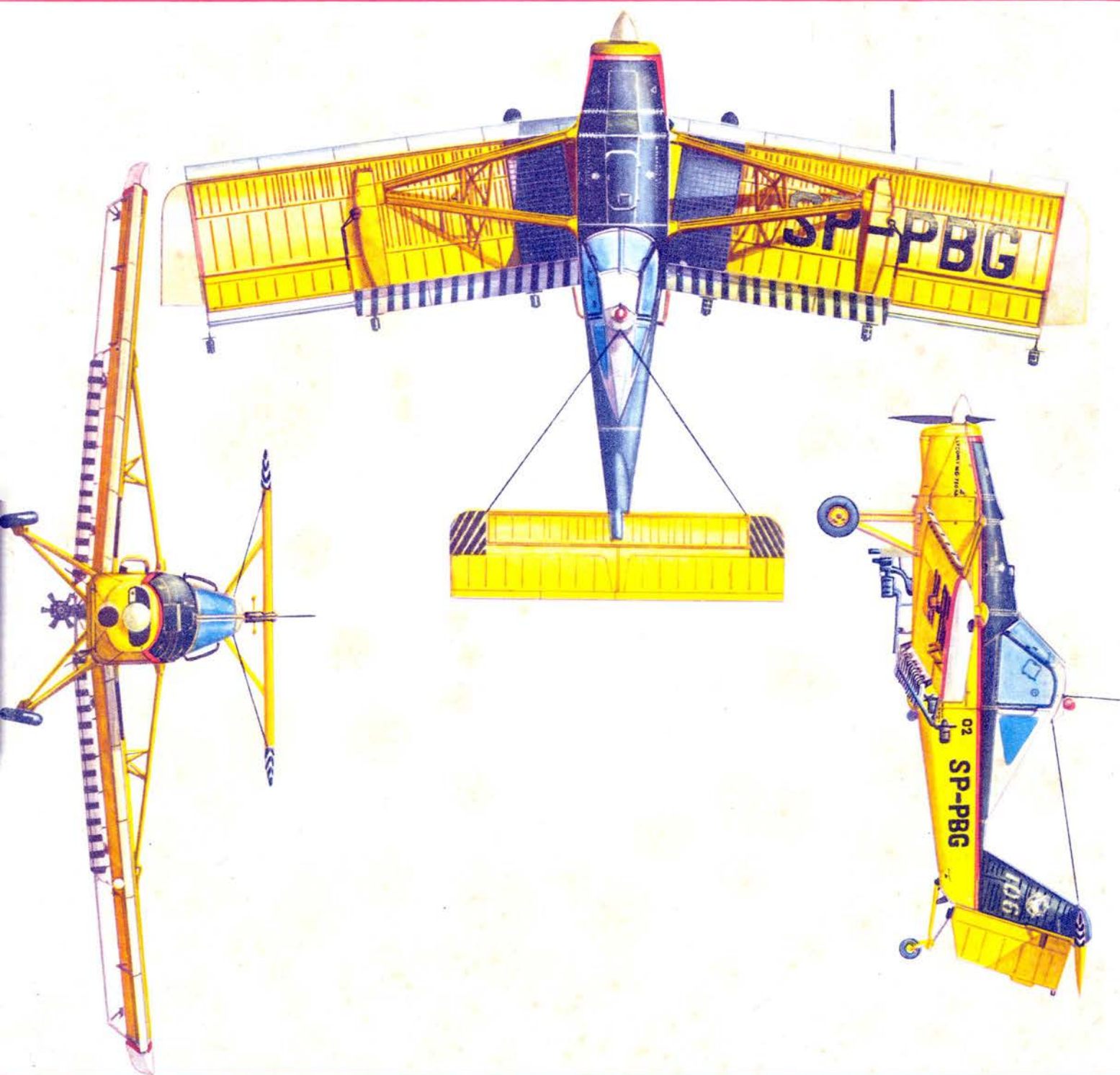


TECHNIKA

1974 11

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 12.-



- **Объединение Авиационной и Двигательной Промышленности** в своей программе введения электронной вычислительной техники во всей отрасли будет употреблять исключительно советские цифровые ЭВМ единой системы РИАД. В прошлом году приобретены при ЭВМ типа Р-20; опираясь на эти машины создана как первая этого рода в системе СЭВ, «библиотека» инженерных расчетов. Одним из первых потребителей вычислительной машины Р-20 является Завод ВСК Жешув. В заводском вычислительном центре машиной пользуются конструкторы и технологи для инженерных расчетов, а также включается она в процесс автоматизации управления заводом.
- 14 мая т.г. в Почетном Зале Авиационных Трофеев Аэроклуба ПНР совершилась трогательная встреча **сеньоров авиации с довоенным техническим директором Польских Авиалиний ЛЕТ инж. Станиславом Кшичковским**. Напоминаем, что инж. Станислав Кшичковский — после войны по время отставки — через 21 год выполнял обязанности технического директора Международной Организации Воздушных Перевозчиков (ИАТА).
- В марте м-це парафировался в Бонн **договор об авиационной коммуникации между Польшей и ГФР**, а в апреле м-це был заключен договор о воздушном сообщении с Кубой. Предусматривается заключение в т.г. договоров с Италией (до сих пор пометы выполняется на основании концессии) и с Ирландией.
- ПВЛ ЛЕТ в конце апреля получили 4-тый трансконтинентальный реактивный самолет ИЛ-62, SP-LAD, который получил название «Казимеж Пуласки». 5-тый самолет этого типа, SP-LAE «Генрик Сенкевич» должен прибыть осенью т.г.
- 5 июня открылась новая линия ПВЛ ЛЕТ **Варшава—Вена—Тунис—Алжир**. Вылет из Варшавы каждую среду в 7.50 часов, прилет в Алжир 14.25.
- Два новых планерных рекорда Польши превышены а апреле м-це в Центре Авиационного Обучения гор. Лешно. В маршрутном, скоростном полете по трассе треугольника 500 км (Лешно—Иновроцлав—Лодзь—Лешно) А. Данковской на Янтаре получена скорость 97,9 км/час, а С. Витеком на этом-же типе планера достигнута средняя скорость 104,3 км/час.
- Третий **Международный Самолетный Райд Дружбы за мемориал Франтишка Жвирки и Станислава Вигуры** состоялся с 30 августа по 6 сентября. Разограны 5 конкуренций. В Райде приняли участие 15 польских и 15 чехословацких экипажей.
- В 1971 г. **площадь выполненных агроавиационных работ** на территории страны составляла около 200.000 га, в 1973 г. — 650.000 га, а в 1974 г. — установлено выполнение сельскохозяйственных работ на площади 1.200.000 га. В области этого обслуживания в короткое время мы достигнем ГДР и Болгарии.
- **Предприятие Агроавиационного Обслуживания** в г. Олштин получит в 1974 г. 15 новых самолетов Ан-2, которые сделают возможным — в области нанесения удобрений и химической защиты — увеличить почти до 80.000 га обрабатываемую площадь сельскохозяйственных культур и лесов.
- В местности Псары в Свентокшиских Горах возникает (при технической помощи Советского Союза) наземная станция сателлитарной связи, которая будет работать в рамках организации «Интерспутник».
- На самой выжней вершине Совиных Гор — **Большей Сове** (1015 м) будет построена в следующие года первая в Польше, современная горная астрономическая обсерватория. Ее хозяином будет астрономическая обсерватория Вроцлавского Университета — специальностью которой являются исследования физики Солнца и астрофизики.
- Восемнадцать спасателей из татарской группы ГОПР проходили тренировку в Австрийских Альпах. В районе местности Зерматт польские спасатели изучили методы совместной работы с вертолетами и самолетами в горных спасательных действиях.
- Следует отметить первый патрульный полет санитарного вертолета над дорогами в районе г. Краков. Этим полетом начинается воздушное наблюдение за коммуникационными путями воеводства. На борту вертолеат находились: врач и служащий милиции.
- The Aircraft and Engine Industry Union in its computer science program will use only **Soviet digital computers of RIAD Uniform System**. Three R-20 type computers were imported last year and a library of engineer's computations based on this equipment was established. It is the first library of this type in the CMEA member countries. One of the first users of the R-20 computer is the WSK-Rzeszów. The computer is used by designers and technologists for their computations and in the process of plant management.
- On May 14, there was a moving meeting at the Aero Club of Poland between service veterans and **Mr Stanisław Krzyczkowski**, prewar technical director of the Polish Airlines LOT and postwar technical director of JATA for 21 years.
- In March an agreement of air transport with the **German-Federal Republic** was signed by Poland in Bonn and in April with **Cuba**. This year Poland will conclude an agreement with **Italy** (flights on concession) and **Ireland**.
- The Polish Airlines LOT got late in April the **fourth IL-62** transcontinental jet SP-LAD which was christened „Kazimierz Pułaski”; the fifth aircraft of this type SP-LAE, „Henryk Sienkiewicz”, is due to arrive in autumn.
- On June 5, the Polish Airlines LOT opened a **new Warszawa—Vienna—Tunis—Algiers** service. Departure from Warszawa — every Wednesday at 7.50 a.m., arrival at Algiers at 14.25 p.m.
- **Two national glider records** were broken in April at the Air Training Centre at Leszno. A. Dankowska, on **Jantar**, broke a speed record over the 500 km triangle (Leszno—Inowrocław—Łódź—Leszno) by flying at 97.9 km/h while S. Witek, on the same type of glider obtained an average speed of 104.3 km h
- The **Third International Franciszek Żwirko and Stanisław Wigura Memorial Contest** was held from August 30 to September 6. Five competitions were played. 15 Polish and 15 Czechoslovakian crews participated.
- In 1971, the acreage treated by ag aircraft in Poland was 200 000 hectares, in 1973 — 650 000 hectares and in 1974 plans were made to reach 1 200 000 hectares. It is very likely that pretty soon we shall catch up with Eastern Germany and Bulgaria
- The Olsztyn Agroaviation Service Group will get **15 new An-2 aircraft**. This will enable to increase the acreage of fields and forests up to 80 000 hectares so far as fertilizing and treatment with chemicals is concerned.
- Poland assisted by the Soviet Union is building a **ground-based station for satellite communication** which will be operating within the Intersputnik organization. The station is being built at Psary in the **Świętokrzyskie Mountains**.
- The first modern mountain astronomical observatory on **Wielka Sowa** (1015 m), the highest peak in the Sowie Mountains, is planned to be built in Poland in the near future. Its master will be the astronomical observatory of the Wrocław University which specializes in research of sun physics and astrophysics.
- Eighteen men of the Tatra Group of the Volunteer Mountain Rescue Service were training in the Austrian Alps. In the Zermatt area they were shown methods of collaboration with helicopters and airplanes in the mountain rescue actions.
- It is worth mentioning the first patrol flight over roads of **Kraków** made by an ambulance helicopter with a physician and policeman on board. The flight has initiated regular observation of traffic routes of the Kraków District from aloft

