimatyzacji zapewnia stałą temperaturę równą 20 °C nawet w przypadku, gdy na zewnątrz panuje temperatura 50°–60 °C poniżej 0 (zera). W wersji transportowej i sanitarnej pojemność kabiny wynosi ok. 23 m³ i można zabrać ładunek o ciężarze do 4 T. Silniki umieszczono nad kabiną, a z obu stron kadłuba zbiorniki paliwa. Część górna i dolna kadłuba wzmocnione. Przednie oszklenie zaopatrzone w elektryczną instalację przeciwołodzeniową. W kabine pasażerskiej 12 okrągłych okien, z których pięć służy równocześnie jako wyjście awaryjne. Z lewej strony drzwi pasażerskie. Tył kadłuba jest zaopatrzony w hydraulicznie otwie-



Fot. R. Witkowski

rane szczelne drzwi ładunkowe (otwierane na boki tył kadłuba) i hydraulicznie opuszczany trap. Belka ogonowa konstrukcji półskorupowej, rurowa, zakończona wysięgnikiem głowicy napędzającej śmigło ogonowe. W tylnej części belki mały statecznik poziomy i zderzak bezpieczeństwa. Sterowanie klasyczne, napędy mieszane (popychacze, linki, siłowniki hydrauliczne).

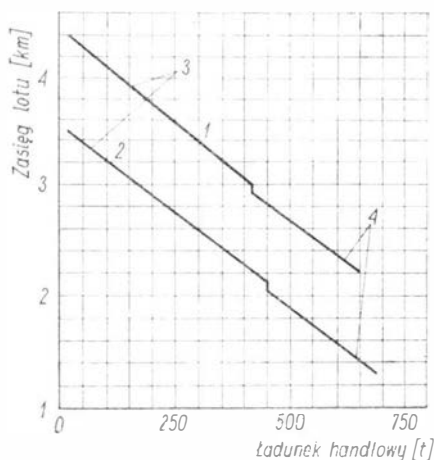
Podwozie. Stałe, trójkołowe. Podwozie główne trójgoleniowe o amortyzacji olejowo-pneumatycznej. Podwozie przednie jednogoleniowe samonastawne z wahaczem i dwoma jednakowymi kołami.

Napęd. Dwa silniki turbinowe S. P. Izotowa TW-2-117A o mocy maksymalnej na wale turbiny 1500 KM i mocy nominalnej 1200 KM każdy, napędzające przez reduktor wirnik nośny i śmigło ogonowe. Rozruch silnika elektryczny sprzężony, łączna moc dwóch sprzężonych rozruszników 36 kW. Trzy główne zbiorniki paliwa o pojemności 1450 kg (1104 kg + 364 kg) i zbiornik dodatkowy na 710 kg paliwa. Ilość oleju — 60 kg. Ciężar jednego silnika — 330 kg. Zużycie paliwa 295 g/KM/h.

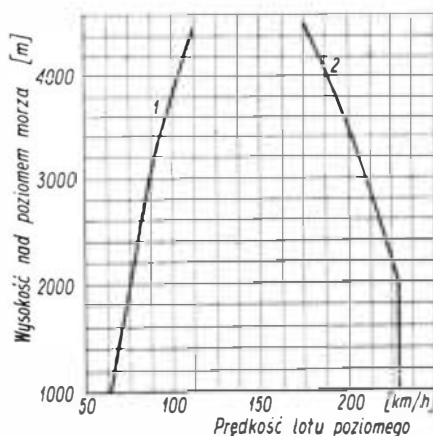
Wyposażenie. Zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych do lotów dziennych i nocnych, przyrządów kontrolnych silnika i agregatów, urządzeń i instalacji elektrycznych. Sygnalizator pożarowy i sygnalizator oblodzenia. Wyposażenie radiowe i radionawigacyjne obejmuje: zestaw radiostacji, radiobusole, radiowysokościomierz i w wersji specjalnej — radar. Źródła prądu stałego obejmują prądnice prądu stałego zabudowane na silnikach i baterię sześciu akumulatorów pokładowych o napięciu 24 V. Istnieje również instalacja prądu zmiennego o napięciu 115 V. Instalacja hydrauliczna pracuje pod ciśnieniem 45–65 kg/cm². Na zewnątrz pod kadłubem uchwyty pozwalające zabrać ładunek.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Śmigłowiec został opracowany w 1960 r. w biurze konstrukcyjnym M. Miła i jest turbinową wersją rozwojową śmigłowca Mi-4, z którego wykorzystano wiele

elementów konstrukcji (układ wirnika śmigła ogonowego, tylna część kadłuba). Pierwszy prototyp śmigłowca oznaczony W-8 miał jeden silnik turbinowy Sołowiowa TW-2M o mocy maksymalnej na wale turbiny 2700 KM i czterołopatowy wirnik nośny. Pierwszy jego lot odbył się w 1961 r. Drugi prototyp oblatany został 17 września 1962 r. i otrzymał dwa mniejsze silniki Izotowa TW-2-117, ułożone obok siebie i wirnik pięciopłatowy. Śmigłowce produkowane seryjnie pod oznaczeniem Mi-8 weszły do służby w Aeroflocie. 19 kwietnia 1964 r. radzieccy piloci ustanowili na Mi-8 rekord międzynarodowy, osiągając 201,834 km/h na zamkniętej trasie 2000 km. Mi-8 został przyjęty do służby w wojsku. Może przewozić 20 żołnierzy z wyposażeniem. W wersji sanitarnej może zabrać 12 rannych i personel lekarski. Jest eksportowany do kilku krajów, m. in. oprócz krajów socjalistycznych do Boliwii i Egiptu. Od 1968 r. używany w Wojsku Polskim. Zasięgnął się w kraju dzięki pracom montażowym, które zostały za jego pomocą wykonane, a byłyby pracochłonne i trudne do zrealizowania normalnymi sposobami budowlanymi.



Zależność ładunku handlowego od zasięgu lotu: 1 — ciężar startowy 12 000 kg; 2 — ciężar startowy 11 100 kg; 3 — zbiorniki podstawowe (1450 kg); 4 — zbiornik dodatkowy (710 kg)



Zależność prędkości maksymalnej i minimalnej lotu poziomego od wysokości: 1 — minimalna, 2 — maksymalna

Mi-8

DANE TECHNICZNE

Wymiary zewnętrzne

Średnica wirnika nośnego	21,29 m
Średnica śmigła ogonowego	3,8 m
Odległość między osiami wirników	12,65 m

Długość całkowita	25,22 m
-------------------	---------

Długość kadłuba	18,31 m
Wysokość całkowita	5,60 m
Rozstaw kół	1,50 m
Rozstaw osi (baza podwozia)	4,26 m

Przednie drzwi pasażerskie

Wysokość	1,41 m
Szerokość	0,83 m

Tylne drzwi pasażerskie

Wysokość	1,70 m
Szerokość	0,84 m

Tylne drzwi transportowe

Wysokość	1,8 m
Szerokość	2,34 m

Wymiary kabiny

Długość podłogi	5,34 m
Szerokość	2,30 m
Wysokość	1,82 m

Ciężary

Ciężar własny	
— wersja pasażerska	7417 kG
— wersja transportowa	7161 kG

Ciężar płatny	
— wewnętrzny	4000 kG
— zewnętrzny	3000 kG
Ciężar normalny całkowity	11 000 kG
Ciężar maks. przy starcie pionowym	12 000 kG

Osiągi

Maks. prędkość pozioma	
— przy normalnym ciężarze całkowitym	250 km/h
— przy maks. ciężarze całkowitym	220 km/h

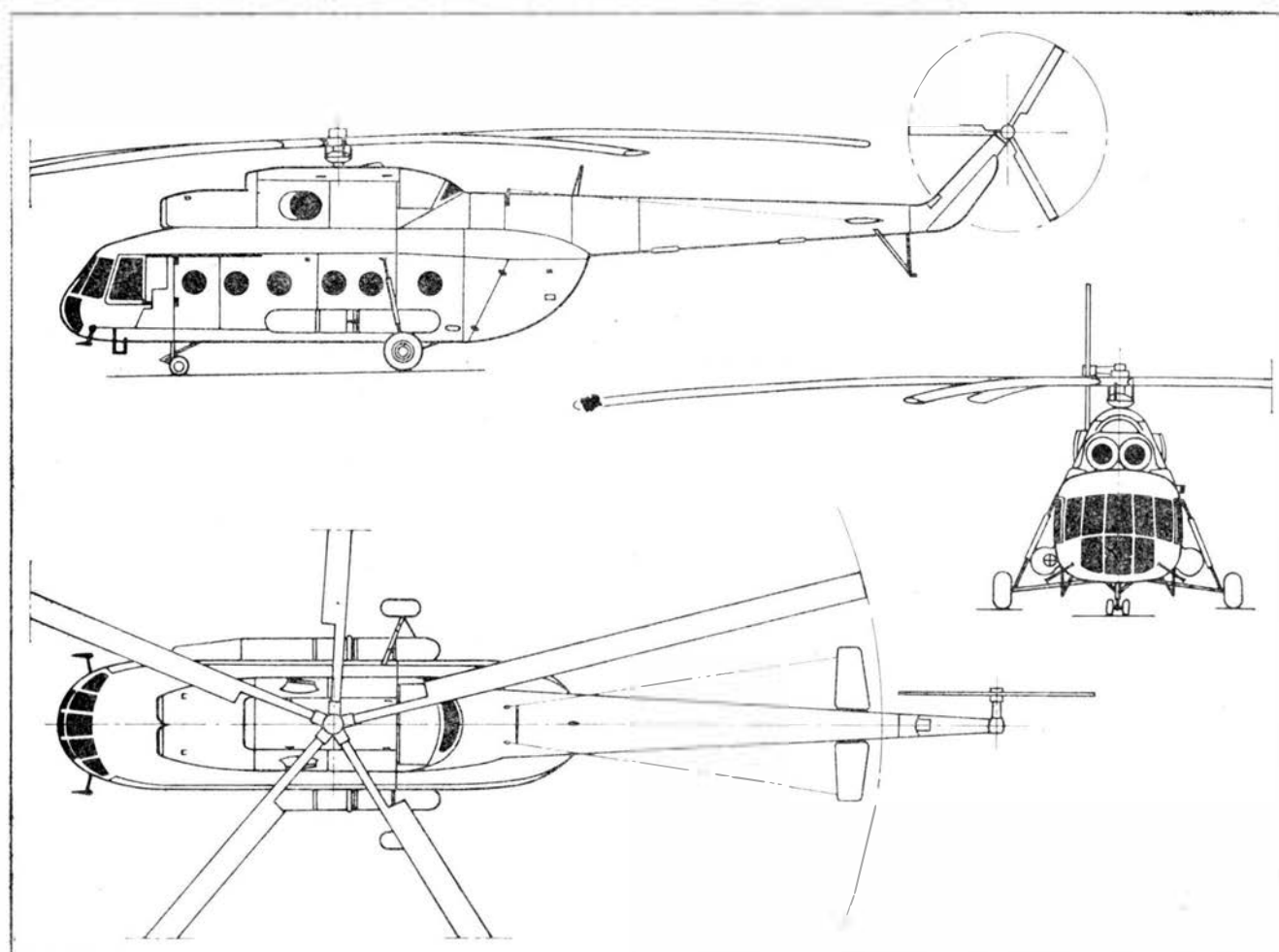
Maks. prędkość przelotowa	
— przy normalnym ciężarze całkowitym	225 km/h
— przy maks. ciężarze całkowitym	180 km/h

Pułap praktyczny	4500 m
------------------	--------

Pułap zawisu (dla ciężaru całkowitego normalnego)	
— z wpływem ziemi	1800 m
— bez wpływu ziemi	800 m

Zasięg	
— z 22 pasażerami, 560 kG ładunku i 30 minut rezerwy paliwa	360 km
— z 3000 kG ładunku	425 km
— z pełnym zapasem paliwa	940 km

W.B.



2-miejscowy lekki samolot wielozadaniowy

KONSTRUKCJA. 1-silnikowy górnopłat z zastrzałami, konstrukcji mieszanej.

Plat. Prosty, 2-dźwigarowy, o obrysie prostokątnym. Profil NACA 4412, stały wzdłuż rozpiętości. Wznios 2° . Kąt zaklinowania 1° . Dźwigary konstrukcji drewnianej, żebra wykonane z blachy duralowej. Pokrycie tkaniną typu Dacron. Zastrzały typu V, wykonane z rur stalowych, podparte w środkowej części rozpórkami. Na prawym zastrzale umieszczono rurkę Pitota. 1-dźwigarowe lotki konstrukcji metalowej. Pokrycie tkaniną typu Dacron. Kąt wychylenia lotek 19° w dół i $27,5^\circ$ w górę. Kłapy zwykle konstrukcji metalowej. Pokrycie płócienne. Kąt wychylenia kłap 35° . Końcówki skrzydła z laminatu poliestrowego wzmocnionego włóknem szklanym. W połowie rozpiętości lewego skrzydła na krawędzi natarcia umieszczono nadajnik sygnalizatora przeciągnięcia.

Kadłub. Konstrukcja kratownicowa spawana z rur chromowo-molibdenowych. Pokrycie tkaniną typu Dacron. Przekrój kadłuba prostokątny z zaokrąglonymi narożnikami. Część pokrycia spodniej części kadłuba stanowią łatwo odemowane pokrywy metalowe. W nosowej części kadłuba (pod śmigłem) reflektor do lądowania. Przednia część oszklenia kabiny barwiona. W kabinie o dobrej widoczności 2 fotele w układzie tandem. Fotel tylny szerszy od przedniego. Sterownice podwójne. Kabina ogrzewana. Z prawej strony kabiny drzwi z możliwością szybkiego zrzutu awaryjnego. Okno po lewej stronie naprzeciw drzwi, otwierane do góry. Za fotelami pilotów bagażnik, w którym umieścić można do 45 kg bagażu. Tylnie siedzenie i sterownica szybko demontowane w celu pomieszczenia dodatkowego ładunku, mocowanego do uchwytów. Za kabiną w tylnej części kadłuba akumulator pokładowy. Z



prawej strony kadłuba w pobliżu węzła mocowania zastrzałów stopień ułatwiający wsiadanie do kabiny. W tylnej części kadłuba z prawej strony uchwyt ułatwiający transport samolotu na ziemi. W przedniej części kadłuba, z obydwu jego stron, umieszczono nastawne chwytły powietrza dla wentylacji kabiny.

Usterzenie. Klasyczne, proste, o obrysach trapezowych z cięgnami usztywniającymi. Konstrukcja spawana z rur stalowych. Pokrycie tkaniną typu Dacron. Statecznik poziomy o stałym kącie zaklinowania -5° . Wyważony masowo ster wysokości z rogowym wyważeniem aerodynamicznym. Kąty wychyleń steru wysokości $\pm 24^\circ$. Sterowana klapka wyważająca na lewym sterze wysokości. Wyważony masowo ster kierunku z rogowym wyważeniem aerodynamicznym. Stała klapka na sterze kierunku.

Podwozie. Stałe, z kółkiem ogonowym sterowanym. Wolnonośne golenie główne ze stali sprężynowej. Kółko ogonowe typu Scott. Na goleniach głównego podwozia noże do awaryjnego przecinania drutów linii napowietrznych. Hydrauliczne hamulce tarczowe. Hamulec postojowy. Koła główne wyposażone w owiewki. Możliwość

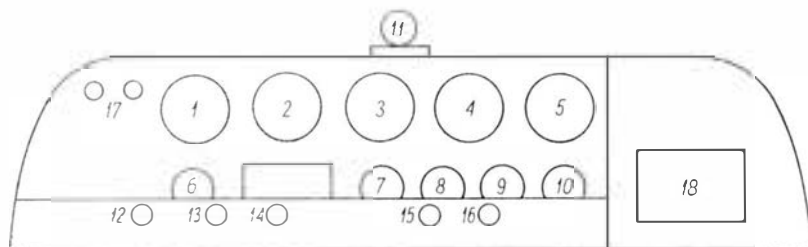
zastosowania nart lub pływaków (wersja na pływakach posiada dodatkowe zabezpieczenie antykorozyjne).

Napęd. Chłodzony powietrzem, 4-cylindrowy, płaski silnik tłokowy Avco Lycoming O-320-A2B o mocy 150 KM, napędzający metalowe, 2-łopatowe, stałe śmigło typu Sensenich. Możliwość zastosowania śmigła Mc Cauley IC172AGM 7254. Łoże silnika z rur stalowych. 2 zbiorniki paliwa w skrzydłach o łącznej pojemności 151 l. Wlewy paliwa nad zbiornikami. Pojemność zbiornika oleju 7 l.

Wyposażenie. Instalacja elektryczna zasilana akumulatorem 12 V 24 Ah oraz prądnicą napędzaną przez silnik. Instalacja hydrauliczna jedynie w układzie hamowania kół. Podstawowy zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i silnikowych. Możliwość zabudowania różnych radiostacji typu King lub Narco, układu VOR, układu ILS i radiobusoli. Dodatkowe wyposażenie stanowi gaśnica, lampa antykolizyjna, światła pozycyjne (z możliwością migania) i reflektor do lądowania. Możliwość zabudowania haka do holowania szybowców. Samolot dostarczany jest odbiorcom w estetycznym 2-kolorowym malowaniu.

Uwaga: cena samolotu ok. 6,6 tys. funtów.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot Champion (Bellanca) 7GCBC Scout jest jedną z czterech wersji 2-miejscowego samolotu Champion (Bellanca) Citabria oferowanych przez firmę Bellanca Aircraft Corporation. Nazwa Citabria pochodzi od słowa Airbatic (akrobacyjny) czytanegospak. Prototyp podstawowej wersji tego samolotu (7ECA) wyposażonej w silnik Lycoming o mocy 115 KM oblatano 1 V 1964 r., produkcję seryjną rozpoczęto 18 VII 1964 r. Wersję 7GCBC Scout zapowiedziano w grudniu 1970 r., wprowadzone w niej zmiany konstrukcyjne miały na celu rozszerzenie zakresu zastosowań samolotu. Przykładowo samolot może być zastosowany jako rolniczy z aparaturą do chemikaliów ciekłych. W tym

**Tablica przyrządów pokładowych:**

1 — wysokościomierz, 2 — prędkościomierz, 3 — wariometr, 4 — zakrętomiernik, 5 — zakrętomiernik z chyłomierzem, 6 — obrotomiernik, 7 — wskaźnik temperatury głowicy silnika, 8 — amperomierz, 9 — wskaźnik temperatury oleju, 10 — sygnalizator przeciągnięcia,

11 — busola, 12 — sterowanie składem mieszanki, 13 — sterowanie ogrzewaniem przedniej kabiny, 14 — sterowanie ogrzewaniem tylnej kabiny, 15 — przycisk rozrusznika, 16 — pompka zastrykowa, 17 — gniazdko mikrofonu i słuchawek pilota, 18 — radiostacja.