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	
A. Glass: Perspektywy rozwoju konstrukcji amatorskich .	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
J. Grzegorzewski: Polski przemysł lotniczy na wystawie XXX- -lecia w Moskwie	5
PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA	
W. Waškowski: Dziś i jutro przemysłu silników turbinowych	6
LOT PROBLEMY	
J. Lason: Transport powietrzny w Polsce — futurologiczny warunek nowoczesności i postępu	11
W. Stafiej: Charakterystyka motoszybowca w krążeniu	16
KARTOTEKA TLiA	
Cessna A150K Aerobat	19
Pilatus B-4-PC 11	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE	
Opory czołowe i biegunowe kadłubów szybowców oraz ukła- dów skrzydło—kadłub	23
M. Marciniak: Zasady wyboru procesu renowacji łopatek sprę- żarek i turbin silników odrzutowych	25
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
Porty lotnicze w nowoczesnym świecie — część 3, dokończenie	30
KSIĄŻKI LOTNICZE	33
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	34
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY	
Elementy konstrukcyjne	35
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: Szybowiec wysokowyczynowy PWS-102 Rekin	37
Z PRASY ZAGRANICZNEJ	

IV skrz.

Na okładce: Samolot rolniczy PZL-106 Kruk — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. *Andrzej Glass*

Sekretarz Redakcji:

M. Klara Płaskowska

Redaktorzy działowi:

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

Rada Programowa:

mgr inż. *A. Glass*, dr inż. *H. Grzegorzczuk*, mgr
inż. *J. Grzegorzewski*, mgr inż. *F. Gwiżdż*, dr
inż. *B. Jancelewicz*, mgr inż. *E. Kołodziński*,
mgr inż. *T. Kostia*, mgr inż. *J. Kowalczyk*, mgr
inż. *T. Królikiewicz* (przewodniczący), mgr inż.
R. Legięcki, mgr inż. *A. Misiorek*, inż. *R. Wo-
liński*

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2, W-wa. Zam. 493/74. 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-37.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006

WAŚKOWSKI W.

Today and Tomorrow of the Aero Turbine Engine Industry

The following premises which condition the production profile of aero turbine engine factories have been discussed, viz.: new trends of engine operation and the importance of ATEGG program, rise of the B+R and realization costs of new engine programs, time factor and fuel crisis. Author presents a prospective international growth of co-operation in the production of aero turbine engines; at the same time he pays particular attention to the rising increase in quantitative output with a decrease in the number of different types of engines, which is a result of the above mentioned factors.

LASOŃ J.

Air Transport in Poland — Future Condition of Advancement

The Polish air transport has been compared with the air transport in other countries. Benefits resulting from a developed air transport in the form of an increase in national income, technical and economic progress and growth of tourist traffic are presented.

STAFIEJ W.

Motorglider Characteristics in Circling Flight

The analysis of the circling features of a motorglider with operating and non-operating engine is presented. There have been assumed the motorglider parameters identical to the SZD-45 Ogar motor glider.

MARCINIAK M.

Reforming damaged compressor and turbine blades of gas turbine engines

In this article the methods of manufacturing the compressor and turbine blades of gas turbine engines are described in short and the possibilities of replacing the grinding and polishing processes by the mechanical vibratory erosive treatment are considered; the process of the strengthening vibration ball peening is discussed. In conclusion the notices on the methods of blades treatment depending on blade damage type are given.

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-102 Rekin High Performance Sailplane

The author describes the PWS-102 Rekin (Shark) high-performance sailplane designed by Wacław Czerwiński in late thirties. Technical description and data are given.



TRYBUNA LOTNIKÓW

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Perspektywy rozwoju konstrukcji amatorskich

Problem konstrukcji amatorskich jest u nas narzeczony. Czerwcową naradę konstruktorów amatorów we Wrocławiu nie rozwiązała problemu. Od wielu lat występują nieporozumienia między konstruktorami amatorami, a czynnikami oficjalnymi dbającymi o bezpieczeństwo latania. Główne źródło nieporozumień tkwi w podejściu obu stron do problemu. Konstruktorzy amatorzy są z reguły fanatykami swego pomysłu i częstokroć fantastami. Uważają każdy własny pomysł maszyny latającej za rewelacyjny i żądają udzielenia pomocy przez instytucje lotnicze dla realizacji swego dzieła. Brak entuzjazmu do ich projektu ze strony czynników oficjalnych uważają za dowód zacofania technicznego. Spróbujmy trzeźwo spojrzeć na możliwości i poziom naszych konstruktorów amatorów. Możliwości wykonania prawidłowych obliczeń i pokonania trudności warsztatowych ograniczają kategorie realnych do zbudowania konstrukcji do: lotni, szybowców szkolnych i treningowych, motoszybowców, samolotów słabosilnikowych, wiroszybowców i wiatrakowców. Konstrukcje bardziej skomplikowane, jak np. śmigłowiec nie są u nas realne. A jaki jest poziom konstrukcji amatorskich? Niestety dość niski. Jeśli samolot czy motoszybowiec ma wzbudzić zainteresowanie aeroklubów, pilotów, innych konstruktorów amatorów czy władz lotniczych — to musi osiągnąć nie ustępować istniejącym już konstrukcjom produkowanym seryjnie, a czymś musi je nawet przewyższać, np. niższymi kosztami budowy i eksploatacji. Tymczasem duża część krajowych konstrukcji amatorskich nie nadaje się do systematycznego wykonywania na nich lotów, lecz zaledwie może służyć do skoków, czy krótkich lotów — tym samym znajduje się na poziomie konstrukcji sprzed 45 czy 50 lat. Oczywiście sam fakt wzlotu dla wielu konstruktorów jest zadowalającą satysfakcją, lecz z technicznego punktu widzenia konstrukcje te nie przedstawiają prawie żadnej wartości. Natomiast tylko bardzo nieliczne konstrukcje mają współczesny poziom techniczny pod względem osiągnięć i własności użytkowych. Zaś wyjątkiem jest konstrukcja, która mogłaby znaleźć zastosowanie w aeroklubach i stanowić wzorzec dla innych konstruktorów amatorów. Takim wyjątkiem jest właśnie Prząśniczka, której homologacją zajął się Instytut Lotnictwa. Jakże przeto konstrukcje amatorskie mają u nas perspektywy? Przede wszystkim te, które będą kopiami konstrukcji udanych i zatwierdzonych do rozpowszechniania. Ponadto te, które będą mogły posłużyć jako prototypy dla motoszybowców i samolotów do treningu, budo-

wanych amatorsko w aeroklubach. Tylko bowiem takie konstrukcje są uzasadnione z technicznego i społecznego punktu widzenia i tylko one warte są poparcia przez fundusze społeczne i instytucje lotnicze.

W sytuacji, gdy tylko nieliczne konstrukcje są z prawdziwego zdarzenia — nic dziwnego, że władze i instytucje lotnicze nie wykazują entuzjazmu do konstrukcji amatorskich. IKCSP stojąc na stanowisku istniejących przepisów — wymaga sprawdzonych obliczeń, materiałów lotniczych, nadzorowanej budowy, sprawdzonego czyli certyfikowanego silnika oraz fachowej oceny własności pilotażowych samolotu. Wymagania te, choć uzasadnione, są bardzo trudne do spełnienia dla konstruktorów amatorów i często przerażają ich. Konstruktorzy amatorzy przeważnie, by ominąć te dodatkowe trudności na drodze do oblotu maszyny, nie starają się spełnić wymagań formalnych prowadząc budowę z pominięciem przepisów i czynników oficjalnych. Dopiero gdy władze lotnicze nie dopuszczają do wykonywania lotów — zaczyna się dramatyczna walka konstruktora o niemarnowanie wysiłku włożonego w budowę. A wówczas, nawet przy najlepszej woli, IKCSP ma bardzo ograniczone możliwości uratowania sprawy.