Champion (Bellanca) Citabria 7 GCBC Scout

celu zastosowano podwieszany zbiornik chemikaliów o pojemności 340 l wykonany z laminatu szkła-

nego oraz zbieżne rury z 16 dyszami rozpryskującymi. Zbiornik ma boczny otwór załadowczy, zawór

awaryjnego zrzutu chemikaliów oraz mechanizm natychmiastowego awaryjnego zrzutu zbiornika.

DANE TECHNICZNE

Wymiary

Rozpiętość	10,5 m
Ciężwa płata (stała)	1,52 m
Długość	6,91 m
Wysokość	2,02 m
Rozstaw kół podwozia	4,90 m

Wymiary drzwi kabiny

Wysokość	0,94 m
Szerokość	0,94 m

Powierzchnie

Powierzchnia nośna	15,81 m ²
Powierzchnia lotek (łącznie)	1,53 m ²
Powierzchnia kłap (łącznie)	1,71 m ²
Powierzchnia statecznika pionowego	0,65 m ²
Powierzchnia steru kierunku	0,63 m ²
Powierzchnia statecznika poziomego	1,14 m ²
Powierzchnia steru wysokości z klapą	1,35 m ²

Ciężary

Ciężar własny (z wyposażeniem)	
— wersja akrobacyjna	515 kG

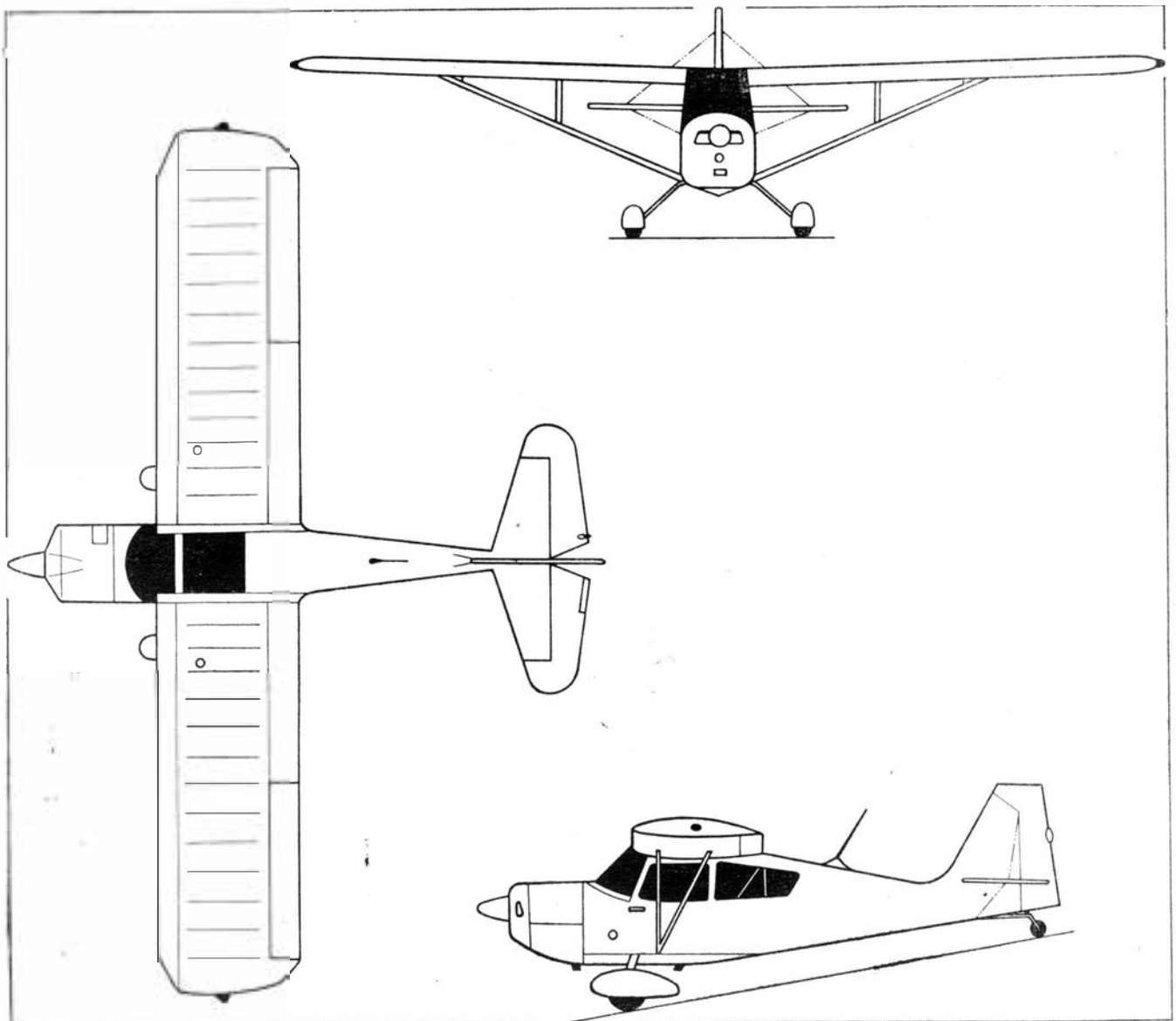
— wersja rolnicza z urządzeniami do opryskiwania	522 kG
Ciężar całkowity maks.	
— wersja akrobacyjna	758 kG
— wersja rolnicza z urządzeniami do opryskiwania	1054 kG

Osiągi

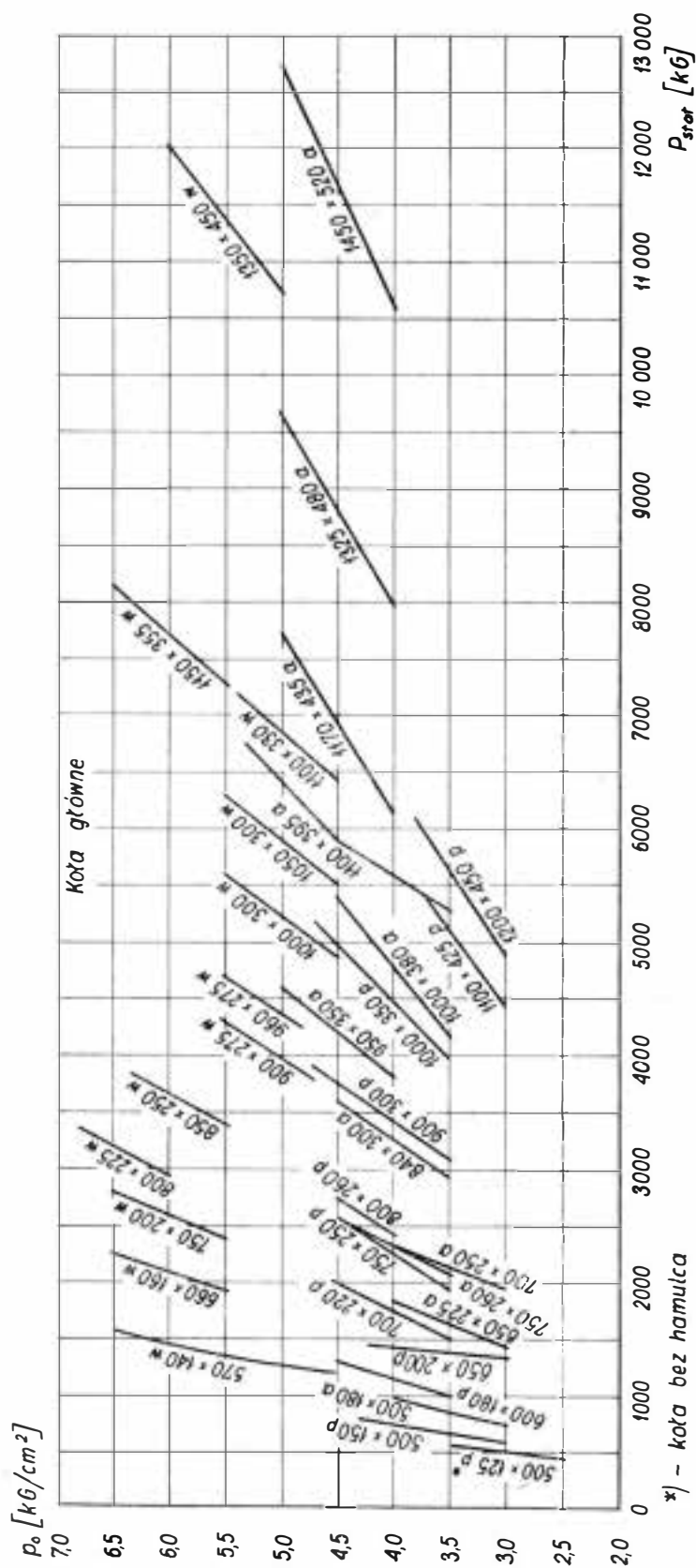
(dla ciężaru całkowitego 758 kG)

Prędkość maks.	206 km/h
Prędkość dopuszczalna nurkowania	260 km/h
Prędkość przelotowa (75% mocy)	201 km/h
Prędkość min. (klapy schowane)	82 km/h
Prędkość min. (kął wychylenia kłap 35°)	73 km/h
Wznoszenie	5,82 m/s
Start (na h = 15 m)	161 m
Lądowanie (z h = 15 m)	210 m
Rozbieg	61 m
Zasięg (prędkość przelotowa, rezerwa paliwa na 30 min)	772 km
Współczynniki obciążenia dopuszczalnego	+5/-2

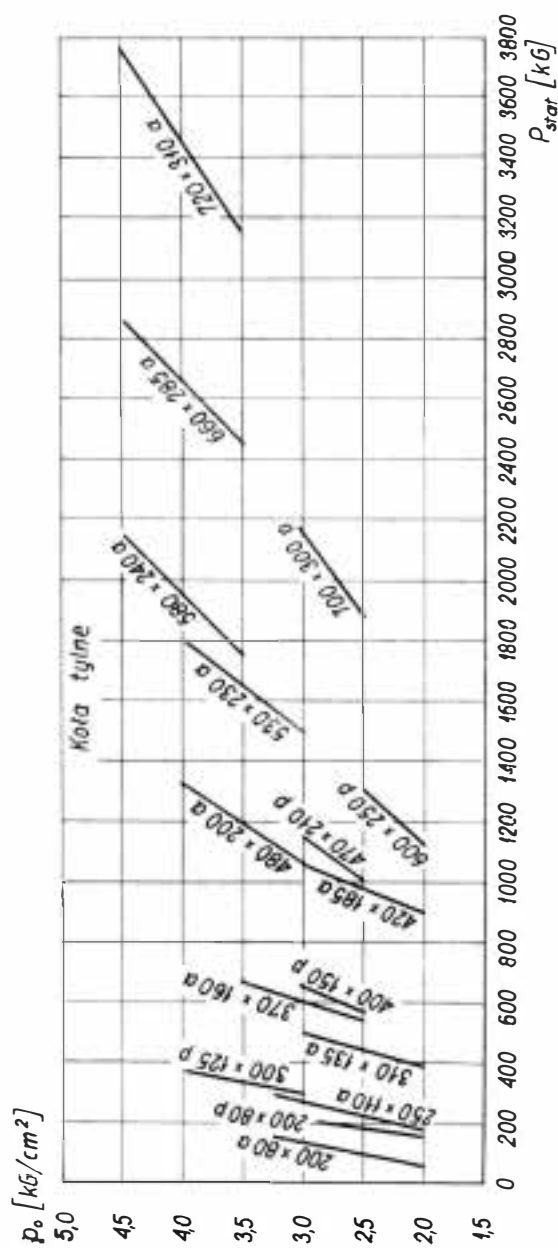
R. M.



Radzieckie ogumienie lotnicze



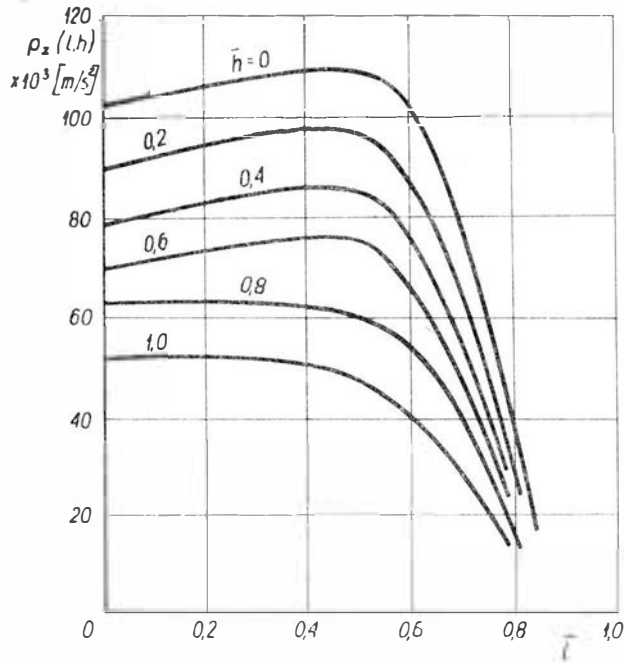
p – półbalon
 w – wysokie ciśnienie
 a – opony o szerokim bieżniku



Podstawowe dane techniczne radzieckich filtrów hydraulicznych

Dane techniczne	Nazwa filtru																				
	11GF9	11GF98N	13GR6	13GF6S	14GF1	14GF3	14GF15N	14GF19	14GF198N	15GF17	15GF17A	15GF17BN	15GF17SN	GF111	GF11K	GF15N	1GF11	1GF113	1GF11	1GF113	
Ciecz robocza	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10	AMG-10
Czystość filtracji [µm]	10	12-16	10	12-16	10	0,01 mm	12-16	10	12-16	10	10	12-16	12-16	0,01 mm	0,01 mm	12-16	10-12	12-16	0,01 mm	0,09 mm	
Cisnienie robocze [KG/cm ²]	220	220	220	220	220	170	220	1-3,4	1-3,4	220	220	220	220	220	220	220	220	220	220	220	
Maks. wydatek [l/min]	10	10	40	40	60	60	60	60	60	60	20	135	135	40	40	40	60	60	20	80	
Maks. temp. cieczy [°C]	100	100	150	150	120	90	120	60	100	100	100	100	100	90	120	120	90	100	90	90	
Temp. otoczenia [°C] minimalna maksymalna	-60 +100	-60 +100	-60 +100	-60 +100	-60 +100	-50 +80	-60 +100	-60 +60	-60 +100	-60 +100	-60 +100	-60 +100	-60 +100	-60 +60	-60 +60	-60 +180	-60 +60	-60 +60	-60 +60	-60 +60	-60 +60
Opór hydrauliczny przy maks. wydatku cieczy i przy temperaturze otoczenia 20°±5°C [KG/cm ²]	1,8	1,8	1,8	1,8	1,8	2,5	1,8	1,0	1,0	0,8	0,2	1,8	1,8	2,5	3,5	8,0	1,8	1,8	1,2	4,8	
Różnica ciśnień na elementach filtrującym przy którym otwiera się zawór bocznikujący [KG/cm ²]	7±1	7±1	7±1	7±1	7±1	—	7±1	2,5+0,5	2,5+0,5	7±1	—	—	7±1	9±1	9±1	9±0,5	7±1	7±1	—	—	
Gwarancyjny okres pracy filtru [godz. lotu]	250	200-500	250-400	1000	250-500	500-800	2000-4000	200-500	2000-1000	250-500	250-500	4000	4000	okres użytkowania samo-lotu	okres użytkowania samo-lotu	100-200	250-500	1000	2000	1000	
Ciezar filtru bez cieczy [KG]	0,7	0,8	1,2	1,25	2,1	1,4	2,2	1,1	1,5	4,5	4,5	4,6	4,6	11,3	1,3	1,6	1,6-1,96	2,0-2,4	0,28	1,65-2,0	

Dokończenie ze str. 18



5. Rozkład przyspieszeń dośrodkowych w kanale przepływowym odpylacza

Z powyższego wzoru wynika, że skuteczność odpylania jest tym większa (większa wartość $h_z(l)$), im bliższe będzie położenie początkowe strugi (\bar{h} na rys. 3) względem ściany wewnętrznej kanału (większa wartość $h_s(l)$), z którą ziarno dostaje się do odpylacza. Wartość $h_z(l)$ rośnie również ze wzrostem prędkości opadania $C_{op}(d_z)$ swobodnego ziarna i zmniejszeniem promienia krzywizny $r_k(l, h)$. Tak więc skuteczność odpylacza jest większa przy zapyleniu pyłami gruboziarnistymi. Podwyższanie skuteczności odpylacza przez zmniejszenie promienia krzywizny jest ograniczone zwiększonymi stratami przepływu, przy intensywniejszych zakrzywieniach kanału przepływowego — i ten problem podlega optymalizacji z udziałem badań eksperymentalnych.