Czy istnieje możliwość rozwiązania tych problemów? Niewątpliwie tak, choć wymaga to:

- 1° — dobrej woli wszystkich zaangażowanych w sprawę,
- 2° — zrealizowania całego programu wymagającego spełnienia warunków umożliwiających budowę konstrukcji amatorskich.

A jaki to jest program i jakie zawiera warunki? Jest to program stworzenia realnych możliwości spełnienia przez konstruktorów niezbędnych wymagań formalnych. Realizację tego programu można uzyskać przez spełnienie następujących warunków:

1. Wydanie **podręcznika dla konstruktorów amatorów**. Podręcznik umożliwiłby przedstawianie w IKCSP projektów zawierających komplet wymaganych obliczeń. Prawdopodobnie najlepiej taki podręcznik opracowałiby autorzy z SZD w Bielsku, zaś wydawcą mogłyby być Wydawnictwa Komunikacji i Łączności. Podręcznik musiałby uwzględniać wymagania IKCSP, być zgodny z tokiem obliczeń stosowanym na politechnice i w przemyśle oraz zawierać dane pomocnicze z aerodynamiki, mechaniki lotu, wytrzymałości konstrukcji i materiałów, części normalnych, technologii, kontroli materiałów, przepię-

Dokończenie na str. 34



POLSKA

● Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego w swym programie informatyki całej branży będzie eksploatowało wyłącznie radzieckie elektroniczne maszyny cyfrowe jednolitego systemu RIAD. Sprowadzono w roku ubiegłym 3 komputery typu R-20 i w oparciu o nie stworzono biblioteczke obliczeń inżynierskich — pierwszą tego rodzaju w systemie RWP.

● Wojewoda mgr inż. Z. Nadratowski, jako honorowy prezes Aeroklubu Wrocławskiego, popiera inicjatywy lotnicze na Dolnym Śląsku. Można tu wymienić niektóre z nich:

- zastosowanie samolotów w gospodarce lesnej i stawowej,
- propagowanie lotnictwa dyspozycyjnego,
- powołanie specjalizacji lotniczej przy wrocławskiej Akademii Wychowania Fizycznego,
- organizowanie wystaw i pokazów sprzętu lotniczego,
- zorganizowanie turystycznej komunikacji lotniczej z komunią jeleniogorską w oparciu o zlokalizowane tam lotnisko,
- zbudowanie sportowego lotniska we Wrocławiu.

● 14 maja w honorowej sali trofeów lotniczych Aeroklubu PRL odbyło się wzruszające spotkanie seniorów lotnictwa z przedwojennym dyrektorem technicznym Polskich Linii Lotniczych LOT, inż. Stanisławem Krzyczkowskim. Seniorzy — uczestniczący w spotkaniu — to byli piloci i współpracownicy (Długaszewski, Tokarczykowie, Chorzewski, Uzwonkowski, Zaremba) oraz liczni przyjaciele dyr. Krzyczkowskiego z czasów przedwojennych (Bartel, Janik, Leja, Osinski, Wasilewska, Sołytk).

Zebrani chwilą ciszy uczcili pamięć asa pilotów, Stanisława Płonczyńskiego, który ostatnio zginął tragicznie w wypadku ulicznym, następnie gospodarz spotkania, przewodniczący Warszawskiego Klubu Seniorów Lotnictwa, K. Chorzewski powitał dyrektora Krzyczkowskiego w imieniu KSL oraz przypomniał wiele momentów z jego działalności.

Seniorzy wspominali nieobecnych i zmarłych współwzrosty pracy, ich wkład w sławę i dobre imię polskiego lotnictwa oraz ich losy wojenne i powojenne. Oglądano historyczne zdjęcia z życia przedsiębiorstwa PLL LOT i komentowano zdarzenia.

Ostatnie rozmowy i dyskusje toczyły się na temat stanu techniki lotniczej w Polsce, trudności, które należy pokonać i perspektyw rozwojowych.

Przypominamy, że inż. St. Krzyczkowski — po wojnie, do czasu przejścia na emeryturę — przez 21 lat pełnił funkcję dyrektora technicznego międzynarodowego stowarzyszenia przewoźników powietrznych IATA.

● W marcu została parafowana w Bonn umowa o komunikacji lotniczej między Polską a RFN, a w kwietniu zawarta umowa o komunikacji lotniczej z Kubą. W bieżącym roku przewidziane jest zawarcie umów z Włochami (dotychczas loty odbywają się na podstawie koncesji) oraz z Irlandią.

● PLL LOT otrzymała w końcu kwietnia czwarty transkontynentalny samolot odrzutowy Il-62, który otrzymał imię „Kazimierz Pułaski”. Piąty samolot tego typu „Henryk Sienkiewicz” przyleci w końcu br.

● 5 czerwca otwarta została nowa linia PLL LOT Warszawa—Wiedeń—Tunis—Algier. Odlot z Warszawy w każdą środę o godz. 7.50, przylot do Algieru o 14.25.



Samolot PZL-104 Wilga 35 eksportowany do aeroklubów radzieckich

Fot. W. Garbarczyk

● Pod przewodnictwem przedstawiciela PRL, ambasadora E. Wyznera, obradował w Genewie Podkomitet Prawny Komitetu ONZ ds. Pokojowego Wykorzystania Przestrzeni Kosmicznej. Podkomitet opracował tekst konwencji o rejestracji obiektów wyrzeliwanych w przestrzeń kosmiczną. Obecnie wokół Ziemi krąży około 2000 sztucznych ciał.

● Dwa nowe szybowcowe rekordy Polski pobito w kwietniu br. w CWL Leszno. W przelocie prędkościowym na trasie po obwodzie trójkąta 500 km (Leszno — Inowrocław — Łódź — Leszno) A. Dankowska uzyskała na Jantarze prędkość 97,9 km/h, a S. Witek na tym samym typie szybowca uzyskał średnią prędkość 104,3 km/h.

● Trzeci Międzynarodowy Samolotowy Rajd Przyjaźni o Memoriam Franciszka Zwirki i Stanisława Wigury odbył się w dniach od 30 sierpnia do 6 września br. Rozegranych zostało pięć konkurencji. W rajdzie wzięło udział 15 załóg polskich i 15 czechosłowackich.

● Na pierwszym w nowej kadencji, plenarnym posiedzeniu Zarządu Głównego Aeroklubu PRL powołano do działania komisje APRL: wychowania i propagandy, organizacyjną, sportową, samolotową, wiroplataw, szybowcową, spadochronową, balonową i modelarską.

● Obozy kadry narodowej szybowcowej i samolotowej oraz kadry instruktorskiej Aeroklubu PRL odbyły się w roku bieżącym — na wiosnę — w Połańczyku.

● W roku 1971 powierzchnia wykonanych usług agrolotniczych na terenie kraju wynosiła ok. 200 000 ha, w 1973 r. — 650 000 ha, a na 1974 r. ustalono wykonanie prac rolniczych na obszarze 1 200 000 ha. W zakresie tych usług w niedługim czasie doścignemy NRD i Bułgarię.

● Olsztyński Zakład Usług Agrolotniczych otrzyma w 1974 r. piętnaście nowych samolotów An-2, które umożliwią — w zakresie nawożenia i ochrony środkami chemicznymi — zwiększenie niemal do 80 tysięcy hektarów powierzchni upraw rolnych i lasów.

● W miejscowości Psary w Górach Świętokrzyskich powstaje (przy pomocy technicznej Związku Radzieckiego) naziemna stacja łączności satelitarnej, która pracować będzie w ramach organizacji Intersputnik.

W lipcu oddano do użytku część odbiorczą stacji, w październiku zaś ukończono część nadawczą. W przyszłym roku Polska włączy się do bezpośredniej wymiany programów telewizyjnych w systemie Intersputnik oraz służyć będzie międzynarodowej łączności telefonicznej.

● Na najwyższym szczycie Gór Sowich — Wielkiej Sowie (1015 m) wybudowane zostanie w najbliższych latach pierwsze w Polsce, nowoczesne górskie obserwatorium astronomiczne. Jego gospodarzem będzie obserwatorium astronomiczne Uniwersytetu Wrocławskiego — placówka specjalizująca się w badaniach fizyki Słońca i astrofizyki.

● Osiemnastu ratowników tatrzańskich grupy GOPR przebywało na treningu w Alpach austriackich. W rejonie Zermatt polscy ratownicy poznali metody współpracy ze śmigłowcami i samolotami w górskich akcjach ratowniczych.

Niestety na Podhalu nadal jeszcze nie wybrano miejsca dla ratunkowego śmigłowca, nie ustalono lądowiska, nie znaleziono stałego pomieszczenia.

● Warto poinformować o pierwszym locie patrolowym śmigłowca sanitarnego nad krakowskimi drogami. Lot ten zapoczątkował obserwację z powietrza tras komunikacyjnych tego województwa. Na pokładzie znajdowali się: lekarz oraz funkcjonariusz MO.