Wyniki obliczeń

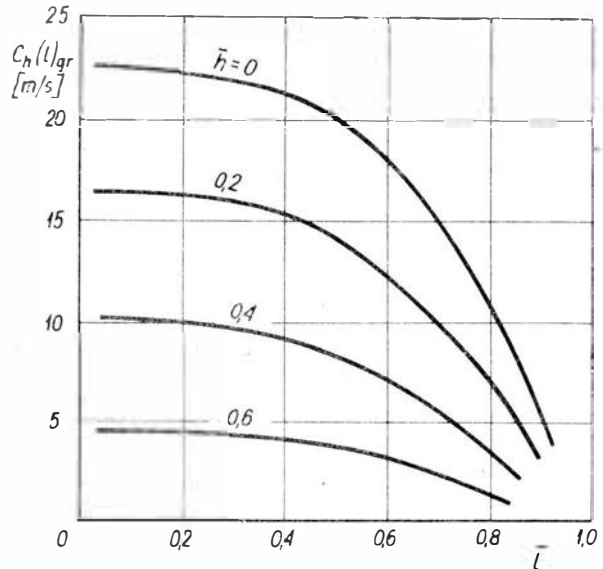
W rozpatrywanym odpylaczu prędkość przepływu strumienia jest praktycznie stała i wynosi średnio ok. 89 m/s. Do oceny skuteczności odpylania przyjęto, że ziarna pyłu poruszają się wraz z powietrzem, ze stałą prędkością unoszenia $C_a(l) = \text{const}$ w całym kanale przepływowym. W oparciu o te założenia przeprowadzono obliczenia przyspieszeń dośrodkowych $p_z(l, h) = \frac{C_a^2}{r_k(l, h)}$ działających na ziarna podczas ich ruchu na torach pokrywających z liniami strug. Wyniki obliczeń przedstawiono w postaci wykresów na rys. 5. Na uwagę zasługują bardzo duże wartości tych przyspieszeń i prawie stałe ich wartości na blisko 60% długości kanału — licząc od przekroju wlotowego odpylacza (0 — na rys. 3) do przekroju wlotowego kanału odprowadzającego pyły (1 — na rys. 3). Obliczenia przemieszczeń zia-

ren dokonano według zależności, wynikającej ze wzoru (2a), w postaci:

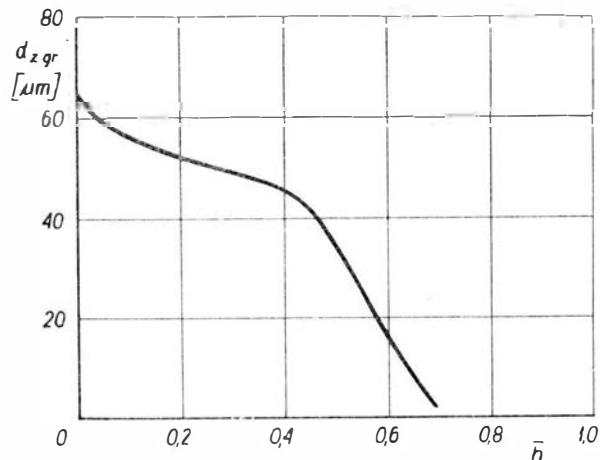
$$h_z(l_i) = h_s(l_i) + \frac{C_{op}(d_z)}{\sqrt{g}} \sum_{i=1}^{i=n} \frac{\Delta l_i}{r_k[l_i, h_s(l_i)]} \quad (2b)$$

Po przeprowadzeniu obliczeń przemieszczeń $h_z(l)$ dla ziaren trafiających w krawędź kanału odprowadzającego pyły wyznaczono przebiegi prędkości $C_h(l)$ dla tych ziaren (o wymiarach granicznych) wzdłuż kanału, co zilustrowano wykresami na rys. 6. Poszczególne krzywe $C_h(l)_{gr}$ odpowiadają początkowemu ich położeniu \bar{h} w przekroju wlotowym odpylacza, względem jego ściany wewnętrznej (rys. 3).

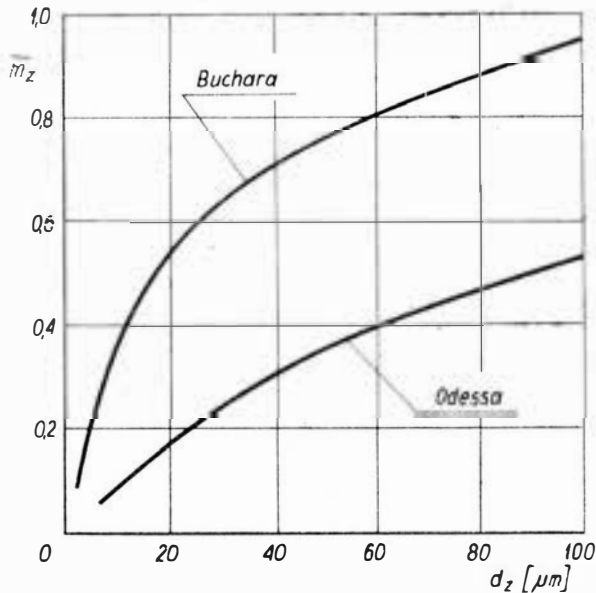
Wymiary ziaren granicznych (d_{zgr}), tj. rozgraniczających ziarna (o mniejszych wymiarach), które wraz ze strumieniem powietrza dostają się do silnika, od ziaren (większych), które zostaną wydalone przewodem odprowadzającym — zestawiono w postaci wykresu na rys. 7 w zależności od ich po-



6. Rozkład składowych poprzecznych prędkości ruchu ziaren o wymiarach granicznych, w kanale odpylacza



7. Zależność granicznych wymiarów średnicy ziaren od współrzędnej poprzecznej h przekroju wlotowego kanału odpylacza



8. Skład ziarnowy pyłów z rejonu Buchar i rejonu Odessy

łożenia początkowego w przekroju wlotowym odpylacza.

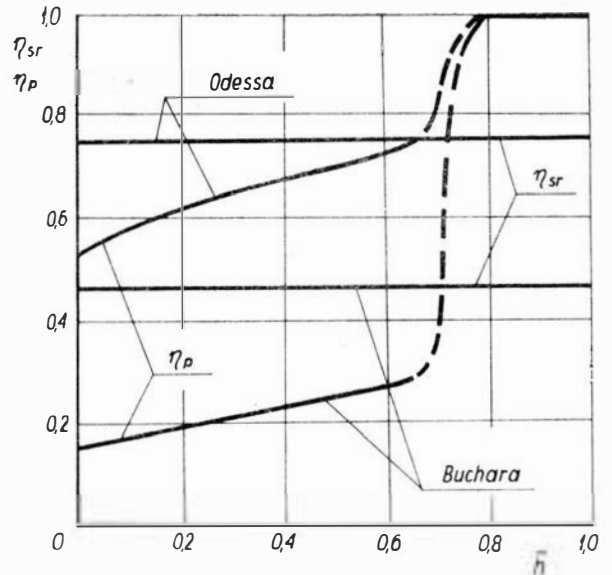
Bazując na składzie ziarnowym pyłów (rys. 8), można wyznaczyć skuteczność przedziałową i całkowitą odpylacza z zależności:

$$\eta = \frac{M_z}{M_w} \quad (6)$$

w której:

M_z — masa pyłu odseparowanego przez odpylacz,
 M_w — całkowita masa pyłu wprowadzonego do odpylacza.

Na rysunku 9 zestawiono zależność skuteczności przedziałowej η_p i średniej η_{sr} odpylania odpylacza promieniowego dla dwóch pyłów o różnym składzie ziarnowym. Pod pojęciem przedziałowej skuteczności odpylania rozumiano skuteczność odpylania strumienia z poszczególnych stref przekroju wlotowego w zależności od ich położenia względem ściany zewnętrznej odpylacza.



9. Obliczona zależność skuteczności przedziałowej η_p od współrzędnej poprzecznej przekroju wlotowego i skuteczność średnia η_{sr} odpylacza dla dwóch składów ziarnowych pyłu

Wnioski

Badania analityczne skuteczności odpylaczy promieniowych, wynikającej z dynamiki przepływu powietrza i ziaren pyłu przemieszczających się w kanale przepływowym odpylacza, pozwalają ustalić względnie dokładnie tę skuteczność oraz zezwalają na ustalenie kierunku celowych zmian kształtu przepływowego odpylacza dla osiągnięcia wymaganej skuteczności odpylania. Przeprowadzone obliczenia wskazują na celowość dalszych badań zarówno analitycznych jak i eksperymentalnych odpylaczy promieniowych — które wykazują, jak wynika z obliczeń, dość wysoką skuteczność odpylania przy jednocześnie wyjątkowej prostocie konstrukcji i prawdopodobnie — niewysokich stratach przepływu.

Literatura

1. Dzierżanowski P. (i inni): *Turbinowe napędy samochodów*. WKiŁ. Warszawa 1974.
2. Wiatrek R.: *Zagadnienia oczyszczania zapyłonego powietrza wlotowego w lotniczych silnikach turbinowych*. TLiA 1971 nr 10—11 i 12.

W następnym numerze ...

W artykule Perspektywy rozwoju konstrukcji amatorskich przedstawimy propozycję programu, którego realizacja stworzyłaby możliwości spełnienia przez konstruktorów amatorów niezbędnych wymagań formalnych, koniecznych do rozwoju konstrukcji amatorskich.

W artykule Dziś i jutro przemysłu silników turbinowych omówione będą przesłanki przewidywanego przełomu w pracy przemysłu

silnikowego na świecie. Przedstawione będą m.in. nowe tendencje eksploatacji silników i program ATEGG, kształtowanie się wzrostu kosztów realizacji nowych programów silnikowych, wpływ kryzysu paliwowego na projekty silników lotniczych.

Następnie zaprezentujemy ekspozycję polskiego przemysłu lotniczego na wystawie „30 lat socjalistycznej Polski”, która była zorganizowana w br. w Moskwie.

W artykule Transport powietrzny w Polsce — futurologiczny warunek nowoczesności i postępu omówione będą m.in. czynniki, które wpływają na szybkie i skuteczne kształtowanie się transportu powietrznego, kierunki rozwoju i modernizacji transportu powietrznego w Polsce.

W artykule Charakterystyka motocyklowca w krążeniu podane i omówione będą charakterystyki kominowe.

Dok. na str. 40

Niektóre problemy układu kaczki

Dokończenie

Niektóre wyniki badań w locie F19a Ente

Badania w locie samolotu F19a Ente przeprowadzone w latach trzydziestych wykazały kilka osobliwości układu kaczki. Ujawnione właściwości mają charakter zarówno pozytywny, jak i negatywny, i są warte bardziej szczegółowego przeanalizowania teoretycznego oraz doświadczalnego sprawdzenia wyników. Nie wchodząc w szczegóły przeprowadzonych z F19a Ente doświadczeń [1], [2], można wynotować z nich następujące stwierdzenia:

— niewielkie zakłócenia ustalonego stanu lotu prowadzą przy większej prędkości do nietłumionych wahań podłużnych, jak to wskazują krzywe na rys. 13, gwałtowne wychylenie steru wysokości (ściągnięcie) o $0,4^\circ$ powodowało na tym samolocie wahania podłużne o amplitudzie około 10° i częstotliwości 12 s. Wahania te nie były tłumione, chociaż nie wykazywały tendencji do powiększania się. Amplituda zmian wysokości wynosiła około 15 m (c-a 1,3 mm słupa Hg), różnica ciśnień dynamicznych zaś wynosiła przy tym około 20 mm słupa H_2O (wahania od ciśnienia dynamicznego 30 mm H_2O do 50 mm H_2O ,

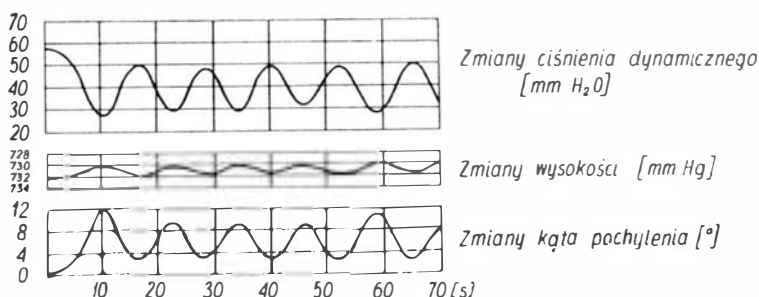
co odpowiada wahaniom prędkości od 22 m/s do 28,3 m/s). Wyniki pomiarów tego przypadku pokazano na rys. 13;

— gwałtowne, duże wychylenia steru wysokości powodowały powstawanie tłumionych wahań podłużnych, przy czym tłumienie powiększało się przy zwiększaniu wychylenia steru. Przy gwałtownym wychyleniu steru o $4,7^\circ$ wahania podłużne zmniejszyły się z amplitudy 15° do 3° po 4 okresach i około 52 s, zaś przy wychyleniu steru o $9,8^\circ$ wahania podłużne zostały wytłumione od początkowej, wartości 12° po 4 okresach i około 45 sekundach. Nie stwierdzono przy tym zmniejszenia początkowej wysokości lotu, natomiast fakt, że samolot nie przeszedł po wytłumieniu wahań do lotu wznoszącego można wytłumaczyć albo zwiększeniem oporu przy większym o około 8° kącie natarcia, albo niemożliwością uzyskania większego współczynnika siły nośnej na skrzydle. Charakter zmian pokazują krzywe na rys. 14;

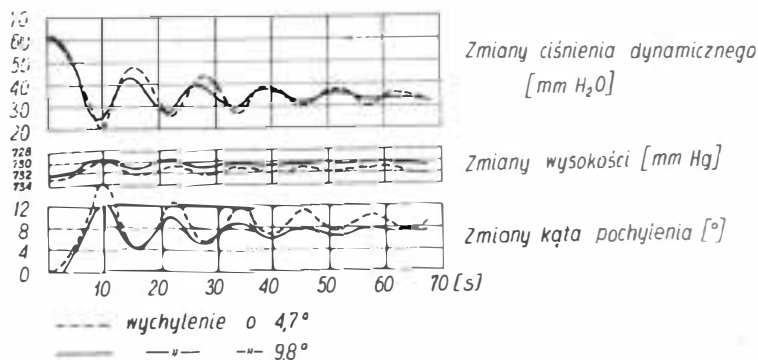
— powolne wychylanie (ściąganie) steru wysokości, aż do maksymalnej wartości $18,5^\circ$, nie powodowało żadnych wahań, a tylko stopniowe przej-

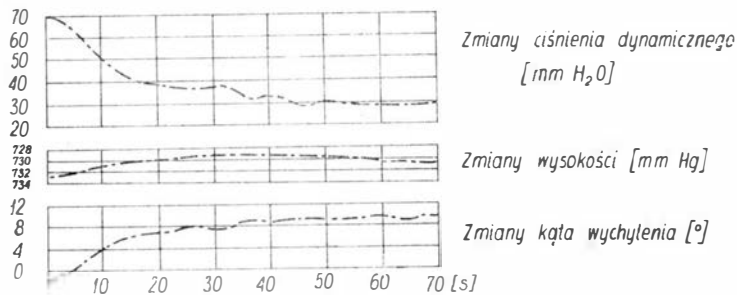
Przedmiotem analizy jest wpływ przedniego usterzenia kaczki na aerodynamikę skrzydła, zagadnienie stateczności podłużnej i bocznej, wpływ podmuchów na wielkość obciążeń oraz niektóre, praktycznie zaobserwowane zjawiska związane ze statecznością dynamiczną samolotu o tym układzie. Uwagi i spostrzeżenia ograniczają się do omówienia niektórych szczególnych własności układu Kaczki latającej z niewielkimi prędkościami ($Ma < 0,5$).

13. Zachowanie się samolotu F19a Ente po gwałtownym wychyleniu steru wysokości o $0,4^\circ$ [1]

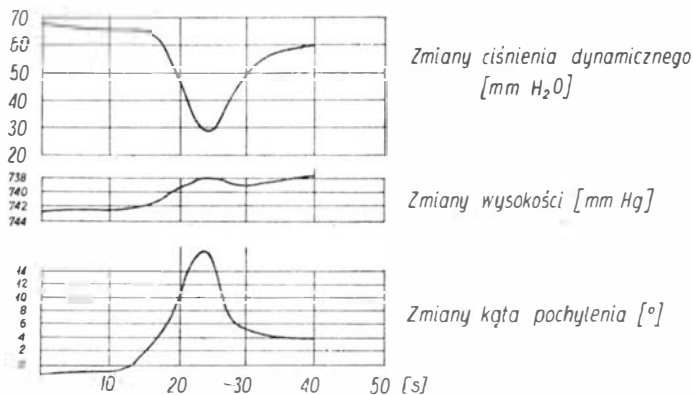


14. Zachowanie się samolotu F19a Ente po gwałtownych wychyleniach steru wysokości [1]





15. Zachowanie się samolotu FW 19a Ente przy powolnym wychyleniu steru wysokości o kąt 18,5° [1]



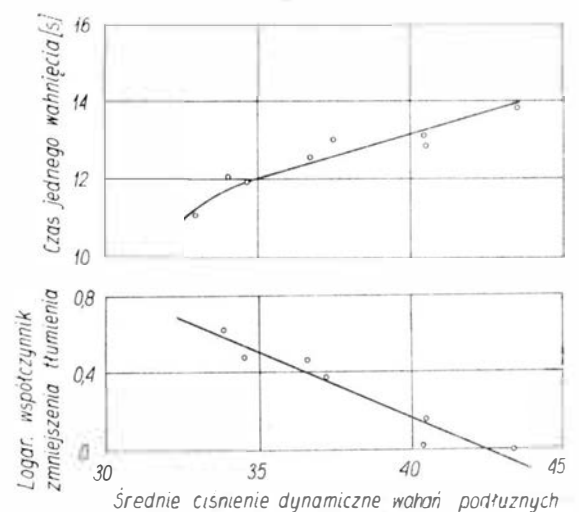
16. Zachowanie się samolotu FW 19a Ente przy gwałtownym wychyleniu steru wysokości z jednoczesnym dodaniem pełnego gazu [1]

ście na nowy kąt natarcia, większy od początkowego o około 9,5°, przy czym samolot był na całym tym zakresie kątów stateczny. Wyniki charakteryzują krzywe na rys. 15;

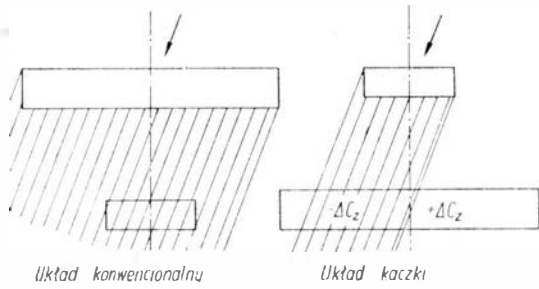
— gwałtowne wychylenie steru wysokości z jednoczesnym włączeniem pełnego gazu umożliwiło przejście do nowego stanu lotu już po jednym wahnięciu, przy czym zysk wysokości wyniósł średnio około 37,5 m, a zmiana kąta natarcia wynosiła około +6°. Niestety nie podano o jaki kąt został wychylony ster, co pozwoliłoby na porównanie ze zjawiskami, które charakteryzuje rys. 14; charakter zmian pokazano na rys. 16. Świadczą one o tym, że dodanie gazu miało skutek wyraźnie tłumiący wahania i, że tego rodzaju manewr nie był niebezpieczny jako połączony ze zwiększeniem wysokości. Jest to szczególnie ważne przy niskim locie koszącym, związanym z koniecznością przeskakiwania przeszkód terenowych;

— wraz ze zwiększaniem się prędkości (ciśnienia dynamicznego) zaobserwowano zmniejszenie się tłumienia wahań podłużnych, co jest związane ze zmniejszeniem się zarówno stateczności statycznej, jak i dynamicznej, przy małych kątach natarcia. Przy ciśnieniu dynamicznym około 40 mm H₂O (co odpowiada prędkości 90 km/h) tłumienie zanikało i samolot stawał się dynamicznie obojętny przy zablokowanym sterze wysokości. Tłumienie wzrastało wraz ze zmniejszeniem się prędkości i przechodzeniem na większe kąty natarcia i większą różnicę wartości współczynników siły nośnej usterzenia i skrzydła. Zwiększała się również stateczność dynamiczna, a czas trwania jednego wahnięcia zmniejszał się przy tym od 14 s przy $q = 45$ do 11 s przy $q = 33$. Charakter zmian pokazano na rys. 17;

— niezbyt szczęśliwie dobrany kształt usterzenia poziomego (silnie zwięzający się trapez z prostą na całej rozpiętości krawędzią natarcia) powodował nieprawidłowy opływ. Wizualizację przepływu zrealizowano za pomocą nici wełnianych przymocowanych do kołeczków wystających z powierzchni usterzenia. Ujawniła ona, że duża różnica kątów natarcia skrzydła i usterzenia wysokości, wynosząca 10°, pogłębiała trudności uzyskania prawidłowego opływu przy większych kątach natarcia skrzydła, ponieważ usterzenie miało duży kąt natarcia nawet przy prędkości maksymalnej. Poniżej prędkości 100 km/h jedynie końce usterzenia miały opływ prawidłowy, tam gdzie



17. Tłumienie wahań podłużnych samolotu FW 19a Ente [1]



18. Wpływ skośnego strumienia

sytuację ratowała szczelina steru przy dużym stosunku głębokości steru wysokości do głębokości statecznika. Ten fakt nieprawidłowego opływu na dużej części usterzenia zmniejsza wartość uzyskanych pomiarów i nie pozwala na pełne przenoszenie analogii na inne, bardziej prawidłowe aerodynamiczne rozwiązania;

— podane wyżej wyniki sugerują pewne kierunki opanowania problemów ustatecznienia i sterowania układu kaczkę, jednak brak dokładniejszych danych liczbowych dotyczących samego samolotu F19a Ente, jego biegunowej i krzywych określających współczynniki stateczności i sterowności nie pozwalają na konkretniejszą opinię czy wnioski. Nie sposób ocenić, czy wyniki badań wahań tłumionych i nie tłumionych są indywidualną cechą konstrukcji, czy też dadzą się rozszerzyć na układ kaczkę w ogóle; nie ma również żadnych danych liczbowych dotyczących szybkości wychylania sterów i w związku z tym nie wiadomo, jakie wychylenia należy uważać za pozwolone a jakie za gwałtowne;

— pozostałe wyniki badań nie przedstawiają materiału bardziej interesującego. Podkreślają one jedynie konieczność starannego opracowania samolotu pod względem aerodynamicznym w celu uzyskania lepszych osiągnięć; nie ma również żadnych danych dotyczących stateczności bocznej, stateczność kierunkową zaś uzyskano przez zastosowanie bardzo wielkiego usterzenia pionowego koniecznego ze względu na jego niewielką odległość od środka ciężkości.

Stateczność boczna

Wpływ zniekształcenia opływu skrzydła głównego wywołanego strugami i wirami spływającymi z usterzenia jest wyraźnie niekorzystny w przypadku stateczności bocznej układu kaczkę. Wpływ ten ujawnia się szczególnie negatywnie przy przepływie niesymetrycznym, np. w ślizgu czy też przy starcie z bocznym wiatrem, lub przy podmuchach bocznych. Skrzydło przy nawietrznej stronie ma wtedy korzystniejszy opływ (większy C_z), podczas gdy skrzydło po stronie odwietrznej ma opływ mniej korzystny (mniejszy C_z) wskutek większego zniekształcenia przepływu przez strugi przepływające z usterzenia poziomego, jak to pokazuje rys. 18. Powstaje przy tym moment dokoła osi podłużnej obracający samolot w kierunku skrzydła o mniejszym współczynniku siły nośnej, a więc na stronę odwietrzną. Kaczkę ma więc taką samą tendencję jak konwencjonal-

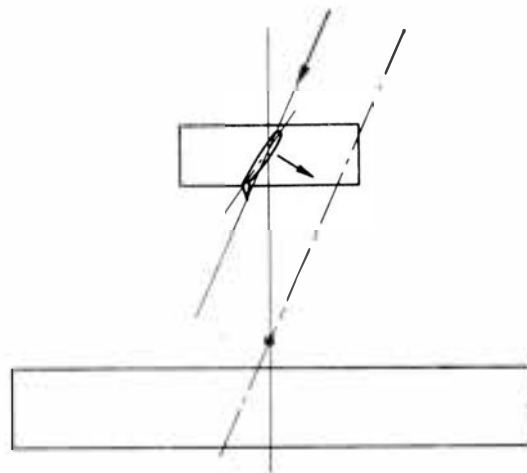
ny samolot z dużym wzniosem skrzydła, a mianowicie — boczny podmuch przechyla ją dokoła osi podłużnej w kierunku niekorzystnym, powodując podwianie do góry skrzydła po stronie „nawietrznej”. Zjawisko to może być niebezpieczne przy silniejszych podmuchach bocznych na małej wysokości lub przy starcie dla pilotów przyzwyczajonych do konwencjonalnych układów skrzydło-usterzenie. Można przeciwdziałać temu zjawisku stosując negatywny wznios skrzydła.

Nie ulega również wątpliwości, że ślizgi są przy układzie kaczkę inne niż przy układzie konwencjonalnym samolotu, a więc przy szkoleniu w pilotażu kaczkę należy wyrabiać u pilota inne nawyki. Wychylenie steru kierunkowego powoduje zawsze przechylenie kaczkę w kierunku przeciwnym do spodziewanego zakrętu, a więc wejście w ślizg. Dlatego też reakcja lotką musi być energiczniejsza niż w układzie konwencjonalnym. Przy wykonywaniu zakrętu należy zatem stosować wyprzedzenie przechylenia samolotu w kierunku zakrętu w stosunku do wychylenia steru kierunkowego.

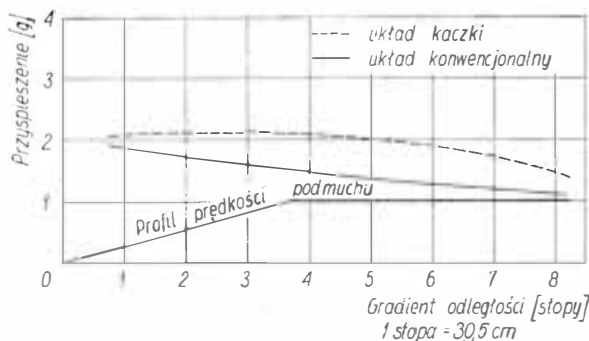
Układ konwencjonalny jest znacznie mniej wrażliwy na te zjawiska, ponieważ całe usterzenie znajduje się prawie zawsze w strefie strug spływających ze skrzydła — asymetria przepływu nie odgrywa większej roli w przypadku niewielkiego wzniosu skrzydła lub jego braku, wpływając jedynie na zmianę kierunku lotu.

Do trudności związanych ze statecznością boczna dołącza się jeszcze niewielka stateczność kierunkowa tego układu z powodu dużej powierzchni bocznej kadłuba umiejscowionego przed środkiem ciężkości. Wynika to z konieczności umieszczenia usterzenia poziomego na odpowiednio długim ramieniu dla uzyskania stateczności podłużnej. Zresztą samo umieszczenie usterzenia poziomego z przodu ma wpływ wyraźnie niekorzystny na stateczność kierunkową, przeciwnie niż w układzie konwencjonalnym. Ten niekorzystny wpływ ujawnia się przede wszystkim na dużych kątach natarcia.

Aby przeciwdziałać tym zjawiskom można oczywiście powiększyć wydatnie powierzchnię usterzenia pionowego, wypada ona jednak nienormalnie duża ze względu na jej niewielką odległość od środka ciężkości. To niewielkie ramię powoduje również



19. Pływający statecznik kierunkowy



20. Wpływ pionowego podmuchu na wzrost obciążeń

niewielkie tłumienie wahań kierunkowych i, praktycznie biorąc, bardzo trudno jest zbudować kaczkę o takiej stateczności kierunkowej, jak samolot o układzie konwencjonalnym. Duże usterzenie pionowe komplikuje bardzo konstrukcję i powiększa opór normalnej wielkości usterzenia, należałoby więc odsunąć na odpowiednim wysięgniku do tyłu, co jeszcze bardziej komplikuje i tak nietypową konstrukcję.

Aby uniknąć dawania dużych powierzchni usterzenia kierunkowego z powodu jego niewielkiej odległości od środka ciężkości, R. Lopez [3] proponuje umieszczenie pływającego statecznika pionowego z przodu, w okolicy usterzenia poziomego. Statecznik ten, zaopatrzony w klapkę sterującą wychylaną w kierunku przeciwnym do wychylenia samego statecznika daje moment przeciwny do kierunku odchylenia samolotu (rys. 19).

Wychylenie klapki jest związane kinematycznie z wychyleniem statecznika i działa na podobnej zasadzie jak trymer. Wadą tego rozwiązania jest nie dający się usunąć wpływ tarcia i trudność usunięcia luzów oraz sprężystości połączeń, co zmniejsza skuteczność działania urządzenia przy małych kątach odchylenia od kierunku.

Przeciągnięcie

Do nieprawidłowości zachowania się układu kaczki dochodzi jeszcze jedno specyficzne zjawisko. Przy zbyt dużej powierzchni i rozpiętości przedniego usterzenia poziomego może dojść na dużych kątach natarcia do gwałtownego przejścia w stromy lot nurkowy. Gdy bowiem nastąpi oderwanie strug na usterzeniu przy dużym kącie natarcia i gwałtownie spadnie jego siła nośna, to jednocześnie zmniejszy się odchylenie strug ku dołowi i skrzydło główne, na którym oderwanie jeszcze nie nastąpiło, będzie omywane pod większym kątem natarcia. Zarówno zmniejszenie siły nośnej usterzenia, jak i zwiększenie jej na skrzydle, dają w sumie duży moment ujemny powodując przejście samolotu w lot nurkowy, aż do chwili rozpędzenia się i odzyskania siły nośnej na usterzeniu poziomym. Zjawisko zachodzi przy gwałtownej utracie wysokości i dlatego w pewnych stanach lotu może być niebezpieczne. Jest to specjalnie niekorzystne przy istnieniu histerezy aerodynamicznej profilu usterzenia, które opóźnia odzyskanie siły nośnej na nim. Tak więc w pewnych

przypadkach przepadanie kaczki na dużych kątach natarcia może skończyć się przejściem w lot nurkowy. Zjawisko to zachodziło w samolocie H. Mig-neta Pou du Ciel o układzie tandem nawet przy starcie przy przeciągnięciu na pełnej mocy silnika.

Można przeciwdziałać temu zjawisku dobierając odpowiednie stosunki powierzchni i rozpiętości usterzenia poziomego i skrzydła głównego oraz stosując dla usterzenia wysokości profile o dużym maksymalnym współczynniku siły nośnej i bardzo płaskiej biegunowej lub zaopatrując usterzenie w urządzenia hipernośne. To ostatnie, bardzo skuteczne rozwiązanie, polepsza także i inne właściwości układu kaczki.

Wpływ pionowych podmuchów na obciążenia

Badania wpływu podmuchów pionowych (lot w burzliwej atmosferze) na wzrost obciążenia powierzchni nośnych przeprowadzone w laboratorium Langley Field [6] wykazały, że w przypadku układu kaczki, wpływ ten jest większy niż dla układu konwencjonalnego. Wprawdzie w przypadku układu konwencjonalnego strefa podmuchu obejmuje od razu całą powierzchnię nośną i można by spodziewać się, że uderzenie aerodynamiczne będzie bardziej „twarde” wywołując większe przyspieszenia, ale w przypadku układu kaczki usterzenie poziome wchodząc jako pierwsze w strefę podmuchu, przed skrzydłem głównym, powoduje powstanie momentu dokoła osi poprzecznej przechodzącej przez środek ciężkości samolotu i pochylenie samolotu dokoła tej osi. Skrzydło wchodzi więc w strefę pionowego strumienia już pod nieco zmienionym, większym kątem natarcia i działanie podmuchu jest energiczniejsze.

Badania tunelowe były wykonane przy trzech różnych profilach prędkości pionowej podmuchu zmieniającej się od zera do wartości maksymalnej na przestrzeni 0,7; 3,7 i 8,2 stóp (210 mm, 1125 mm i 2500 mm). Badany model miał następujące wymiary:

rozpiętość usterzenia	365 mm
rozpiętość skrzydła	940 mm
odległość środka aerodynamicznego skrzydła od środka aerodynamicznego usterzenia	356 mm

Badania były wykonane przy średnim gradientie prędkości pionowej (zmiana od 0 do V_{max} na przestrzeni 1125 mm) i umożliwiły ustalenie, że maksimum przyspieszenia nie zachodzi bynajmniej wtedy, gdy obydwie powierzchnie nośne znajdują się całkowicie w jednorodnym strumieniu, a zachodzi to nieco wcześniej. Przyrosty obciążeń na usterzeniu poziomym osiągają przy tym wartości większe niż na skrzydle głównym.

W porównaniu z samolotem konwencjonalnym różnice obciążeń przekraczają 25% na niekorzyść kaczki. Wykres na rys. 20 podaje wyniki porównawcze badań konkretnego przypadku samolotu konwencjonalnego Boeing B-247 z układem typu kaczki określonym powyżej.

Wnioski ogólne

Z przedstawionego materiału wynika wiele wniosków, które powinny być wzięte pod uwagę przy opracowywaniu samolotu o układzie kaczki. Cały problem jest jeszcze nie-

Dokończenie na str. 34

Mgr inż. JAN SMOLEŃSKI

Porty lotnicze w nowoczesnym świecie*

Część 3

W artykule przedstawiono port lotniczy jako czynnik zagospodarowania terenu. Podano wymagania lokalizacyjne portu lotniczego.

Port lotniczy jako czynnik zagospodarowania terenu

Wymagania lokalizacyjne portu lotniczego

Koszty związane z budową portów lotniczych na pewno są niebagatelne, lecz nie tak wielkie jak mogłyby się pozornie wydawać. Ilustrują to następujące przykładowe obliczenia.

Kosztami nakładów w wysokości około 1 mld F (200 mln dol. USA) wybudować można wielki międzynarodowy port lotniczy z pełnym wyposażeniem i zabudową zdolną obsłużyć 10 mln pasażerów rocznie. Przyjmując roczną amortyzację nawet rzędu 10% w przeliczeniu na 1 pasażera koszt ten wyniesie 10 F. Następnie uwzględniając okoliczność, że średnia światowa długość przelotu kształtuje się w granicach 1000 km, a każda linia lotnicza jest obsługiwana przez dwa porty koszt budowy takiego portu odniesiony do jednego pa./km określić można na 2 centymy francuskie. Dla porównania koszt budowy toru kolejowego dla pociągów o bardzo dużej prędkości kształtuje się w granicach 4 mln F/km. Przy 5% amortyzacji wynosi to rocznie 200 tys. F/km, a

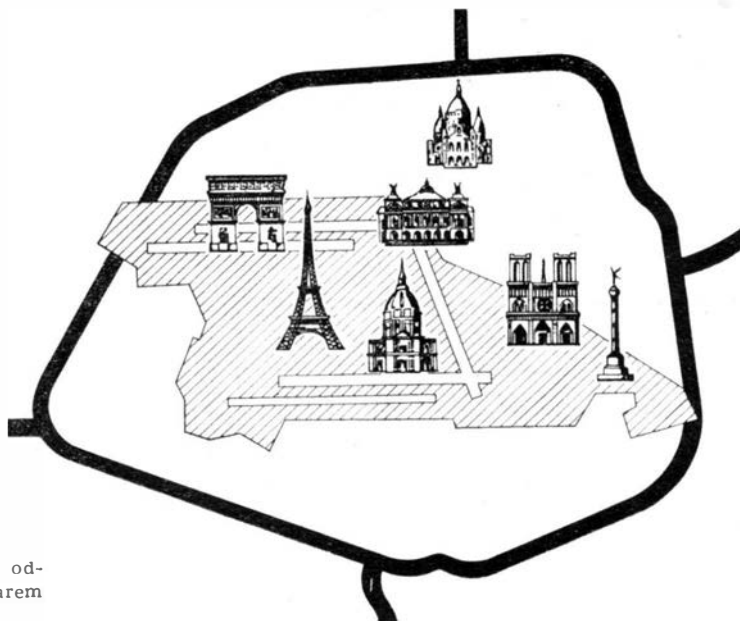
więc dla osiągnięcia kosztu jednostkowego rzędu 2 centymów na pas./km należałoby taką linią kolejową przewieźć 10 mln pasażerów rocznie. Mało jest na świecie połączeń kolejowych o tak wielkim ruchu.

Ponadto port lotniczy raz zbudowany potencjalnie łączy rejon przez niego obsługiwany z całym światem, podczas gdy linia kolejowa jedynie punkty położone na swojej trasie.