Śmigłowiec ma potrójną łączność radiową z ziemią. Za pomocą głośnika będzie można informować kierowców. Załoga śmigłowca będzie także pomocna w obserwacji kompleksów leśnych.

● Szpital powiatowy w Olkuszu jest obecnie usytuowany nieopodal lądowiska. Lądowisko to zaprojektowano i zbudowano w czynnie społecznym.

● Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych zorganizował 3 października br. konferencję naukową pn.: „Metody pomiarowe w technice lotniczej”.

Celem konferencji było umożliwienie wymiany poglądów, szerokiej informacji o prowadzonych pracach i dyskusji naukowej w zakresie różnych problemów związanych z metodami pomiarowymi stosowanymi w technice lotniczej.

Referaty i komunikaty zostaną wydrukowane w materiałach pokonferencyjnych w specjalnym wydaniu „Informatora” ITWL.



CHINY

● Podpisana ostatnio umowa o komunikacji lotniczej między Japonią a Chińską Republiką Ludową daje stronie chińskiej prawo uruchomienia linii do Ameryki via Tokio — Pacyfik.



CZECHOSŁOWACJA

● Trzy tysiące samolotów szkolno-treningowych L-29 Delfin od roku 1959 wyprodukowały zakłady Aero. Samoloty zakupiło wiele państw Europy, Afryki, Azji i Bliskiego Wschodu.



FRANCJA

● Salon lotniczy Le Bourget 1975 odbędzie się w dniach od 30 maja do 8 czerwca 1975 r.



HISZPANIA

● Samoloty Iberii latają dwa razy w ciągu tygodnia na trasie Madryt—Barcelona—Monachium—Warszawa, zaś samoloty LOTu trzy razy do Madrytu przez Genewę. Nowo otwarta linia jest eksploatowana wspólnie przez IOT i Iberię.

Współpraca z Iberią umożliwia pasażerom LOTu połączenia z 91 miastami świata.



KANADA

● Została otwarta w maju pierwsza na świecie regularna linia lotnicza między Montrealem a Ottawą, użytkująca samoloty typu STOL. Linie obsługują 11-osobowe samoloty DHC-6 300S Twin Otter, produkcji kanadyjskich zakładów De Havilland, startujące 22 razy w ciągu dnia.



RUMUNIA

● Zakłady IRMA zbudowały w r. 1973 odmianę metalową samolotu rolniczego IAR-822 z silnikiem Lycoming IO-540-G1D5 o mocy 290 KM, oznaczoną symbolem IAR-826.

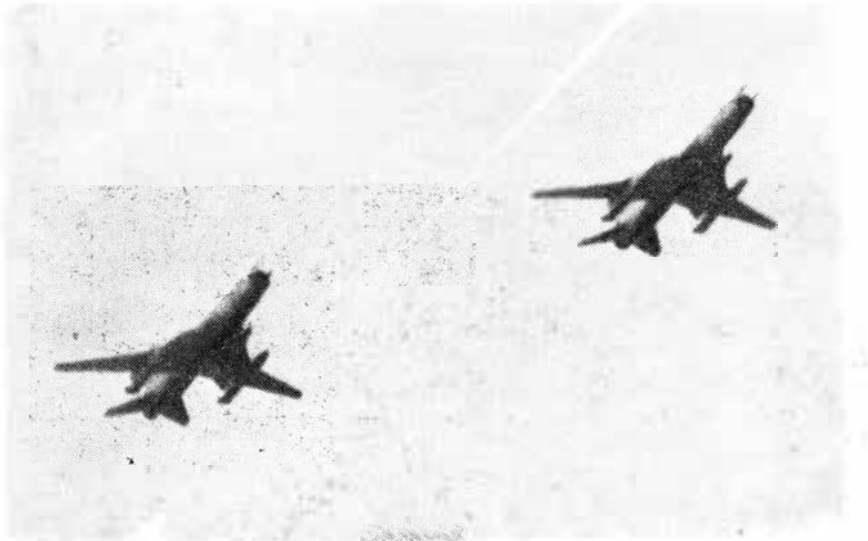
Wersja rolnicza wyposażona jest w zbiornik o pojemności 0,8 m³, umożliwiający zabranie 600 litrów lub 630 kg chemikaliów. W razie potrzeby cały zbiornik może być odrzucony. Samolot ma pełny zestaw aparatury agro. Dane techniczne tego samolotu: ciężar własny 1100 kg; ciężar startowy 1900 kg; prędkość robocza 120—160 km/h; maksymalna prędkość wznoszenia 210 m/min; rozbieg 180 m.

Szerokość smugi:

opylanie	30—40 m
granulaty	12—18 m
opryskiwanie	20—25 m

Zasięg (bez rezerwy) 450 km lub 3 godziny lotu.

● Samolot rolniczy IAR-827 jest odmianą rozwojową samolotu IAR-826 i odznacza się lepszymi własnościami lotnymi. Wyposażony jest w silnik Lycoming IO-720 o mocy 400 KM. Ciężar własny 1270 kg; ładunek chemikaliów (praca 2 godziny) — 820 kg; użyteczny ciężar maksymalny ponad 900 kg; ciężar maksymalny 2360 kg. Prędkość przelotowa 180 km/h; minimalna prędkość 90 km/h; rozbieg 180—200 m.



Samoloty o zmiennej geometrii podczas defilady XXX-lecia w Warszawie

Fot. WAF



USA

● W 1973 roku pięć amerykańskich wytwórni śmigłowców wyeksportowało 413 śmigłowców różnych typów, podczas gdy w 1972 r. eksport wyniósł 260 egzemplarzy. 82 maszyny wysłano do Europy, 82 do Ameryki Południowej, 86 do Azji, 67 do Ameryki Północnej, 22 do Afryki i 27 do Oceanii. Najwięcej śmigłowców amerykańskich zakupiła Kanada (67), przed Wielką Brytanią (45) i Włochami (40).

● W ciągu stycznia i lutego br. pięć największych towarzystw komunikacji powietrznej w USA poniosło straty w wysokości 74,9 mln dolarów.

● Automatyzacja w obsłudze pasażerów i ich bagażu umożliwia amerykańskim liniom lotniczym obsłużyć 4 mln pasażerów na tydzień. Automatyczna rezerwacja objęła w liniach lotniczych takie czynności, jak podawanie trasy, drukowanie biletów, przydzielanie miejsc, udzielanie informacji podczas lotu, rezerwowanie miejsc w hotelach, zamawianie samochodów i załatwianie spraw dotyczących bagażu.

● Czujnik ostrzegawczy zbliżenia firmy Rock Avionic System wszedł po serii badań do produkcji w ub. roku. Reaguje on na promieniowanie pozaczterwone emitowane przez wirujące lub błyskające światła antykolizyjne zamontowane na końcach płatów, na kadłubie lub ogonie samolotu. System sygnalizuje obecność każdego samolotu w trójkątnym obszarze potencjalnej kolizji, po każdej stronie toru lotu. Czujnik waży 3 kg i kosztuje 1495 dolarów.

● 8 śmigłowców amerykańskich brało udział w akcji odfinansowania Kanału Sueskiego. Oczyszczanie Kanału odbywało się systemem tralowania z powietrza.

● W amerykańskim naukowo-badawczym ośrodku szkolenia astronautów przeprowadzono eksperyment, którego celem było zbadanie reakcji organizmu kobiecego na długotrwały stan nieważkości. W doświadczeniu uczestniczyło 12 pielęgniarek wybranych spośród personelu służby zdrowia lotnictwa.

Istotną część eksperymentu polegała na ocenie reakcji układu krążenia na nagły odpływ krwi do dolnej części ciała. Zjawisko to jest charakterystyczne u kosmonautów-mężczyzn w czasie

powrotu na Ziemię po długich lotach kosmicznych.

Celem eksperymentu, który kontynuowany będzie przez kilka lat, jest opracowanie kryteriów doboru pasażerów orbitalnego samolotu i metod przygotowania ich do lotów kosmicznych.

● Doświadczenia przeprowadzone w czasie trzech kolejnych lotów na pokładzie stacji orbitalnej Skylab wykazały, że organizm ludzki może przystosować się do stanu nieważkości. Główny lekarz ośrodka lotów kosmicznych w Houston stwierdził, że nie widzi barier biologicznych, które uniemożliwiłyby dokonanie załogowego lotu na Mars. Jak obliczono, lot taki trwałby co najmniej 2 lata.



ZSRR

● Wiosną — na zaproszenie radzieckich ministrów lotnictwa cywilnego — Bugajewa i produkcji lotniczej — Die-mientjewa odwiedzili Moskwę delegacje Lockheeda, McDonnell Douglasa i Rolls-Royce'a. Przyleciały one samolotem krótkiego zasięgu L-1011 TriStar (przeznaczonym do transportu 400 pasażerów), którego prezentacji zażądała strona radziecka. Na czele delegacji stali S. N. McDonnell, prezes towarzystwa Lockheed G. Pill oraz przedstawiciele najwyższych władz amerykańskich koncernów. Przedstawiciele Lockheed Aircraft International przedyskutowali zagadnienia naziemnego wyposażenia lotnisk, a Lockheed Electronics — wyposażenia lotniskowej kontroli ruchu lotniczego. Rozmowy z firmą McDonnell dotyczyły prezentacji samolotu DC-10.