To uproszczone rozumowanie chyba spełnia swój cel, a mianowicie podkreśla, że koszt budowy portów lotniczych nie może stanowić bariery dla rozwoju transportu lotniczego, zwłaszcza w porównaniu z kosztami infrastruktury innych rodzajów transportu. Natomiast poważne trudności mogą niekiedy wystąpić w zakresie usytuowania portu lotniczego w warunkach konkretnej aglomeracji, ponieważ stawia on dość sztywne wymagania lokalizacyjne. Najpierw sprawa wielkości terenu. Powierzchnia potrzebna na zainstalowanie urządzeń i wyposażenia w celu przyjęcia rocznie 1 mln pasażerów lub 100 000 ton towaru określona jest na około 100 ha.

Dla przykładu: port lotniczy Orly zajmuje 1500 ha, a Roissy-en-France (obecnie port lotniczy im. Charles de Gaulle'a) 3000 ha, co stanowi 1/3 powierzchni Paryża (bez przedmieść). Powierzchnie te wynikają z niezbędnej długości dróg startowych, z powierzch-

* Wg Jacques V. Block: *Les aeroportos et l'environnement (Porty lotnicze i ich środowisko)* wyd. Aeroport de Paris — maj 1971 r.



1. Powierzchnia portu lotniczego Roissy-en-France w odniesieniu do powierzchni Paryża ograniczonej bulwarem zewnętrznym

ni pasów startowych i pól podejścia, jak również z sieci dróg kołowania, która jest coraz bardziej rozbudowywana dla samolotów wielkich i dla potrzeb szybkiego zwalniania dróg startowych. Następnie rozmiary terenu określone są przez konieczną powierzchnię dworców pasażerskich, magazynów towarowych, hangarów i warsztatów, płyt postojowych dla samolotów, pojazdów, parkingów i wszystkich innych urządzeń niezbędnych w porcie lotniczym. Jest oczywiste, że znalezienie terenów o rozmiarach kilkuset czy kilku tysięcy ha w regionach zurbanizowanych staje się coraz trudniejsze.

Wielkość terenu dla potrzeb portu lotniczego to jedynie część problemu. Bezpieczeństwo statków powietrznych wymaga restrykcji w zakresie przeszkód naturalnych i sztucznych wokół lotniska, szczególnie ostrych na podejściach do lądowania. Dlatego też mało przydatne są tereny o urozmaiconej rzeźbie terenu i silnie zabudowane. Konieczne jest też uwzględnienie zabezpieczenia urządzeń radiowych czy radarowych przed zakłóceniami wynikającymi z warunków terenowych, co w niektórych przypadkach może powodować duże trudności.

Ponadto samolot jest dość czuły na wiatry boczne i na warunki widoczności, zwłaszcza przy lądowaniu. Pomimo postępu technicznego w elektronice i automatyce, nawet przy osiągniętych już pozytywnych rezultatach w rozpraszaniu mgły, należy stanowczo unikać terenów silnie zamglonych.

Drogi startowe powinny być usytuowane zgodnie z ogólnie panującymi kierunkami wiatrów, chociaż obecnie nie zachodzi już potrzeba budowy kilku krzyżujących się dróg, aby starty i lądowania mogły odbywać się zawsze pod wiatr.

Te wymagania nie są jeszcze ostateczne, bowiem nawet doskonała lokalizacja na ziemi może się okazać bezużyteczna, o ile nie towarzyszy jej odpowiednia wolna przestrzeń powietrzna.

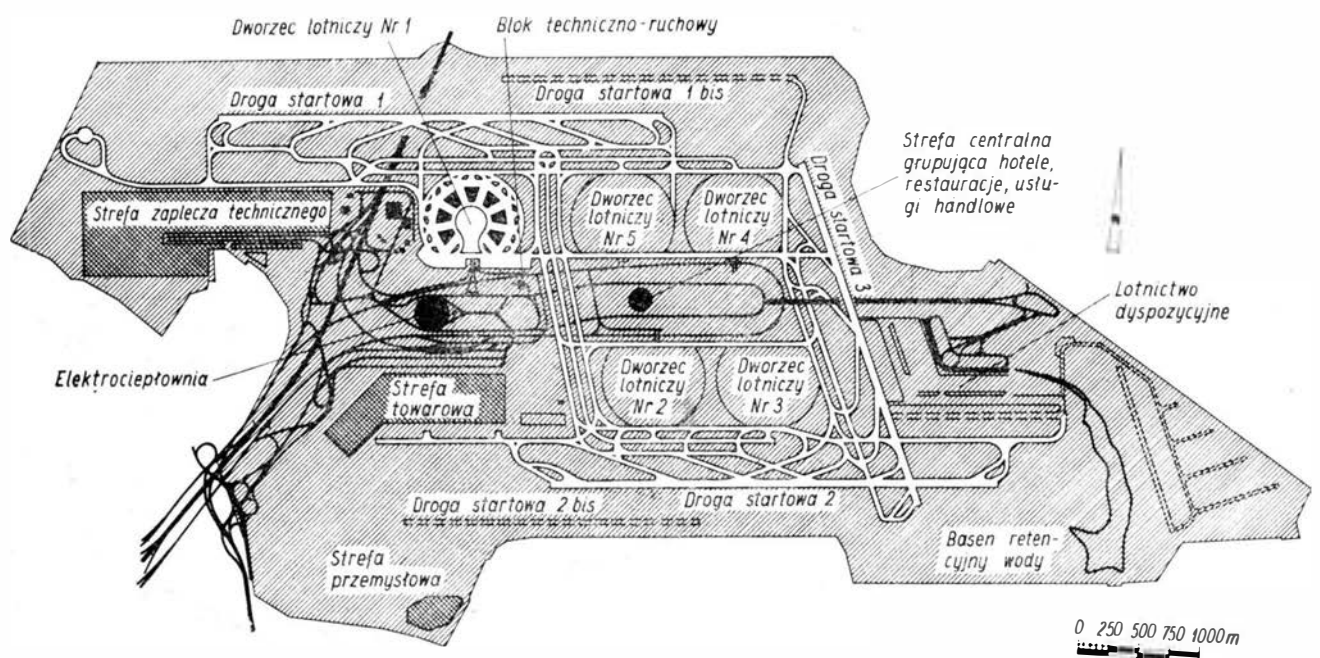
Dla każdej drogi startowej niezbędne są wolne przestrzenie powietrzne przy podchodzeniu do lądowania, przy wznoszeniu po starcie oraz w strefie oczekiwania, przy zapewnieniu odpowiedniej separacji między samolotami. Przestrzenie te są duże i mają tendencję wzrostu wraz ze zwiększeniem prędkości nowoczesnych samolotów, których promień zakrętu w locie wynosi kilka kilometrów. Istnieje tu ponadto problem kolizji stref powietrznych różnych lotnisk cywilnych czy wojskowych. Kolizje te w regionach silnie zurbanizowanych o gęstej sieci lotnisk występują coraz powszechniej, co powoduje potrzebę stosowania wspólnej kontroli ruchu lotniczego.

Ze względu na koszt budowy portu lotniczego należy unikać terenów bardzo drogiech, wykluczając np. tereny górnicze. Należy również unikać terenów, gdzie utrudnione jest posadowienie budynków, odprowadzenie ścieków i wód, pobór wody i energii lub występują trudności w zakresie materiałów budowlanych.

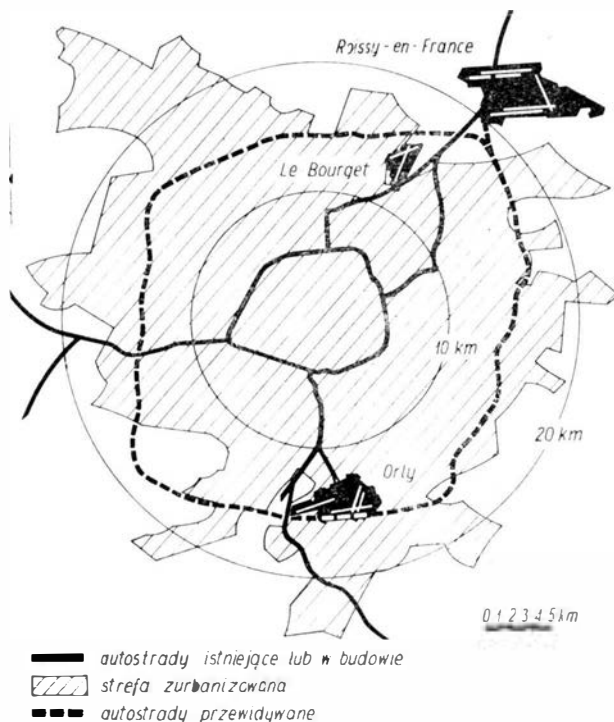
Niezwykle istotny problem stanowi hałas lotniczy, który stał się przeszkodą numer jeden przy lokalizacji portów lotniczych. Problem ten będzie omówiony w sposób bardziej szczegółowy w następnym artykule, tym niemniej należy już teraz zwrócić uwagę na okoliczność, że ze wszystkich trudności związanych z lokalizacją portu lotniczego najostrzej występuje sprawa hałasu. Sprawa ta wywołuje namietność i jest często traktowana w sposób demagogiczny jako środek presji, bez dopuszczenia do racjonalnej, obiektywnej analizy.

Wydaje się konieczne, aby problem hałasów lotniczych został wyjaśniony i zdemistyfikowany, bowiem należy walczyć zarówno z nieuzasadnioną często przesadną obawą przed hałasem, jak i z chęcią wznoszenia budynków mieszkalnych w strefach dotkniętych rzeczywiście dokuczliwym hałasem.

Można by stąd wnioskować, że porty lotnicze powinny być lokalizowane z dala od stref zurbanizowanych, gdzie nie brak wolnej przestrzeni na ziemi i w powietrzu. Jednakże uwzględniając konieczność



2. Projekt koncepcyjny planu zagospodarowania przestrzennego



3. Region Paryża

przetransportowania pasażerów i towarów możliwe najwygodniej, najszybciej i najekonomiczniej zbytnie oddalenie portów lotniczych od centrów przez nie obsługiwanych jest nie do przyjęcia. Zbytnie oddalenie portu lotniczego jest przede wszystkim sprzeczne z istotą transportu lotniczego, którego dominującą cechą jest szybkość. Dlatego czas uzyskiwany przy prędkich przelotach samolotów nie może być tracony na dojazdach do i z portu lotniczego. Problem ten w miarę wzrostu prędkości samolotów występuje coraz silniej na trasach bliskich i średnich, a z chwilą wprowadzenia do regularnej komunikacji samolotów ponaddzwiękowych odnosić się będzie także do przypadków lotów samolotami dalekiego zasięgu.

W związku z poszukiwaniami złotego środka pojawił się pogląd, że nie pozostaje nic innego jak połączyć porty lotnicze z centrami przez nie obsługiwanymi szybkimi środkami komunikacji naziemnej. Niestety w tym zakresie powstają liczne przeszkody trudne do pokonania.

Po pierwsze: środek taki powinien być bardzo szybki, teoretycznie tak szybki jak samolot, co przy obecnym stanie techniki jest praktycznie nieosiągalne, a w każdym razie niezmiernie kosztowne szczególnie na terenach silnie zurbanizowanych.

Po drugie: w celu uniknięcia strat czasu na oczekiwanie — środek transportu naziemnego powinien kursować bardzo często, co znacznie powiększa jego koszty eksploatacyjne.

Po trzecie: wprowadzenie środka przewozu pośredniego powoduje łamanie transportu, dodatkowe straty czasu i stwarza nowe utrudnienia zamiast poprawy usług, podczas gdy do blisko położonego portu lotniczego można dojechać bezpośrednio samochodem.

Po czwarte: oddalenie portu lotniczego prowadzi do skoncentrowania całego ruchu naziemnego na jednej arterii łączącej go ze strefą zurbanizowaną, przy czym arteria na całej swej długości musi być przewidywana dla ruchu w godzinach szczytu. Natomiast, gdy port lotniczy jest zlokalizowany blisko, dojazdy mogą być rozdzielone na wiele arterii, z których korzystają również inni użytkownicy. Wszystkie te trudności prowadzą do stwierdzonego faktu, że oddalenie portu lotniczego od centrów wiąże się ze znacznymi kosztami. Dla przykładu opracowano kompleksowe studium ewentualnej lokalizacji trzeciego wielkiego portu lotniczego w rejonie Paryża, którego realizacja nastąpiłaby około 1985 r. W przypadku portu lotniczego usytuowanego o 75 km od Paryża koszty związane z transportem 30 mln pasażerów do nowego portu oszacowano na 2 mld F rocznie (400 mln dol. USA), więcej niż transfer tych samych pasażerów do portów lotniczych Orly i Ch. de Gaulle'a położonych o 15 i 25 km od centrum.

Porównanie to świadczy, że bardziej opłacalna jest integracja portów lotniczych z aglomeracją miejską niż oddalenie ich od centrum miasta. Usytuowanie portu lotniczego powinno pozostać tak blisko obsługiwanej przez niego strefy zurbanizowanej, jak tylko to jest możliwe, naturalnie przy równoczesnym jego powiązaniu z całością systemu komunikacyjnego danej aglomeracji. Ponadto port lotniczy wymaga bliskości miasta z tytułu oferowanego niebagatelniego zatrudnienia.

Zatem próba odseparowania portu lotniczego od miasta może pociągnąć za sobą albo „śmierć naturalną” portu, gdyż istnienie jego nie będzie miało sensu, albo doprowadzi do powstania nowego miasta wokół tego portu.

Należy jeszcze zwrócić uwagę, że port lotniczy może oddziaływać na okoliczne środowisko naturalne roślinne i zwierzęce zarówno na etapie powstawania (budowy), jak i w procesie eksploatacji.

Budowa lotniska często może wiązać się z likwidacją znacznych terenów uprawnych, może wpływać na zmianę stosunków hydrogeologicznych, a w konsekwencji zakłócać równowagę przyrodniczą, co może być szczególnie istotne w przypadku budowy w strefach stanowiących np. naturalne rezerваты świata roślinnego czy zwierzęcego.

Konsekwencje przyrodnicze i rolnicze są dość łatwe do oceny, a zakłócona równowaga może być przywrócona przez odpowiednie zabiegi techniczne zarówno w zakresie hydrogeologii, jak pokrycia terenu. Natomiast konsekwencje wpływu na życie zwierząt są trudniejsze do oceny i odtworzenia. Rozpatrując zagadnienia eksploatacyjne portu lotniczego w powiązaniu ze środowiskiem roślinnym i zwierzęcym należy uwzględnić możliwość oddziaływania dwustronnego. Z jednej strony efektem eksploatacji lotniska może być odstraszenie, a nawet zniszczenie pewnych gatunków roślin i zwierząt. Z drugiej strony egzystencja niektórych zwierząt w pobliżu portu lotniczego może stanowić zagrożenie bezpieczeństwa lotów (ptaki).

Dlatego przy wyborze lokalizacji portu lotniczego należy unikać terenów migracji ptaków jak również terenów mogących stanowić dla nich źródła pokarmu (wysypiska śmieci, tereny podmokłe, tereny wodne).

Podane wymagania dotyczące lokalizacji portu lotniczego wskazują na to, że istniejące porty przedstawiają już tylko z tego tytułu cenny kapitał i powinny być konsekwentnie chronione i utrzymywane, nawet gdyby ich użyteczność obecnie nie była w pełni uzasadniona. Należy bowiem przewidywać, że w przyszłości, gdy potrzeby te staną się oczywiste, znalezienie innej lokalizacji może być bardzo trudne. Niestety, nie zawsze jest to rozumiane przez niektó-

Dokończenie ze str. 11

TENDENCJE ROZWOJOWE...

sztuk na dzień 1.01.1973 r.). Należy się liczyć, że poważnie zmniejszy się dotychczasowe tempo przyrostu tej klasy samolotów, tak że w 1990 r. osiągnie liczbę „tylko” 11 000 sztuk.

Czy prognoza MBB się sprawdzi? Trudno powiedzieć, gdyż w miarę wydłużania się terminu, jej wiarygodność i prawdopodobieństwo zmniejszają się prawie w stopniu wykładniczym, zwłaszcza odnosi się to do towarów rynkowych, za które możemy uznać motoszybowce. Wystarczy pewne zahamowanie rozwoju koniunktury, aby jak to widzieliśmy w 1972 r. popyt automatycznie się skurczył albo też aby w przeżywanym obecnie okresie rewolucji technicznej zjawyły się nowe udoskonalenia np. silników i już prognoza staje się „miękką”.

W przypadku prognozy MBB jedno jest ważne: wskazuje ona na istniejącą tendencję i wyznacza kierunek, jakim ma kroczyć zachodniemiecki przemysł przy produkcji lekkiego i najlżejszego cywilnego sprzętu lotniczego. Mając zaś na względzie, że rynek RFN wykazuje największy popyt w Europie na ten sprzęt, również producenci innych krajów powinni dokładnie przemyśleć wyniki prognozy MBB, aby wykorzystać ewentualne możliwości eksportu motoszybowców.

Dokończenie ze str. 30

NIKTÓRE PROBLEMY...

dostatecznie rozeznany, jednak w porównaniu z układem konwencjonalnym można ustalić następujące stwierdzenia:

— układ kaczki oferuje rozwiązanie umożliwiające wykorzystanie powierzchni usterzenia poziomego jako powierzchni nośnej pozwalając niejako na zwiększenie współczynnika siły nośnej skrzydła układu kaczki min. 20% w porównaniu z układem konwencjonalnym, przy równoczesnym wzroście oporu indukowanego usterzenia. Konsekwencją tego jest możliwość skrócenia startu i lądowania oraz poprawienia prędkości wznoszenia samolotu,

— układ kaczki daje możliwość przemieszczania środka ciężkości samolotu w znacznie szerszym zakresie niż to jest możliwe w układzie konwencjonalnym — okupując to wzrostem oporu usterzenia. Zakres tego przemieszczania oczywiście zależy od wielu czynników, które powinny być bardziej szczegółowo zbadane, w szczególności od strony stateczności dynamicznej układu,

— specyficzna konfiguracja układu kaczki powoduje, że uzyskanie stateczności bocznej w zakresie zbliżonym do układu konwencjonalnego jest bardzo trudne bez zastoso-

re władze komunalne, które widzą w portach lotniczych jedynie teren płaski łatwy do zabudowania i często są gotowe pogrzebać sprawy przyszłości dla tymczasowych efektów.