● Na Międzynarodowej Wystawie Lotniczej w Hanowerze demonstrowany był zmodyfikowany samolot Jak-40 o ciężarze całkowitym 16 000 kg (na 27—30 pasażerów, o zasięgu 1300 km). Samolot oferowano w cenie 4,5 mln DM.

● Sześć samolotów Tu-144 znajduje się obecnie w użytkowaniu: dwa poddawane są próbom, zaś cztery latają na linii Moskwa—Władywostok przez Tiumeń (trasa 6700 km).

● Satelita łączności Mołnia-2 został wysłany na wysoką orbitę eliptyczną. Satelita przeznaczony jest do daleko-siędzącej łączności radiowej i telefoniczno-telegraficznej oraz przekazywania programu TV.

Polski przemysł lotniczy



Śmigłowiec Mi-2M

Fot. J. Grzegorzewski

znajdował się zespół turbopompy do zasilania aparatury (atomizerów lub rozpryskiwaczy) chemikaliami ciekłymi.

Drugim z kolei samolotem rolniczym był dostarczony drogą powietrzną PZL-106 wyposażony w aparaturę agrolotniczą przeznaczoną do opryskiwania. Na każdym jego skrzydle znajdowały się dwa atomizery. Egzemplarz ten napędzany był silnikiem Lycoming IO-720A1B o mocy 400 KM. W ulotce podano niektóre parametry samolotu: pojemność laminatowego zbiornika dla chemikaliów — 1300 l, ładunek chemikaliów — 1000 kg, prędkość robocza 120—160 km/h, rozbieg i dobieg niewiele przekracza 100 m. Samolot może być wykorzystany do wszystkich podsta-

Z okazji obchodów XXX-lecia powstania PRL zorganizowano w bieżącym roku w Moskwie dużą wystawę pn. „30 lat socjalistycznej Polski”. Była ona największą tego rodzaju imprezą w powojennych dziejach Polski. Na terenie Wszechzwiązkowej Wystawy Osiągnięć Gospodarczych prezentowano w dniach od 18 VII.—18 VIII. wielostronny dorobek Polski w dziedzinie gospodarczej, naukowej i kulturalnej, a szczególnie dorobek przemysłu lotniczego i silnikowego.

Ekspozycja przemysłu lotniczego obejmowała dwie części. Na otwartej przestrzeni ustawiono sprzęt lotniczy, a w pawilonie — modele samolotów, śmigłowców i szybowców oraz silniki lotnicze, osprzęt i wyposażenie, jak również silniki wysokoprężne różnych odmian i zastosowań.

Sprzęt lotniczy eksponowany przed pawilonem obejmował samoloty, śmigłowce oraz szybowce. Najbardziej rzucał się w oczy samolot rolniczy M-15, a to ze względu na swe wymiary oraz jaskrawe pomalowanie. Przed samolotem były ustawione dwie plansze. Jedną z nich informowała, że jest to pierwszy w świecie samolot rolniczy z napędem odrzutowym opracowany wspólnie przez polskich i radzieckich konstruktorów, druga zaznaczała z niektórymi podstawowymi danymi. Na dwóch innych planszach obok samolotu zobrazowano zasadę działania aparatury agrolotniczej samolotu M-15, służącej do opylania chemikaliami sypkimi oraz opryskiwania grubo- i drobnokroplistego. Pokazany egzemplarz samolotu wyposażony był w atomizery do opryskiwania chemikaliami ciekłymi. Obok samolotu



Samolot rolniczy PZL-106

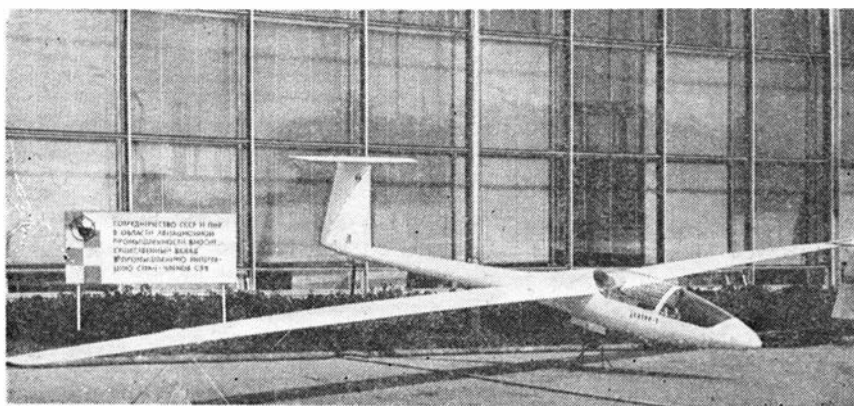
Fot. J. Grzegorzewski

Samolot rolniczy M-15

Fot. J. Grzegorzewski



na wystawie XXX-lecia w Moskwie



Laminatowy szybowiec SZD-33 Jantar-1

Fot. J. Grzegorzewski

wowych prac agrolotniczych: rozpylania proszków, rozsiewania granulatów oraz rozpryskiwania ciełych chemikaliów.

Obydwa te eksponaty były wymownym przykładem specjalizacji polskiego przemysłu lotniczego w konstrukcji i produkcji samolotów rolniczych w ramach Rady Wzajemnej Pomocy Gospodarczej.

Trzecim samolotem dostarczonym wraz z PZL-106 była Wilga. W bieżącym roku dostarczono do Związku Radzieckiego pierwsze egzemplarze tego samolotu. Wiele osób bezpośrednio zainteresowanych mogło obejrzeć go i podyskutować z przedstawicielami zakładu produkującego. W materiałach informacyjnych podkreślono zalety Wilgi-35A jako samolotu aeroklubowego do holowania szybowców, a w szczególności dużą prędkość wznoszenia (6,3 m/s) oraz krótki rozbieg i dobieg (rzędu 120 m).

WSK w Świdniku zademonstrowała na wystawie zmodernizowany śmigłowiec Mi-2M. Przekonstruowany kadłub i zwiększona moc silników umożliwiły zwiększenie liczby miejsc w kabine do 11 (zamiast 8 w dotychczas produkowanych śmigłowcach). Ciężar pustego śmigłowca wynosi 2460 kg, ciężar startowy — 3700 kg, zasięg z dodatkowym zbiornikiem — 720 km, prędkość przelotowa — 210 km/h. Śmigłowiec ma zmienione podwozie i bogatsze od Mi-2 wyposażenie. Znajdująca się obok śmigłowca plansza informowała o rozwoju produkcji śmigłowców w Polsce — od licencyjnego Mi-1 poprzez rozwój prototypowego Mi-2 i Mi-2M aż do opracowywanego obecnie W-3, będącego następcą Mi-2.

Na wystawie eksponowano trzy szybowce. W dziale „Sport” wystawiono szybowiec SZD-30 Pirat.

— oprócz GTD-350 — pokazano tylko AI-14R. Część lotniczą uzupełniały przyrządy pokładowe, mieszki sprężyste i łopatki silników turbinowych.

W dziale „Nauka i Technika” Instytut Lotnictwa wystawił działający model sześciokładowej wagi aerodynamicznej własnej konstrukcji oraz stoisko do badania śmigłowców.

25 lipca był dniem branży lotniczej i silnikowej. Z tej okazji ekspozycję przemysłu lotniczego obejrzały grupy radzieckich specjalistów. Odbyło się również sympozjum branży lotniczej. Referat wprowadzający pt. *Polsko-radziecka współpraca w dziedzinie przemysłów lotniczych* wygłosił autor artykułu, a dwa krótkie komunikaty — mgr inż. K. Gocyla z WSK w Mielcu (na temat samolotu M-15) i mgr inż. Z. Jakubowski z Instytutu Lotnictwa, (na temat aparatury agrolotniczej samolotu M-15). Referat na temat tradycji WSK Okęcie w produkcji lekkich samolotów, ze szczególnym uwzględnieniem samolotu PZL-104 Wilga-35A, wygłosił mgr inż. S. Musiatowicz. Po południu odbyło się sympozjum poświęcone silnikom wysokoprężnym.

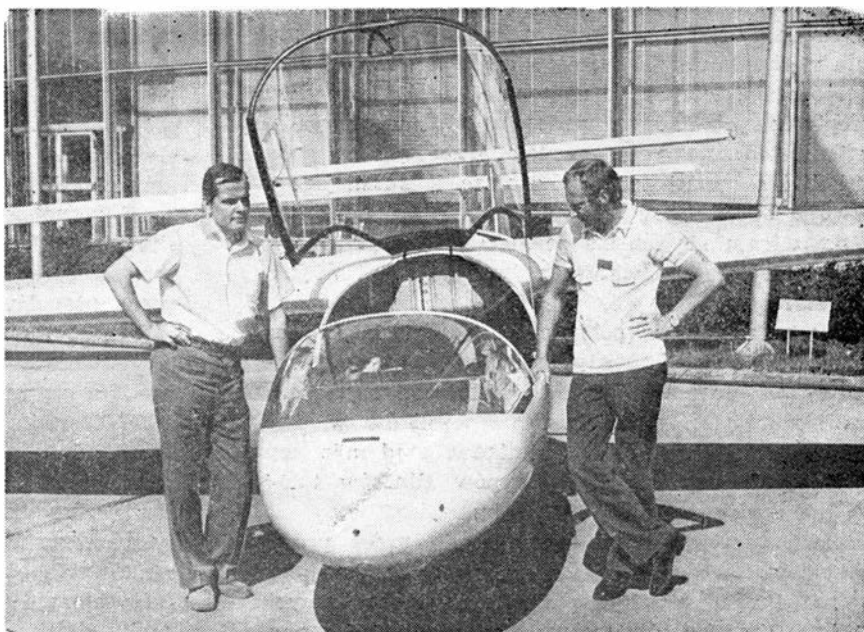
Wystawa była imponującym przeglądem dorobku Polski Ludowej w roku jej XXX-lecia.

Obok samolotów znajdował się szybowiec laminatowy SZD-38 Jantar-1 o doskonałości 47 przy prędkości 105 km/h. Duże zainteresowanie budził dwumiejscowy motoszybowiec SZD-45 Ogar.

Wiele eksponatów pokazano w estetycznie i barwnie zaprojektowanym stoisku przemysłu lotniczego w pawilonie, m.in. modele samolotów An-2, Wilga 35, M-15 i Iskra, jak również dwa modele śmigłowca Mi-2 oraz szybowców Pirat, Jantar, Cobra-15 i Ogar. Uwagę zwracały przekroje silnika turbinowego GTD-350 oraz przekładni WR-2 stosowanej na śmigłowcu Mi-2. Spośród silników znajdujących się obecnie w produkcji

Dwumiejscowy motoszybowiec SZD-45 Ogar

Fot. W. Garbarczyk



Dziś i jutro przemysłu silników turbinowych

Od ponad trzydziestu lat trwa pomyślny okres rozwoju przemysłu lotniczych silników turbinowych. Charakteryzuje go produkcja coraz doskonalszych i bardziej sprawnych zespołów napędowych dla samolotów, śmigłowców, ostatnio zaś również dla energetyki i przemysłów, które użytkują przekształcone turbinowe silniki lotnicze.

Jednak według opinii wielu ekonomistów — prognostyków i przedstawicieli branży silników lotniczych, w pracach tego przemysłu rozpoczyna się obecnie poważny przełom. Dokona się on w ciągu najbliższych lat, bowiem cykl przemian staje się coraz szybszy.

Przyczyn przewidywanego przełomu, który z pewnością wycisnie głębokie piętno na profilu produkcyjnym i dalszej pracy branży, należy dopatrywać się w czterech zasadniczych przesłankach:

1. Nowe tendencje eksploatacji silników i program ATEGG

Po latach wzrostu, liczba budowanych typów silników lotniczych gwałtownie zaczyna się kurczyć.

W pierwszych latach po II wojnie światowej liczba silników odrzutowych rozwijanych w ciągu roku stale się zwiększała w miarę jak silniki turbinowe zaczęły wypierać silniki tłokowe i to w napędach zarówno samolotów wojskowych, jak i cywilnych. Rozwój silników odrzutowych osiągnął swój punkt szczytowy między rokiem 1951 a 1955. Następnie liczba nowych typów silników odrzutowych zaczęła się zmniejszać, a to z kilku przyczyn. Jedną z nich stała się konkurencja najpierw ze strony turbinowych silników śmigłowych, a następnie — silników dwuprzepływowych, których podobnie jak i w przypadku silników odrzutowych powstała duża gama typów. Jakkolwiek silniki te były droższe i trudniejsze w rozwoju od silników odrzutowych (stąd opóźnienie w pojawieniu się ich na scenie), to jednak zapewniły mniejsze jednostkowe zużycie paliwa i większy ciąg startowy.

Zapoczątkowany w połowie lat pięćdziesiątych rozwój dużych rakiet balistycznych jako alternatywnej metody przenoszenia ładunków nuklearnych, spowodował zmniejszenie funduszy i wysiłków w dziedzinie budowy samolotów i silników. Stąd m.in. wynika zmniejszenie się liczby typów silników turbinowych rozwijanych od 1968 roku.

Dalszą przyczyną jest ograniczenie przez producentów płatowców liczby wdrażanych do produkcji nowych typów samolotów cywilnych i wojskowych. Ponadto, producenci samolotów są zdania, że z pun-

Omówiono następujące przesłanki, które warunkują profil produkcyjny wytwórni lotniczych silników turbinowych: nowe tendencje eksploatacji silników i znaczenie programu ATEGG, wzrost kosztów realizacji nowych programów silnikowych, czynnik czasu, kryzys paliwowy.

Przedstawiono przewidywany rozwój międzynarodowej kooperacji produkcyjnej lotniczych silników turbinowych.

ktu widzenia ekonomiki produkcji i perspektyw zbytu — dla nowych typów płatowców należy raczej adaptować istniejące silniki lub po prostu zamontowywać je do nowych samolotów (o czym niżej), a nie wyposażać wymienione płatowce w dopiero co opracowane zespoły napędowe.

Obecnie Stany Zjednoczone, w celu stworzenia przyszłościowej techniki budowy silników turbinowych, dążąc do uproszczenia prac konstrukcyjnych i dalszego zunifikowania elementów dla wielu rodzajów silników, wysunęły koncepcję i program budowy (w ramach prac badawczych nad układami elementów silnikowych) przyszłościowej wytwornicy gazu silników turbinowych (Advanced Turbine Engine Gas Generator — ATEGG).

Program ATEGG polega na zmontowaniu z zespołów opracowanych w programie stosowanych badań elementów silnikowych wytwornicy gazu i przebadaniu jej w celu wykrycia i usunięcia niedomagań we współpracy (współdziałaniu) poszczególnych elementów układu. Taką wytwornicą gazu może i powinna znaleźć zastosowanie w wielu rodzajach silników zbudowanych przez dodanie do niej w różnych zestawieniach, np. stopni sprężarkowych, turbinowych lub wentylatorowych. W ten sposób program ATEGG zwiększa elastyczność wyboru układu silnika i przyspiesza zaspokajanie potrzeb w zakresie silników (rys.).

Znaczenie programu ATEGG wynika z tego, że dostarcza on nowe rozwiązania techniczne dla wszystkich silników przedprototypowych i seryjnych i umożliwia udzielenie szybszej odpowiedzi na potrzeby zamawiającego; odpada bowiem jeden etap prac projektowo-konstrukcyjnych: wytwornica gazu.

Na przełomie ostatniego i bieżącego dziesięciolecia stwierdzono w USA potrzebę włączenia do programów ATEGG badań wytwornic w połączeniu z innymi zespołami silnikowymi w celu odwzorowania silników, które w przyszłości mogą lub mają znaleźć zastosowanie i rozszerzenie zakresu badań współpracy zespołów.

Przedstawiciele sił powietrznych USA, Departament Obrony (DOD) i planiści przemysłowi wypowiedzieli się za rozszerzeniem koncepcji i programów ATEGG również na badanie kompletnych układów silników, które by w przyszłości znalazły zastosowanie w lotnictwie wojskowym. Ten rozszerzony program (*Augmented ATEGG*) został włączony do amerykańskiego Programu Integracji Lotniczych Podsystemów Napędowych (*Aircraft Propulsion Subsystem Integration* — APSI) i stanowi wstępny krok w kierunku realizacji szerokiego programu ATEGG. Zda-

niem wymienionych instytucji umożliwi to bowiem bardziej płynny, mniej kosztowny i szybszy przebieg procesu tworzenia przyszłościowej techniki budowy silników, gdyż dotychczasowe metody polegały głównie na kompleksowym badaniu silników dowodowych i przedprototypowych, co pociągało za sobą zwłokę w czasie realizacji i programu i poważne koszty, czego można uniknąć dzięki stosowaniu programu ATEGG.

Znamienny jest fakt, że w krajach kapitalistycznych nie przystąpiono od 1970 roku do realizacji poważniejszego programu wojskowego silnika turbiniowego.

2. Wzrost kosztów realizacji nowych programów silnikowych

Prace rozwojowe nad nowymi typami silników wymagają coraz większych nakładów finansowych m.in. dlatego, że konstrukcje nowych silników stają się coraz bardziej skomplikowane. Czasopismo „Handelsblatt” (30.4.1974) oblicza, że same koszty prac rozwojowych nad nowym silnikiem turbiniowym o dużym ciągu muszą pochłonąć minimum 600 mln dolarów. Przypomnijmy jeszcze, że koszty prac B+R nad silnikiem firmy Pratt and Whitney o ciągu 10 000 kG, przeznaczonym do samolotów pasażerskich II generacji, następców Cravelle, Trident itp., mają szacunkowo wynieść 550 mln dolarów. Zważywszy

zaś, że plan kosztów zostaje bardzo rzadko dotrzymany, można śmiało wnioskować, iż te koszty wzrosną co najmniej o dalsze 200 mln dolarów. A więc same koszty pracy B+R w obu tych przypadkach kształtują się na poziomie 600—760 mln dolarów. To jeszcze nie wszystko: do tych sum należy doliczyć koszty oprzyrządowania, przygotowania produkcji i koszty komercjalizacji silnika (te ostatnie mogą wzrosnąć nawet do 10% wszystkich nakładów na realizację programu).