Trzeba tutaj dodać, że rezerwacja terenów pod przyszłe porty lotnicze powinna być dokonywana z dużym wyprzedzeniem, a w planach zagospodarowania przestrzennego całej infrastruktury transportu zagadnienia portów lotniczych powinny mieć priorytet, gdyż właściwa ich lokalizacja jest sprawą szczególnie skomplikowaną.

Literatura

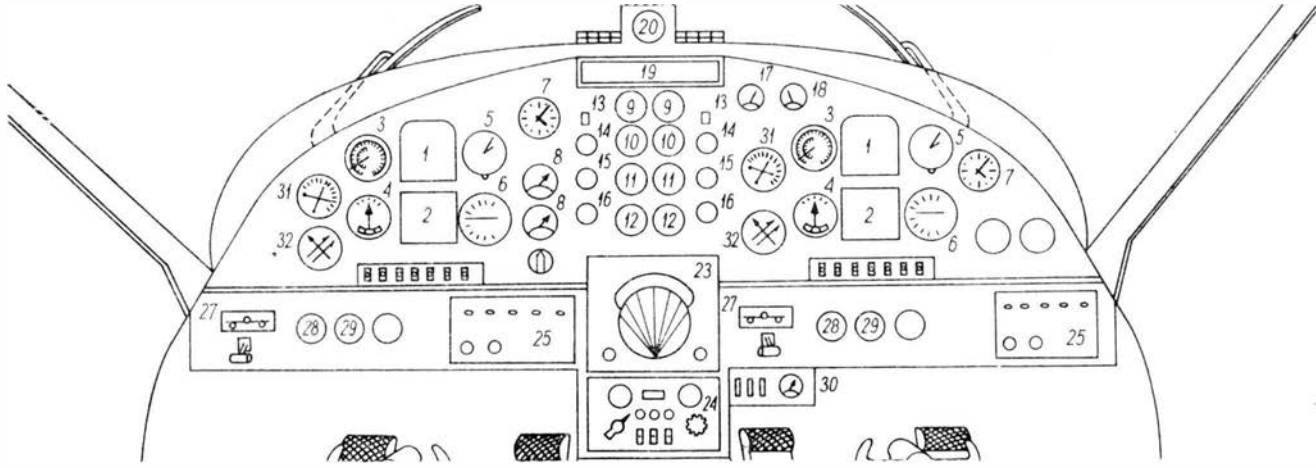
1. Romanowa N.: *Na energii sierdca*, „Tiechnika Młodiozi” 1974 nr 2, s. 38—42.
2. *Stand der Motorsegler in der Bundesrepublik Deutschland*, „Deutscher Aerokurier” 1972 nr 4, s. 257.
3. Stender W.: *Die Grenzen der Motorsegler Kategorie*, „Deutscher Aerokurier” 1973 nr 3, s. 166—167.
4. *Scheibe Motorsegler*, „Deutscher Aerokurier” 1974 nr 2, s. 86—87.
5. Plaumer O.: *SZD 45 Ogar — Ein neuer deutsch-polnischer Doppelsitzer*, „Deutscher Aerokurier” 1974 nr 5, s. 348—349.
6. *Globalprognose des zivilen Flugzeugbestandes in der Bundesrepublik Deutschland*, „Deutscher Aerokurier” 1974 nr 5, s. 309—314.
7. *Sportavia-Puetzer Motorsegler*, „Deutscher Aerokurier”, 1974 nr 5, s. 350.
8. Plaumer O.: *Zehn Jahre sind schwer aufzuholen*, „Deutscher Aerokurier” 1974 nr 6, s. 424—425.
9. *Motorsegler SZD-45 Ogar*, „Deutscher Aerokurier” 1974 nr 6, s. 421.
10. *Motorsegler Katalog 1973*, „AeroRevue 1973” nr 9, s. 471—472.
11. *Antrieb fuer Segelflugzeuge*, „AeroRevue 1973” nr 9/19, s. 474—475.
12. René Fournier, „Air et Cosmos 1973” nr 466, s. 23.
13. *Sportavia im Aufwind*, „Der Flieger” 1972 nr 3, s. 100—104.
14. Schmitt D.: *Motorsegler ASK-16*, „Flug Revue” 1972 nr 1, s. 20—24.
15. Sandauer J. i Stafiej W.: *Sprawozdanie z XIV Kongresu OSTIV*, 21—26.01.1974 r., s. 5.
16. *Jane's All the World Aircraft*, roczniki 1971/1972, 1972/1973, 1973/1974.

wania rozwiązań specjalnych. Problem ten jest zwykle nie doceniany i wiele konstrukcji nie doczekało się dalszego rozwoju, pomimo pozytywnych ocen wynikających z zalet tego układu,

— cechy różniące układ kaczki od układu konwencjonalnego wymagają osobnego przeszkolenia pilotów, dla wyrobienia u nich nawyków innych, niż tego wymaga pilotaż układu zwykłego,

— w zakresie stateczności dynamicznej podłużnej i bocznej układ wymaga bardziej wnikliwego zbadania zarówno teoretycznego, jak i doświadczalnego, ponieważ wzajemne oddziaływanie aerodynamiczne części układu kaczki ma większy wpływ na własności lotne, niż to ma miejsce w przypadku układu konwencjonalnego.

Pozostałe wnioski i uwagi wymienione w tekście mają znaczenie drugorzędne, tym niemniej całość problemu wymaga ostrożnego traktowania ze względu na niedostateczną liczbę danych dotyczących konstrukcji i wyników badań samolotów już wykonanych, jak również i ze względu na możliwość natknięcia się na wiele niespodzianek. Nie oznacza to jednak bynajmniej, że nie jest możliwe rozwiązanie trudności związanych z układem kaczki przy zachowaniu jego zalet.



PRZYRZĄDY POKŁADOWE

- 1 — wskaźnik położenia, sztuczny horyzont
- 2 — wskaźnik busoli giromagnetycznej
- 3 — prędkościomierz
- 4 — zakrętomierz
- 5 — wysokościomierz
- 6 — wariometr
- 7 — zegar (czasowy)
- 8 — paliwomierz
- 9 — wskaźnik momentu
- 10 — obrotomierz śmigła
- 11 — termometr turbiny
- 12 — obrotomierz wytwornicy gazu
- 13 — wskaźnik położenia zasłonki chłodnicy oleju
- 14 — przepływomierz paliwa
- 15 — termometr oleju
- 16 — wskaźnik ciśnienia oleju, manometr oleju
- 17 — woltomierz
- 18 — amperomierz
- 19 — tablica sygnalizacji awaryjnej
- 20 — busola magnetyczna
- 21 — wskaźnik położenia klap
- 22 — termometr powietrza zewnętrznego
- 23 — radar meteorologiczny
- 24 — pulpit autopilota
- 25 — pulpit radiostacji
- 26 — wskaźnik klapki wyważającej (trymera) lotek
- 27 — wskaźnik położenia podwozia
- 28 — manometr instalacji hydraulicznej
- 29 — manometr instalacji pneumatycznej
- 30 — regulator instalacji tlenowej
- 31 — wskaźnik ILS
- 32 — wskaźnik radiobusoli

J. M.

INSTRUMENTS

- 1 — attitude indicator, artificial horizon
- 2 — directional indicator, (slaved) gyro magnetic compass indicator
- 3 — airspeed indicator
- 4 — turn and slip indicator, turn and bank indicator
- 5 — altimeter
- 6 — vertical speed indicator
- 7 — clock
- 8 — fuel quantity indicator, fuel gage (gauge)
- 9 — torque indicator
- 10 — propeller rpm indicator, propeller tachometer
- 11 — turbine temperature indicator
- 12 — gas generator rpm indicator, g.g. tachometer
- 13 — oil cooler position indicator
- 14 — fuel flow indicator, fuel flowmeter
- 15 — oil temperature indicator
- 16 — oil pressure indicator, oil pressure gage (gauge)
- 17 — voltmeter
- 18 — loadmeter, ammeter
- 19 — emergency panel
- 20 — magnetic compass
- 21 — flap position indicator
- 22 — outside air temperature indicator, free air temperature gage (gauge)
- 23 — weather radar
- 24 — autopilot panel
- 25 — audio panel
- 26 — aileron trim indicator
- 27 — gear position indicator
- 28 — hydraulic system pressure indicator, hydraulic pressure gage (gauge)
- 29 — pneumatic system pressure indicator, pneumatic pressure gage
- 30 — oxygen regulator
- 31 — ILS indicator
- 32 — VOR/ADF indicator

J. M.

ПРИБОРЫ

- 1 — авиагоризонт
- 2 — указатель гиromagnитного компаса
- 3 — указатель скорости
- 4 — указатель поворота
- 5 — высотомер
- 6 — вариометр
- 7 — часы
- 8 — топливометр
- 9 — индикатор крутящего момента
- 10 — счетчик (указатель) оборотов воздушного винта
- 11 — термометр выходящих газов
- 12 — счетчик (указатель) оборотов генератора газа
- 13 — указатель положения заслонки маслорадиатора
- 14 — расходомер топлива
- 15 — термометр масла
- 16 — манометр масла
- 17 — вольтметр
- 18 — амперметр
- 19 — панель аварийной сигнализации (панель сигнализации отказов)
- 20 — магнитный компас
- 21 — указатель положения закрылков
- 22 — термометр наружного воздуха
- 23 — метеорологический радиолокатор
- 24 — пульт управления автопилотом, пульт автопилота
- 25 — пульт управления радиостанцией, пульт радиостанции
- 26 — указатель триммера элеронов
- 27 — указатель положения шасси
- 28 — манометр гидросистемы
- 29 — манометр пневмосистемы, манометр системы сжатого воздуха
- 30 — регулятор подачи кислорода
- 31 — указатель ИЛС, прибор слепой посадки (ICIP)
- 32 — указатель радиокомпас

K. D.

DIE BORDGERÄTE

- 1 — der Wendehorizont, der Kreiselhorizont
- 2 — der Kreiselmagnet-Fernkompass
- 3 — der Fahrtmesser, der Geschwindigkeitsmesser
- 4 — der Wendezeiger
- 5 — der Höhenmesser
- 6 — der Variometer
- 7 — die Uhr
- 8 — der Kraftstoffvorratsmesser
- 9 — der Drehmomentenmesser
- 10 — der Propellerdrehzahlmesser, der Luftschraubendrehzahlmesser
- 11 — der Turbinenausstoß-Temperaturanzeiger
- 12 — der Gasgenerator-Drehzahlmesser
- 13 — der Ölkühlerklappen-Stellungsanzeiger
- 14 — der Kraftstoffverbrauchs-messer
- 15 — das Ölthermometer, der Ölwarmemesser
- 16 — der Öldruckmesser
- 17 — das Voltmeter
- 18 — das Ampermeter
- 19 — die Warnsignaltafel
- 20 — der magnetischer Kompass
- 21 — der Landeklappen-Positionsanzeiger, der Landeklappen - Stellungszeiger
- 22 — der Aussenlufttemperatur-Anzeiger
- 23 — der Wetterradar
- 24 — das Autopilotbedienpult
- 25 — das Funkbedienpult
- 26 — der Querrudertrimmungsanzeiger
- 27 — der Fahrwerk-Lageanzeiger
- 28 — der Hydraulik-Druckmesser
- 29 — der Druckluft-Druckmesser
- 30 — der Sauerstoffregler
- 31 — der ILS-Anzeiger, das Kreuzzeigergerät
- 32 — der Funkkompassanzeiger

K. D.

WCT/260/K/74

Rozwadowski J.: **Morski Dywizjon Lotniczy, 1918—1939.** Wyd. Sigma Press, Albany, N. Y. 1973, str. 80

W książce przedstawione zostały dzieje Morskiego Dywizjonu Lotniczego od chwili pierwszych poczynań w 1919 r. mających na celu utworzenie polskiego lotnictwa morskiego. Pokazano rozwój Dywizjonu w latach dwudziestych i trzydziestych oraz trudności w uzyskaniu sprzętu. Opisano udział Morskiego Dywizjonu Lotniczego w pierwszych dniach wojny w 1939 r. oraz w walkach na Helu.

Blisko połowę książki zajmują opisy wszystkich typów samolotów używanych przez Morski Dywizjon Lotniczy. Każdy opis zilustrowany jest zdjęciem i rysunkiem w trzech rzutach. Przedstawiono również nie zrealizowane projekty polskich wodnosamolotów. W osobnym rozdziale opisano sprzęt, który zamierzano zakupić dla Dywizjonu Morskiego.

Końcowy rozdział książki, opracowany przez S. Piaskowskiego, omawia działania Luftwaffe w walce z Morskim Dywizjonem Lotniczym. Zostały również zamieszczone opisy sześciu typów samolotów niemieckich biorących udział w tych działaniach. Książkę kończy bardzo interesująca mapka przedstawiająca działania Dywizjonu w 1939 r. w Zatoce Puckiej.

Do drobnych usterek książki należą pewne nieścisłości w tekście. Według tekstu na str. 41 było u nas 6 łodzi latających Macchi M-9, a wg tekstu na str. 11 — 10 sztuk. Również wydaje się, że informacje na str. 13, 44 i 45, że wodnosamolotów LeO H-13a było 2 sztuki, zaś Latham HB3 (pełne oznaczenie Latham 43 HB3) — 5 sztuk, nie są ścisłe, gdyż raczej było ich odpowiednio 4 i 8 sztuk. Wśród bardzo dobrych rysunków samolotów jeden jest niedokładny — samolotu R-XX.

Książka jest pierwszym wydawnictwem opisującym dzieje Morskiego Dywizjonu Lotniczego.

A. G.

Jackson A. J.: **British Civil Aircraft since 1919, Vol. 3.** Wyd. Putnam, London 1974, s. 636, cena £ 8.50

Trzeci tom książki „Brytyjskie samoloty cywilne od 1919 r.” jest ostatnim tomem tej szczegółowej encyklopedii samolotów używanych i zbudowanych w W. Brytanii. Łącznie w trzech tomach opisane jest 1000 typów samolotów: 186 produkowanych seryjnie jest opisane dokładnie, z rysunkami w trzech rzutach, zaś pozostałe, tj. 300 prototypów i samolotów zbudowanych w małych seriach, 150 typów samolotów przejętych od lotnictwa wojskowego oraz 270 typów obcej konstrukcji są zilustrowane tylko zdjęciami. Tylko 56 samolotów, których budowa nie została ukończona — nie ma zdjęć. W książce zamieszczony jest rejestr brytyjskich samolotów cywilnych zawierający znaki rejestracyjne, daty nabycia i właściciela ponad 16 500 samolotów używanych w latach 1919—1972 w W. Brytanii oraz wszystkich egzemplarzy samolotów eksportowanych.

Trzeci tom zawiera opisy ponad 500 samolotów, od Hawker Siddeley HS-748 do Zlin 526. Zilustrowany jest przez 46 rysunków i 668 zdjęć. Każdy z ważniejszych samolotów ma szczegółowo opisane dzieje rozwoju i użycia, pozostałe — mają podane zasadnicze informacje i dane techniczne. W tomie tym znajdziemy m. in. opisy znanych samolotów, jak łodzie latające Short Empire czy samoloty Short Skyvan oraz Vickers Viscount. Wymienione są również Viscounty, które w latach sześćdziesiątych używały Polskie Linie Lotnicze LOT i Lockheedy 14 H, które w 1939 r. były ewakuowane do Anglii oraz Lockheedy i Ju-52 ewakuowane z Polski do Rumunii i odsprzedane Anglii. Pokazana jest także polska Wilga zakupiona przez ośrodek szybowcowy w Worcester-

shire. Ciekawa jest również informacja, iż mimo zainteresowania motoszybowcami dwumiejscowymi — w W. Brytanii jest tylko 11 dwumiejscowych Falke, z czego 4 zbudowane z licencji przez Slingsby. W książce nazwa czechosłowackiej wytwórni Orlican pisana jest błędnie Orlikan, zaś silniki Motorlet (Walter) omyłkowo nazywane są Letadlovoy, co oznacza po prostu lotniczy (s. 398—399). Ponadto należy sprostować, że samoloty Aero-145 i Morava nie były budowane przez wytwórnię Orlican w Choceni, lecz przez LET w Kunowicach i stąd ich nazwy winny brzmieć LET Aero 145 i LET Morava L-200, a nie Orlikan Aero 145 i Orlikan Morava L-200 (s. 398—399).

Książka ta jest imponującym zbiorem wiadomości o wszystkich brytyjskich samolotach cywilnych. Jest ona najlepszym z dotychczasowych opracowań tego tematu. Daje również wiele informacji na temat wielkości produkcji i eksportu samolotów. Ta cena pozycja przedstawia dużą wartość dla wszystkich, którzy interesują się lotnictwem komunikacyjnym, sportowym, przemysłem lotniczym, samolotami cywilnymi, konstrukcjami brytyjskimi i dziejami rozwoju lotnictwa.

A. G.

Drakin I. I.: **Osnovy projektirovaniya bezpilotnykh lietatelnykh apparatov s uchiotom ekonomicheskoy effiektivnosti.** Wyd. Mashynostrojenije, Moskwa 1973, str. 224, bibliogr. poz. 135, cena 78 kop. (7,80 zł)

Książka omawia stosowane przy projektowaniu metody określania podstawowych danych bezpilotowych urządzeń latających, metody analizy porównawczej konstrukcji i napędów takich urządzeń. Omówione są metody optymalizacji rozwiązań konstrukcyjnych, przy czym kryteriami są koszt produkcji urządzenia albo jego ciężar startowy. Podane są równania, z których oblicza się poszczególne parametry konstrukcji i napędu oraz pewna ilość ciekawych danych statystycznych.

Liczne tematy ilustrowane są danymi przykładowymi, co bardzo ułatwia orientację w ilościowej stronie zagadnienia.

Bardzo obszernie omówione są zagadnienia stochastyczne w projektowaniu, między innymi metody optymalizacji niezawodności układów radiowych i elektronowych.

Książka stanowi cenne połączenie rozważań na temat optymalizacji konstrukcji z konkretnymi równaniami określającymi parametry konstrukcji bądź lotu rakiet, własności silników raketowych i innymi.

Metody optymalizacji mogą być łatwo przeniesione do innych dziedzin techniki lotniczej, podobnie jak niektóre równania i wzory. Jeszcze bardziej nadają się do zastosowania uwagi autora, w których przestrzega przed zbyt pochopnym wyborem kryteriów optymalizacji, przytaczając zdanie specjalistów, że pewne kryteria „prowadzą do wyboru systemu, który pozwoli bez znacznych kosztów... przegrać wojnę”.

Autor przestrzega także przed stosowaniem „globalnej” optymalizacji konstrukcji, gdyż wymaga to opracowania skomplikowanych ogólnych algorytmów i jest mało pogłębione, zalecając natomiast kolejną optymalizację poszczególnych parametrów konstrukcji — w razie potrzeby z powtórzeniem całego cyklu. Szereg rozważań na temat optymalizacji elementów konstrukcji ma bezpośrednie zastosowanie także dla samolotów — podane wzory dotyczą np. skrzydeł, kadłubów itp.

Książka jest cenna dla inżynierów, pracujących w biurach konstrukcyjnych i placówkach naukowo-badawczych przemysłu lotniczego i obronnego, może być użyteczna dla słuchaczy akademii wojskowych i studentów specjalności lotniczych wyższych szkół cywilnych i wojskowych.

A. K.

Technologičeskie metody i sredstva kontrola kačestwa w samolostrojeni. Pod red. I. M. Dunajewa. Maszynostrojeniye. Moskwa 1973, str. 446, tabl. 57, rys. 39, poz. lit. 38. cena 1 rb 43 kop.

Książka zawiera omówienie wszystkich aspektów kontroli produkcji samolotów i sterowania jakością.

Szeroko potraktowane zostały ogólne zagadnienia kontroli pomiarów, badań jakościowych oraz stosowanych metod, środków i wyposażenia kontrolnego. Osobny rozdział poświęcono metodom statystycznym w zastosowaniu do przemysłu lotniczego. Naświetlono szeroko zagadnienie typizacji, standaryzacji i optymalizacji kontroli technicznej.

Poważnie zwiększył przydatność książki jej układ, w którym wydzielono metody i środki kontroli związane z osobnymi grupami procesów technologicznych, np. przeróbki plastycznej na gorąco, montażu itp. Również celom praktycznym służą zawarte w tekście duże ilości tabel zawierających normy, normatywy, schematy, układy i zbiory tolerancji i odchylek.

Niewątpliwą zaletą wydawnictwa jest jego szerokie i wszechstronne potraktowanie tematu i nieograniczenie się do kontroli geometrii. Omówiono metody i środki kontroli fizycznych własności i parametrów materiałów, kontrolę funkcjonalnych parametrów systemów. Przedstawiono również organizację metrologicznego zabezpieczenia produkcji lotniczej.

Książka stanowi istotną pomoc dla pracowników technicznych przemysłu lotniczego oraz dla studentów tego kierunku.

GOL.

Kowalenko I. N., Moskatow G. K., Barziłowicz E. J.: **Polumarkowskoje modeli w zadaczach projektowania sistiem uprawlenia letatielnymi apparatami.** Wyd. Maszynostrojeniye, Moskwa 1973, str. 176, tabl. 12, rys. 40, poz. lit. 71

Książka poświęcona jest matematycznym podstawom rozwiązywania szeregu zadań projektowania i organizacji obsługi układów sterowania obiektów latających. Jako bazę teoretyczną przyjęto procesy Markowa. Przedstawiono elementarną teorię procesów przypadkowych i sterowania optymalnego. Podano metody obliczania niezawodności autopilotów adaptacyjnych, optymalizacji profilaktycznej obsługi (diagnostyka techniczna).

Książka, wchodząca w skład cyklu „Osnowy projektowania sistiem uprawlenia letatielnymi apparatami”, jest przeznaczona dla specjalistów w zakresie projektowania układów automatycznego sterowania obiektów latających.

J. M.

Kostin S. W., Pietrow B. I., Gamynin N. S.: **Rulewyje priwody.** Wyd. Maszynostrojeniye. Moskwa 1973, str. 205, rys. 75, poz. lit. 27. Cena 58 kop. (5,80 zł)

Książka jest kolejną pozycją z cyklu „Osnowy projektowania sistiem uprawlenia letatielnymi apparatami” i obejmuje najbardziej typowe, hydrauliczne, pneumatyczne i elektryczne serwomechanizmy sterowe oraz metodykę ich projektowania. W części dotyczącej hydrauliki przedstawiono zagadnienia związane z projektowaniem szybko działających serwomechanizmów sterowych. Przeanalizowano wpływ zasadniczych czynników (tarcia) na zakres stabilności, przedstawiono metodykę syntezy struktury dynamicznej serwomechanizmu.

W zakresie napędów pneumatycznych wykazano zasadnicze cechy tych napędów, takie jak krótki czas pracy, wpływ ściśliwości gazu, prostotę konstrukcji itd.

W części poświęconej napędom elektrycznym sprecyzowano graniczne możliwości dynamiczne serwomechanizmów tego typu.

Książka ma charakter podręcznika i jest przeznaczona dla inżynierów obliczeniowców zajmujących się projektowaniem serwomechanizmów sterowych.

J. M.

Wasilinin W. N.: **Awtomatizirowannoje woźdierie tiazielnych samoliotow.** Wyd. Wcjennoje Izdatielstwo Ministerstwa Oborony SSSR. Moskwa 1973, str. 200, rys. 65, tabl. 21, poz. lit. 30. Cena 65 kop. (6,50 zł)

W książce przedstawiono zagadnienia automatyzacji pilotażu i nawigacji współczesnych (w tym i nadźwiękowych) samolotów ciężkich. Punktem wyjścia są klasyfikacja i zasadnicze charakterystyki tych samolotów. Należną uwagę poświęcono roli załogi. Opisano zasady działania najbardziej typowych kompleksów pilotażowo-nawigacyjnych i ich elementów wyliczników, centralnych aerodynamicznych układów kursowych, urządzeń dopplerowskich, urządzeń korekcyjnych itd. Omówiono algorytmy i metodykę wykonywania typowych faz automatyzowanego lotu wysokościowego, jak również problemy związane z właściwym przygotowaniem nawigacyjnym lotu oraz jego analizą, po zakończeniu. Książka jest przeznaczona w pierwszym rzędzie dla pilotów i nawigatorów samolotów ciężkich. Aspekty techniczne mogą zainteresować inżynierów, specjalistów od wyposażenia pokładowego.

J. M.

Pietrow W. W., Marczukow B. A.: **Pribornyje sierwomicchanizmy letatielných apparatow.** Wyd. Maszynostrojeniye, Moskwa 1973, str. 224, rys. 73, poz. lit. 32

Książka poświęcona jest serwomechanizmom przetwarzającym sygnały z czujników i pracującym w zamkniętych układach sterowania (tzw. serwomechanizmom przyrzadowym). Analizę dynamiki serwomechanizmów prowadzi się uwzględniając opóźnienia w przekazywaniu, przełączającym oraz tarcie w układzie mechanicznym czujnika. Precyzuje się warunki kompensacji sił tarcia oraz siłowej kompensacji uchybu. Analizuje się pracę serwomechanizmów w warunkach zakłóceń przypadkowych. Przedstawiono ogólne wymagania i metodykę syntezy zunifikowanego przyrzędu typu przekazywnego dla pomiaru różnych parametrów gazowych.

Książka wchodzi w aktualnie kontynuowany cykl „Osnowy projektowania sistiem uprawlenia letatielnymi apparatami” i jest przeznaczona dla studentów i inżynierów o specjalnościach mechanika precyzyjna, automatyka i osprzęt lotniczy.

J. M.

Lipezin C. N., Lipezin L. C.: **Nadiożnost samoliotnych nawigacjonno-wycislitelnych ustrojstw.** Maszynostrojeniye. Moskwa 1973, str. 194, rys. 51, tablic 36, poz. lit. 57. Cena 66 kop. (6,60 zł)

W książce scharakteryzowano współczesne systemy nawigacyjne zawierające pokładowe urządzenia liczące. Przeanalizowano niezawodność pokładowego urządzenia liczącego, pracującego w ogólnym układzie systemu nawigacyjnego.

Przedstawiono metodykę określania niezawodności systemów nawigacyjnych, sposoby podwyższenia tej niezawodności, rozwiązywanie optymalnych zadań niezawodności.

Książka jest przeznaczona dla studentów i inżynierów specjalności osprzęt lotniczy, legitymujących się znajomością podstaw rachunku prawdopodobieństwa i teorii niezawodności.

J. M.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Pierwszy polski seryjny samolot myśliwski PWS-10



Prototyp samolotu myśliwskiego PWS-10

W końcu 1927 r. inż. Aleksander Grzędzelski i inż. August Bobek-Zdaniewski rozpoczęli prace w Podlaskiej Wytwórni Samolotów nad projektem wstępnym samolotu myśliwskiego PWS-10M1, gdzie M oznaczało myśliwski a 1 — jednomiejscowy. Koncepcja układu samolotu oraz obrysu usterzenia wywodziła się od samolotu doświadczalnego Sp-I konstrukcji inż. P. Tulacza i inż. A. Bobka — zbudowanego w poznańskiej wytwórni Samolot. W 1928 r. powstał projekt wstępny PWS-10, konkurujący z projektem PZL P-1 inż. Z. Puławskiego. W 1928 r. w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie przeprowadzono badania aerodynamiczne modelu PWS-10. W drugiej połowie 1928 r. i w pierwszej połowie 1929 r. powstał projekt konstrukcyjny PWS-10. W trakcie projektowania samolot został zmodyfikowany, m.in. zmieniono kształt usterzenia oraz zrezygnowano z duralowej konstrukcji kadłuba. PWS-10 miał charakterystyczny kształt płata — z dwóch elips połączonych z sobą. Dzięki lepszemu opanowaniu przez wytwórnię w tym czasie technologii spawania rur stalowych — samolot ten otrzymał kadłub spawany. Mimo uznania projektu PZL P-1 za lepszy, Departament Aeronautyki MSWojsk, aby zabezpieczyć się na wypadek nieudania się samolotu PZL P-1, zamówił w 1929 r. dwa prototypy PWS-10 i egzemplarz do prób statycznych. W drugiej połowie 1929 r. wykonano egzemplarz do prób statycznych oraz pierwszy prototyp. Próby statyczne przeszedł płatowiec w grudniu 1929 r. W

marcu 1930 r. pierwszy prototyp został oblatany przez F. Rutkowskiego na lotnisku fabrycznym w Białej Podlaskiej. Ciężar własny samolotu wynosił 1079 kG zamiast 955 kG przewidywanych w projek-

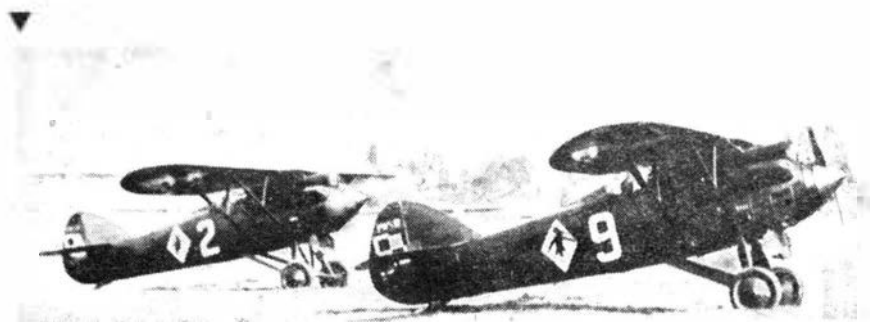
cie, a prędkość maksymalna była o 20 km niższa od obliczeniowej. Na przełomie 1930 i 1931 r. samolot przeszedł próby w Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa w Warszawie. Po stwierdzeniu, że PZL P-1 wymaga dopracowania, zaś własności PWS-10 są dobre — lotnictwo wojskowe zamówiło serię 80 PWS-10. Produkcja PWS-10 została rozpoczęta w pierwszej połowie 1931 r. i w końcu tego roku były gotowe pierwsze egzemplarze seryjne, a w połowie 1932 r. — ostatnie. Samoloty seryjne były nieco zmodyfikowane w stosunku do prototypu. Miały inną chłodnicę, trochę zmienione osłony silnika, uchwyty do unoszenia tyłu kadłuba i wiatraczkową prądnicę. Samoloty otrzymały numery fabryczne 5-1 do 5-80, gdzie 5 było oznaczeniem typu samolotu nadanym przez lotnictwo wojskowe. Na początku 1932 r. samoloty zaczęły wchodzić do użytku w jednostkach wojskowych. Otrzymały je eskadry myśliwskie 122 w 2 pułku lotniczym w Krakowie, 131 i 132 w 3 pl w Poznaniu,



▲ Seryjny 50 (nr 5-50) egzemplarz PWS-10

Zedj. ze zbiorów J. Cynku

Samoloty PWS-10 w 3 pułku lotniczym w Poznaniu z początkowymi wersjami znaku Kruk





▲ PWS-10 w 5 pułku lotniczym ze znakiem podwójnej kaczki

141 w 4 pl w Toruniu i eskadry treningowe w 1 pl w Warszawie i 5 pl w Lidzie. W dniach 18—19.VI. 1932 r. na Międzynarodowym Meetingu Lotniczym w Warszawie została publicznie pokazana akrobacja na trzech PWS-10 pilotowanych przez S. Pawlikowskiego, M. Mümlera i P. Łagunę.

W 1933 r. samoloty PWS-10 zostały zastąpione w jednostkach przez PZL P-7. Wówczas zostały skierowane do Centrum Wyszkolenia Oficerów Lotnictwa w Dęblinie, gdzie były używane do 1939 r. Nie miały one idealnych własności pilotażowych i łatwo zapalały się w powietrzu. W 1936 r. 15 PWS-10 zostało wyremontowanych i w tajemnicy sprzedanych hiszpańskiemu nacjonalistycznemu lotnictwu gen. Franco. W grudniu 1936 r. weszły one do służby otrzymując oficjalną nazwę Chiquita (Malutka) i numery 4—1 do 4—15 oraz nieoficjalne nazwy Pavipollo i Dindomreau. Używane były jako treningowo-myśliwskie w szkole w Léon, a następnie w de Jerez de la Frontera, gdzie 11 przetrwało do 1938 r., kiedy je skasowano. W 1939 r. kilka PWS-10 używanych w Dęblinie wpadło w ręce lotnictwa niemieckiego.

Interesującą odmianą samolotu PWS-10 był dwupłatowy PWS-15. Powstał on z inicjatywy konstruktorów PWS-10 jako studium porównawcze samolotu myśliwskiego jednopłata i dwupłata przez zamontowanie do kadłuba jednego z prototypów PWS-10 dwóch płatów połączonych ze sobą słupkami o układzie litery N i cięgnami. Został oblatany przez F. Rutkowskiego na wiosnę 1931 r. Według opinii pilota przewyższał on PWS-10 ze względu na lepszą zwrotność oraz większe wznoszenie i pulap — przy nieznacznym spadku prędkości maksymalnej. Ponieważ wytwórnia rozpoczęła już w tym czasie produkcję PWS-10 i nie chciała zmiany zamówienia, dyrekcja poleciła zdemontować samolot i zakazała o nim mówić. Przybliżone

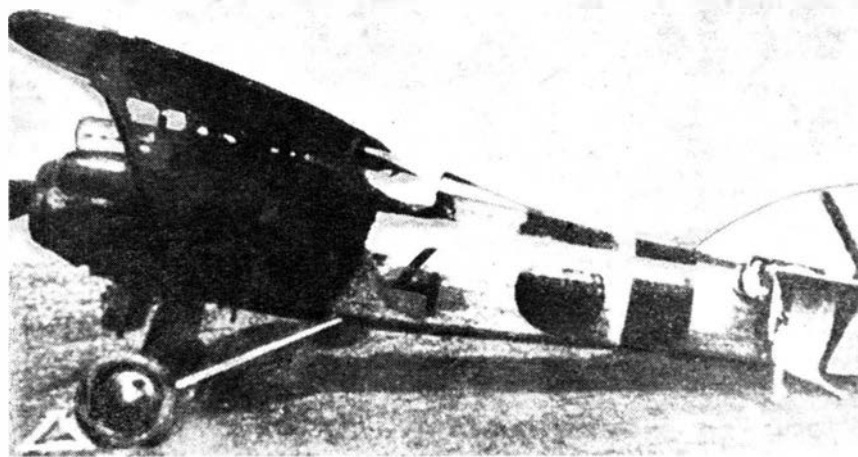
struktury o układzie zastrzałowego górnopłata.

Kadłub kratownicowy, spawany z rur stalowych, wykrzyżowany cięgnami, kryty w przedniej części blachą duralową, w tylnej — płótnem na szkieletcie z listew drewnianych. Kabina pilota otwarta, z przodu osłonięta wiatrochronem. Podwozie główne z osią łamaną wyposażone w amortyzatory olejowo-powietrzne. Płozą ogonową amortyzowana sznurem gumowym.

Płat o obrysie eliptycznym przewężonym w środku, trójdzielny, drewniany, dwudźwigarowy, kryty płótnem, nosok do pierwszego dźwigara kryty sklejka. Środkowa część płata o dźwigarach z rury stalowej. Profil płata Bobek nr 3 (G-647) o grubości 16,2%. Płat podparty dwiema parami zastrzałów z rur stalowych wykrzyżowanych cięgnami i usztywnionych rurkami oraz wsparty na kadłubie. Usterze-



◀ PWSy-10 używane do treningu, bez kołpaków śmigiel



▲ PWS-10 Chiquita używany w Hiszpanii

Zdj. ze zbiorów J. Cynkii

dane PWS-15 były następujące: rozpiętość 10 m, powierzchnia nośna 23 m², ciężar własny 1050 kG, ciężar całkowity 1420 kG.