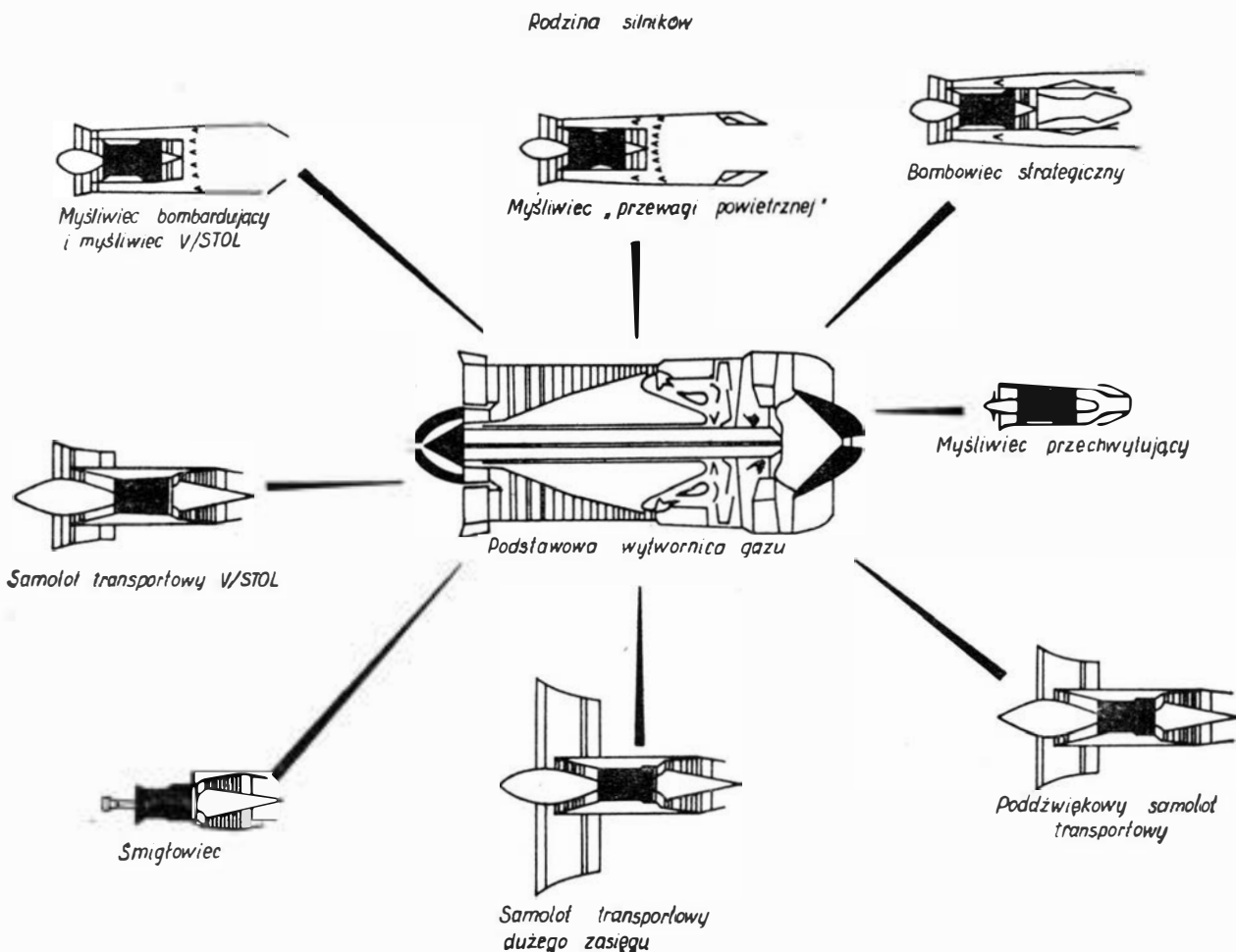
Żadna z istniejących firm nie może sobie dzisiaj pozwolić na zainwestowanie podobnych nakładów w prace rozwojowe bez narażenia się na groźbę bankructwa, zwłaszcza że przedsiębiorstwo nigdy nie ma pewności, czy dany silnik znajdzie uznanie na rynkach zbytu.

Wzrost kosztów prac B+R+OK* oraz uruchomienia produkcji nie stanowił zaskoczenia. Jeszcze bowiem w roku 1957 Stowarzyszenie Amerykańskiego Przemysłu Lotniczego (AIA) opracowało prognozę dotyczącą wzrostu kosztów tych prac oraz cen na lotnicze silniki turbiniowe. Oto podstawowe wnioski:

- w okresie 50 lat (1907—1956) wyprodukowano ponad milion lotniczych silników tłokowych,
- w latach dwudziestych realizacja programu nowego silnika tłokowego wymagała pracy 6 inżynierów i 20 techników w okresie 9 miesięcy, a

* B+R+OK = prace badawczo-rozwojowe i ocena kwalifikacyjna

Koncepcja ATEGG budowy rodziny silników w oparciu o jedną wytwornicę gazu



- nakłady przeznaczone na ten cel oscyływały w granicach 200 000 dol.,
- od roku 1946 do 1957 zbudowano 90 000 lotniczych silników turbinowych,
 - realizacja współczesnego (1957 r.) lotniczego silnika turbinowego wymaga 1 338 000 roboczogodzin w przeciągu 4 lat,
 - koszty przyszłych lotniczych silników turbinowych będą wymagały nakładów rzędu 130 mln dolarów,
 - ze względu na szybki postęp techniczny nie przewiduje się dłuższej serii jednego typu turbinowego silnika lotniczego niż 4000 szt. (silniki starzeją się moralnie i technicznie — przyp. Wł. W.),
 - w okresie od r. 1946 do 1957 nakłady pracy na realizację nowego programu turbinowego silnika lotniczego wzrosły o 250%, podczas gdy nakłady finansowe, ze względu na wyższy stopień wyposażenia technicznego wytwórni, tylko o 30% (stopa wzrostu nakładów finansowych jest naszym zdaniem zaniżona, jak się bowiem wydaje prognoza AIA nie uwzględniła kosztów zakupu i amortyzacji nowych maszyn i urządzeń, które wytwórca musiał nabyć dla prowadzenia prac zgodnie z ówczesnymi wymaganiami technicznymi — przyp. Wł. W.),
 - w 1946 r. wyprodukowanie jednego lotniczego silnika turbinowego wymagało korzystania z pracy 5200 maszyn, w 1950 r. już 13 600 maszyn, a w 1957 r. — jak to przewiduje prognoza AIA — około 20 000 różnych maszyn,
 - dla prowadzenia prób nad lotniczym silnikiem turbinowym konieczne jest dysponowanie 12 prototypami (8 sztuk do badań tunelowych i hamowanych oraz 4 sztuki do badań i prób na latającej hamowni). Przed przystąpieniem do pierwszej oficjalnej próby pod nadzorem zleceniodawcy (50 godzin nieprzerwanej pracy silnika), konieczne jest uprzednie przeprowadzenie prób stoiskowych przez 3000 godzin. (W tym przypadku prognoza AIA jest nazbyt skromna, gdyż jak niżej zobaczymy obecnie buduje się ponad 80 prototypów lotniczego silnika turbinowego do badań naziemnych i prób na latającej hamowni — przyp. Wł. W.).

W piętnaście lat po opracowaniu prognozy przez AIA, sprawę wzrostu średnich kosztów prac B+R i uruchomienia produkcji turbinowych silników lotniczych omówił jeden z najbardziej kompetentnych ludzi w tym zakresie — E. C. Simpson („Aeronautical Journal” z 1972 r.). Kompetencje Simpsona wpływają z racji piastowanego przez niego stanowiska. Jest on bowiem dyrektorem Departamentu Lotniczych Silników Turbinowych Laboratorium Lotniczych Zespołów Napędowych Wojskowego Lotnictwa USA i podlega bezpośrednio jednostce planującej i koordynującej tę broń, tj. Dowództwu Systemu Lotniczych Sił Zbrojnych Stanów Zjednoczonych. Jako dyrektor wymienionej instytucji E. C. Simpson planuje i koordynuje politykę studiów i produkcji silników lotniczych największego w świecie kapitalistycznym odbiorcy tego sprzętu.

Stwierdzenia E. C. Simpsona o średnich kosztach prac B+R i uruchomienia produkcji brzmią (w streszczeniu) następująco.

Wysokość kosztów prac rozwojowych wraz z robocizną nad nowymi turbinowymi silnikami lotniczymi o średnim ciągu i przeciętnej złożoności (Simpson używa określenia „trudności”) konstrukcji wynosiła w październiku 1972 r. około 250 mln dolarów, a relatywnie mniejszego silnika — połowę tej sumy, podczas gdy koszty prac B+R nad silnikiem o dużym ciągu (ponad 18 000 kG) wzrastają dwukrotnie, tj. do 500 mln dolarów.

Zważywszy, że Simpson napisał te słowa jeszcze przed dwiema dewaluacjami dolara, oraz iż od tego czasu spirala inflacji rozwija się w coraz szybszym rytmie (liczymy, że oba te czynniki podwyższają nominalne koszty zaplanowane w 1971 r. np. w przypadku silników F-101 i F-401 dla samolotów odpowiednio Eagle i Tomcat, o około 40—50%), można przyjąć, iż koszty prac rozwojowych i uruchomienie produkcji na przełomie lat 1974/1975 będą się kształtowały następująco: silnik o średnim ciągu — ponad 375 mln dol., silnik o małym ciągu — ponad 185 mln dol. i wreszcie silnik o dużym ciągu — znacznie ponad 750 mln dolarów.