KONSTRUKCJA

PWS-10 to jednomiejscowy samolot myśliwski mieszanej kon-

strukcji, nie spawane z rur stalowych, kryte płótnem. Statecznik poziomy przestawialny, podparty zastrzałami. Statecznik pionowy usztywniony cięgnami. Napęd lotek i sterów — linkami.

Uzbrojenie. Dwa k.m. 7,7 mm Vickers pilota zsynchronizowane ze

śmigłem, umieszczone po bokach kadłuba.

Silnik chłodzony wodą, 12-cylindrowy, rzędowy o układzie W, Skoda Lorraine-Dietrich LD 12Eb o mocy nominalnej 450 KM przy 1850 obr/min, mocy startowej 478 KM i o ciężarze 400 kG. Łoże silnika spawane z rur stalowych. Osłony silnika z blachy duralowej. Chłodnica wody pod kadłubem, z wlotem powietrza regulowanym żaluzją. Śmigło dwułopatowe, drewniane, stałe, Szomański. Ciężar wody chłodzącej 47 kG. Zbiornik na 280 l paliwa przed kabiną, za ścianą ogniową. Przelotowe zużycie paliwa 100 l/h.

Malowanie. Samolot malowany na zielonooliwkowo z szachownicami na płatach i sterze kierunku. Prototyp miał przód kadłuba koloru blachy duralowej i nie miał

	Prototyp	Seryjny
Rozpiętość	[m]	10,5
Długość	[m]	7,7
Wysokość	[m]	2,9
Powierzchnia nośna	[m ²]	18,25
Ciężar własny	[kG]	1080
Ciężar użyteczny	[kG]	381
Ciężar całkowity	[kG]	1461
Obciążenie powierzchni	[kG/m ²]	81,2
Obciążenie mocy	[kG/KM]	3,25
Prędkość maksymalna	[km/h]	241
Prędkość przelotowa	[km/h]	215 *
Wznoszenie	[m/s]	6
Pałap	[m]	6125
Zasięg	[km]	580 *
Współczynnik obciążenia niszczącego		13

Uwaga: * — dane przybliżone.

szachownicy na usterzeniu. Samoloty seryjne nosiły biały napis PWS-10 na sterze kierunku i czar-

ny numer fabryczny na kadłubie oraz ewentualnie godła eskadr i białe numery.

Z działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK

● Na początku czerwca br. grupa robocza do spraw lotnictwa cywilnego zarządów sekcji lotniczych SIMP i SITK zredagowała wstępne propozycje tez V Zespołu Problemowego „Komunikacja i Łączność” VII Kongresu Techników Polskich w zakresie lotnictwa cywilnego. Propozycje te — przez przewodniczącego VIII grupy roboczej V Zespołu Problemowego kol. Misiorka i przewodniczącego Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK kol. Kołodzińskiego — zostały przekazane do Zarządu Głównego SITK oraz do Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP.

● Pierwsza faza prac Zarządu Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP przy formułowaniu tez lotniczych na VII Kongres Techników Polskich przebiegała w sposób następujący:

— wstępnie opracowane tezy zostały przedyskutowane, uzupełnione i przyjęte na posiedzeniu Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP 20 czerwca br. Równocześnie uchwalono przekazać je do ZG SIMP wraz z propozycjami Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK w zakresie lotnictwa cywilnego, z którymi simpowcy całkowicie solidaryzują się.

— 22 czerwca tezy lotnicze zostały przekazane do Zarządu Głównego SIMP.

— 29 czerwca przewodniczący Sekcji Lotniczej otrzymał broszurę obejmującą projekt tez do dyskusji I Zespołu pn. „Przemysły inwestycyjne” (W-wa, czerwiec 1974 r.) Projekt ten zawierał kilka, niedo-

statecznie sformułowanych zdań o lotnictwie,

— wyznaczony przez Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP zespół kolegów przeanalizował i podał krytyce projekt tez I Zespołu. Propozycje nt. sformułowania kilku tez lotniczych oraz ogólne uwagi dotyczące mankamentów układu i strony redakcyjnej przekazane zostały do ZG SIMP w dniu 11 lipca, z prośbą o ponowne skierowanie projektu do Sekcji Lotniczej SIMP, gdy już będzie on nadawał się do fachowej dyskusji.

● W czerwcu br. Zarząd Sekcji Lotniczej przesłał do Zarządu Głównego SIMP Ramowy Regulamin naszej Sekcji z prośbą o zatwierdzenie. Po uzyskaniu zatwierdzenia poinformujemy naszych czytelników o ważniejszych tezach tego regulaminu.

● Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP zwrócił się do zarządów oddziałów i kół sekcji z dwoma ważnymi komunikatami.

Pierwszy z nich obejmował apel o nadesłanie do Zarządu Sekcji tytułów oraz terminów planowanych na 1975 r. narad i konferencji naukowo-technicznych. Uzyskanie tych informacji pozwala zarówno na uzasadnienie — wobec Zarządu Głównego SIMP — potrzeby organizowania poszczególnych imprez, jak również na skoordynowanie całej akcji w ramach naszej branży (wyniku działalności SIMP i SITK). Dałszym dezyderatem było przekazanie informacji o planowanych odczytach.

Znajomość zamierzeń w tej dziedzinie pozwoli na wymianę przygotowanych referatów pomiędzy środowiskami lotniczymi.

Drugi komunikat wiąże się z tradycją przyznawania odznak SIMP i NOT oraz wyróżniania dyplomami zasłużonych simpowców z okazji Walnego Zjazdu Delegatów SIMP. Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP, pragnąc aby pozytywnie zostały załatwione wnioski o wyróżnienie złożone (w okresie 1974/1975 r.) przez zarządy oddziałów i kół sekcji lotniczej, prosi o informację: kto jest podany i do jakiego wyróżnienia.

● Już dwa posiedzenia poświęciły zarządy sekcji lotniczych SITK i SIMP dla rozeznania i wstępnego omówienia zagadnień Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie. Członków Zarządu obu sekcji, na wspólnym posiedzeniu, wprowadził w sprawę kol. J. Rachwański z ramienia Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej. W Sekcji Lotniczej SIMP temat był przedstawiony przez kol. T. Królikiewicza na zebraniu III Zespołu Zarządu Sekcji oraz ostatnio — 3 czerwca na posiedzeniu Zarządu. Zebrani przedyskutowali problematykę muzealnictwa lotniczego i przyjęli zaproponowane wnioski. Będą one wydrukowane w jednym z najbliższych zeszytów naszego czasopisma.

Należy nadmienić, że materiały dotyczące Muzeum Lotnictwa zarówno przez kolegów Lemma i Rachwańskiego z SITK, jak również przez kol. Królikiewicza z SIMP — zostały starannie zebrane i wnikliwie opracowane.

W następnym numerze...

Dok. ze str. 26

W kolejnym artykule z cyklu Porty lotnicze w nowoczesnym świecie rozważony będzie port lotniczy jako czynnik zagospodarowania terenu. Omówione będą wymagania lokalizacyjne portu lotniczego oraz przepustowość portów lotniczych.

W dziale Z historii polskiej techniki lotniczej opisany będzie szybowiec wysokowydajny PWS-102

Rekin, którego projekt w roku 1938 opracował W. Czerwiński. Jest to jednomiejscowy szybowiec wysokowydajny drewnianej konstrukcji.

W Kartotece TLiA podamy opisy samolotu szkolno-treningowego, dopuszczonego do akrobacji, Cessna A150K Aerobat, produkcji USA/Francja oraz wyczynowego i treningowego szybowca klasy stan-

dard Pilatus B-4-PC11, produkcji szwajcarskiej.

W Pomocach konstrukcyjnych podajemy opory czołowe i biegunowe kadłubów szybowców oraz układów skrzydło-kadłub, uzyskane z dmuchań tunelowych.

W Technicznym słowniku lotniczym podajemy elementy konstrukcyjne.

WAŚKOWSKI W.

Направления развития в области производства мотопланеров

Представлена история развития мотопланеров. Дается характеристика тенденции развития продукции, особенно двухместных мотопланеров.

Статья представляет также прогноз развития спроса на мотопланеры в Федеративной Республике Германии до 1990 г.

WUSATOWSKI T.

Высотные планеры — проекты и действительность

В статье описаны проекты высотных планеров Стратосайлплан (в двух вариантах) и Алкор.

Рассматривается конструктивная схема, оборудование герметической кабины, а также физиологические проблемы высотных полетов. Описаны также некоторые из первых испытаний второй из упомянутых конструкций.

SZCZECIŃSKI S., WIATREK R.

Возможности аналитической оценки эффективности инерционных радиальных пылеотделителей

Рассмотрены вопросы оценки центробежного пылеотделителя воздуха поступающего в газотурбинный двигатель. Производится оптимизация формы пылеотделителя и течения воздуха — для получения наилучшей очистки воздуха.

STASZEK J.

Некоторые проблемы системы „утка”

В статье анализируется влияние переднего оперения „утки” на аэродинамические показатели крыла, проблема продольной и боковой устойчивости, влияние порывов на величину нагрузок, а также некоторые, наблюдаемые на практике явления, связанные с динамической устойчивостью самолета с такой компоновкой схемы.

Замечания и наблюдения ограничиваются описанием некоторых особенностей системы „утка”, летающей с небольшими скоростями.

SMOLEŃSKI J.

Аэропорты в современном мире

Часть 3

В статье рассматривается аэропорт как фактор пространственного планирования территории. Даются требования расположения аэропорта.

Рассматривается также постройка специализированных аэропортов для разных видов авиационного транспорта.

GLASS A.

Первый польский серийно выпускавшийся истребитель PWS-10

Представлена история развития и использования самолета PWS-10 в тридцатые годы, дано описание конструкции этого самолета.

Co piszą inni...

Badania własności roboczych silnika wysokoprężnego przy dwufazowym wtrysku paliwa lekkiego. Wpływ odległości kątowej między wtryskiem wstępnym i zasadniczym

Omówiono wyniki badań nad dwufazowym wtryskiem paliwa w silniku wysokoprężnym, które przeprowadzili pracownicy Zespołu Silników Wysokoprężnych Politechniki Krakowskiej w celu rozeznania możliwości poprawy przebiegu spalania i wskaźników roboczych silnika wysokoprężnego zasilanego paliwem lekkim przez optymalny dobór odległości kątowej pomiędzy początkami wtrysku obu dawek paliwa.

Stwierdzono doświadczalnie, że istnieje optymalny zakres wartości kąta φ , w którym można skutecznie poprawić jakość obiegu cieplnego silnika wysokoprężnego zasilanego paliwem lekkim.

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1974 nr 57.

Modelowanie analogowe pól temperatur w tłoku silnika SW400

W artykule omówiono metodę modelowania pól temperatur w tłoku silnika SW400 na analogu elektrycznym typu siatka rezystorów. Metoda ta opiera się na wykorzystaniu wykresu indykatorowego do określenia warunków brzegowych trzeciego rodzaju. Do określania przejmowania ciepła w komorach spalania silników o zapłonie samoczynnym można się posługiwać wzorem Woschniego.

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1974 nr 57.

Porównanie wskaźników technicznych i ekologicznych niektórych czterosuwowych silników wysokoprężnych z bezpośrednim wtryskiem paliwa

W artykule omówiono rozwój metod analizy gazów i jej rolę w badaniach nad ograniczeniem toksyczności spalin. Podano wyniki badań wybranych silników obejmujące analizę spalin i pomiary osiągnięć oraz krótki opis stosowanej do badań aparatury analitycznej. We wnioskach podano ocenę silników z punktu widzenia osiągnięć i toksyczności spalin.

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1974 nr 57.

Badania nad polepszeniem osiągnięć silnika SW 680 przeprowadzone na silniku jednocylindrowym SB.3.1

W artykule omówiono prace, które przeprowadzono w celu poprawienia osiągnięć silnika SW680. Badania przeprowadzono na silniku jednocylindrowym konstrukcyjnie identycznym z silnikiem SW680, w którym zwiększono średnicę czynną gniazda zaworu dolotowego, zmieniono kąt przyłgni i kształt kanału dolotowego w pobliżu zaworu oraz regulację pompy wtryskowej. W rezultacie uzyskano wzrost mocy silnika i polepszenie jakości spalin w wyniku poprawienia procesu spalania.

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1974 nr 57.

GTD - 350

SMALL HELICOPTER FREE-TURBINE TURBO-SHAFT ENGINE

- The GTD-350 is a free-turbine helicopter power plant used in twin-engined Mi-2 helicopter. The drive is taken from the rear. It drives the main gear-box WR-2.
- The GTD-350 may be used also for single-engined helicopters.
- Time between overhauls is 1000 hours.

CONSTRUCTION

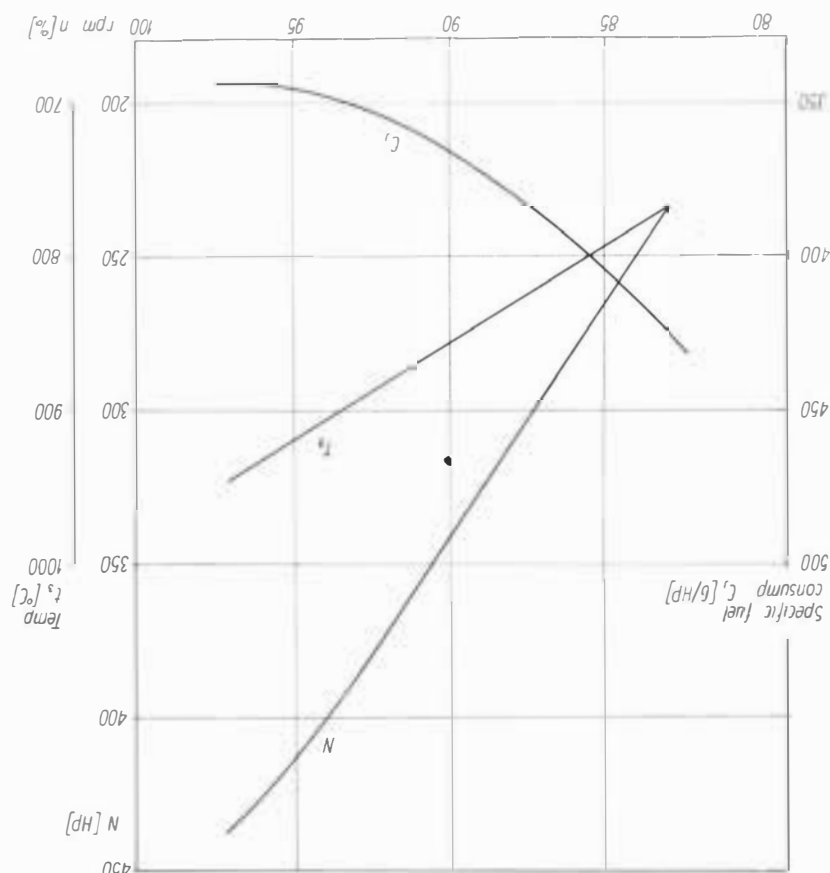
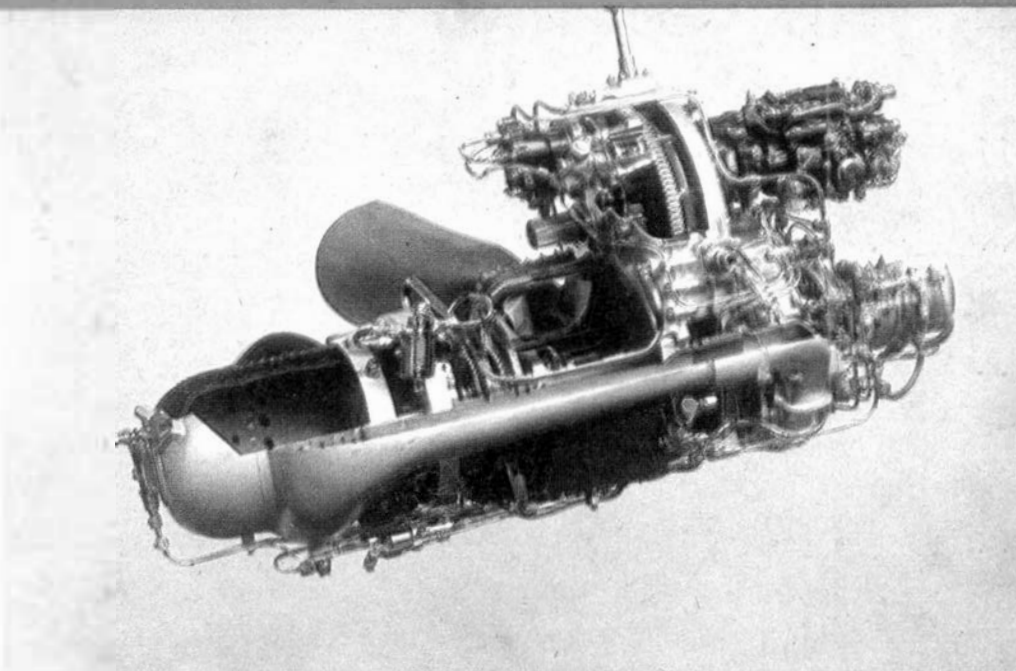
- Seven axial stages and one centrifugal stage compressor
- Reverse-flow one-can combustion chamber
- Single-stage compressor turbine, two-stage constant-speed power turbine
- Reduction gears with ratio 0.246 : 1
- Electric starter/generator
- Automatic deicing of inlet guide vanes and central bullet.

TECHNICAL DATA

Length overall	1350 mm
Max width	520 mm
Max height	630 mm
Dry weight (less jet pipes and accessories)	135 kg
Max permissible rating	437 hp
T-O rating (6 min)	400 hp
Normal rating (89% rpm)	320 hp
Cruise rating (86.5% rpm)	285 hp
Compressor rpm	45000
Free-turbine rpm	24000
Output shaft rpm	5900

Specific fuel consumption:

- at T-O rating	370 g/hp/h
- at normal rating	396 g/hp/h
- at cruise rating	420 g/hp/h
Max oil consumption	0.3 litre/h
Compression ratio	6 : 1
Air flow mass	2.2 kg/sec
Temperature before turbine	970 C



WCT/2125/K/73

Manufacturer

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



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

GTD - 350