Zdaniem autora nakłady w tej wysokości są realne wyłącznie wówczas, gdy prace B+R i uruchomienia produkcji będą przebiegały bez zakłóceń. W przypadku jednak, gdyby w trakcie tej działalności nastąpiły jakieś perturbacje natury technicznej, ekonomicznej, społecznej lub politycznej, które spowodowałyby wydłużenie zaplanowanego okresu tych prac, jest oczywiste, że preliminarz nakładów finansowych zostanie znacznie przekroczony.

Eksplozja kosztów i konieczność kilkurazowego przekonstruowania silnika Rolls Royce RB-211 omal nie doprowadziła firmy Rolls Royce do bankructwa. Jedynie ingerencja państwa, które przejęło wszystkie aktywa koncernu (pasywa skarb państwa zaczął spłacać dopiero w 1974 r., używając w ten sposób kosztem wierzycieli trzyletni bezprocentowy kredyt) i sfinansowanie dalszych prac B+R oraz kosztów produkcji, umożliwiła już upaństwowionemu Rolls Royce (1971) Ltd. doprowadzenie do pomyślnego końca realizacji tego programu (obecnie cena jednostkowa za 1 silnik RB-211 wynosi 1 mln dolarów!). Ogrom kosztów, które przedsiębiorstwo musi ponieść przy realizacji nowego programu silnikowego, może nam uzmysłowić fakt, że poniesione nakłady amortyzują się dopiero po sprzedaży 2000—2500 dużych silników turbinowych.

Bez porównania mniejszych nakładów finansowych wymaga adaptowanie i rozwój istniejących silników. Przykładowo prace nad przebudową wojkowych silników francuskiego M-53 (dla samolotów bojowych następnej generacji) i F-101 przeznaczonego dla amerykańskiego bombowca naddźwiękowego B-1 mają pochłoniąć — jak to przewidują producenci silników CFM-56 o ciągu 10 000 kG — „tylko” do 450 mln dolarów. Przy takiej produkcyjnej polityce adaptacji, co należy podkreślić z dużym naciskiem, zmniejsza się ryzyko finansowe realizacji projektu.

3. Wpływ czynnika czasu na tempo realizacji programu budowy silników

Czas adaptacji i prac rozwojowych nad istniejącym silnikiem jest kilka razy krótszy niż prac B+R nad nowym typem silnika; ma to istotne znaczenie tak ze względów finansowych jak i możliwości

wcześniejszego wejścia na rynki zbytu, co zawsze ułatwia walkę konkurencyjną.

Według Pinkela, którego cytowaliśmy przy omówieniu programu ATEGG, okres prac rozwojowych nad silnikiem, począwszy od badań nowych rozwiązań technicznych elementów, przez badania tych rozwiązań w silniku, aż do próby typu — trwa przeciętnie 10 lat.

Okres ten dzieli Pinkel w przybliżeniu na następujące etapy:

Badania podstawowe stosowane	
1. Badania elementów	— 2 ÷ 3 lata
2. Badania przedprototypów	— 3 ÷ 4 lata
3. Ostateczne ustalenie warunków technicznych i umowy ze zleceniodawcą	— 0 ÷ 1 rok
4. Badania stoiskowe i eksploatacyjne prototypów wraz z próbą typu	— 3 ÷ 4 lata
Razem:	— 8 ÷ 12 lat

(Uwaga: nie wliczono tu czasu badań podstawowych.)

4. Kryzys paliwowy

Kolejnym często niedocenianym czynnikiem, którego znaczenie dopiero uwypuklił kryzys energetyczny (przełom lat 1973/1974) jest zmniejszanie się ilości — chyba najważniejszego z podziemnych zasobów energetycznych — ropy naftowej, a więc i jej pochodnych: benzyny i nafty lotniczej. W przypadku kurczenia się dostaw przetworów naftowych, co automatycznie pociągnie za sobą wzrost ceny tych deficytowych towarów, już w niedalekiej przyszłości będą coraz bardziej rozwierzały się nożyce pomiędzy rosnącym popytem zgłaszanym przez konsumentów paliw a niedoborem rynkowym, co w konsekwencji musi doprowadzić do rzeczywistego, a nie fikcyjnego kryzysu paliwowego, jak to się zdarzyło przed kilku miesiącami. Mając powyższe na względzie, przemysł silników lotniczych już dzisiaj musi ustosunkować się do tego potencjalnego zagrożenia. Jaka zatem powinna być reakcja i polityka przemysłu silników lotniczych?

Po pierwsze — powinien on projektować silniki odznaczające się znacznie mniejszym zużyciem paliwa aniżeli te, które znajdują się obecnie na rynku.

Po drugie — opracować silniki na paliwo zamienne jako paliwa przydatne uznano m.in. metan, metanol i wodór).

Po trzecie — popierać prace nad stworzeniem nowego paliwa.

Jeszcze z jednego powodu konieczne jest jak najśpieszniejsze przejście na paliwa zamienne: należy przypuszczać, że tendencja nieustannego wzrostu cen paliw konwencjonalnych będzie w dalszym ciągu narastała. Jak wielkie to znaczenie ma dla przyszłości przemysłu silników, świadczą wysiłki trzech największych kapitalistycznych producentów silników lotniczych (Pratt and Whitney, General Electric i Rolls Royce) nad opracowaniem silników na paliwa zamienne.

Na obecnym etapie rozwoju tylko trzy pierwsze z wymienionych czynników będą miały bezpośredni wpływ na strukturę i wyroby przemysłu silników lotniczych.

Zmniejszający się popyt na nowe samoloty cywilne i wojskowe wyposażone w nowe typy silników jest również w pewnej mierze pochodną ograniczenia dostaw paliw przy równoczesnym poważnym wzroście cen na te towary (w przeciągu 9 miesięcy od września 1973 do lipca 1974 r. ceny na wyroby naftopochodne wzrastały, np. we Włoszech 4 razy, a ostatnia lipcowa podwyżka wynosi 15%).

Spadek liczby programów nowych samolotów

W wielu przypadkach producenci samolotów zmuszeni są do zrezygnowania z realizacji nowych programów (np. w RFN z programów technicznie udanych pionowzlotów: pasażerskiego Do-231, wojskowego — transportowego Do-31 i bojowego — VAK-191, do czego zresztą przyczyniło się wyprzedzenie przez rozwój techniczny możliwości ekonomicznych), zamiast których zaczęli opracowywać modyfikacje starych samolotów (np. Do-24-72). Inne kraje przystąpiły również do prac nad rozwojowymi odmianami istniejących samolotów, jak np. we Francji nad rozwojowymi wersjami rodziny samolotów Falcon (50) i Atlantic (Mk II). Następną przyczyną tego zjawiska jest gwałtowny wzrost cen na nowe samoloty w porównaniu z cenami istniejących*. Ten fakt również spowodował spadek liczby zamówień na nowe samoloty, podobnie jak wprowadzenie do eksploatacji samolotów o wielkiej pojemności (B-747 Jumbo Jet, Lockheed 1011 TriStar czy Airbus A-300B) przyczyniło się do zredukowania napływu zamówień liczonych w sztukach.

W dziedzinie samolotów wojskowych już od kilku lat zaznacza się nowy trend w strukturze zamówień. Podczas gdy jedynie największe mocarstwa światowe mogą sobie jeszcze pozwolić na zakup samolotów specjalnych, przeznaczonych do wykonywania jednego tylko zadania, kraje średnie i mniejsze dążą do wyposażenia swego lotnictwa w sprzęt wielozadaniowy.

Tendencja ta uwidacznia się przy analizie nowych programów produkcji samolotów wojskowych opracowywanych w krajach zachodnioeuropejskich. Francuzi określają przyszłościowy samolot bojowy ACF (*avion de combat futur*) jako „trzy samoloty w jednym”, gdyż konstrukcja i silniki pozostają te same, zmienia się jedynie wyposażenie w zależności od zadania, jakie ACF będzie miał wykonać: przechwytywanie, dalekie rozpoznanie i bliskie wsparcie. To samo założenie przyjęły Wielka Brytania, RFN i Włochy odnośnie do samolotu kooperacyjnego MRCA-Panavia Panther-200. Wreszcie „najmłodszy” europejski samolot wojskowy Alpha Jet, produkowany seryjnie w kooperacji przez Francję i RFN, w zależności od wyposażenia może być samolotem treningowym, treningowo-szturmowym lub szturmowym.

Zjawisko wykorzystywania tych samych silników dla samolotów o różnym przeznaczeniu potwierdza

* Por. Wł. Wańkowski: „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1974 nr 7.

naszą tezę o przyczynach spadku liczby nowych typów lotniczych zespołów napędowych.

Odchodzenie od monokultury produkcyjnej

Należy wymienić jeszcze jedną przesłankę, która również wskazuje na zmiany zachodzące w profilu produkcyjnym wytwórni lotniczych silników turbinowych. Ponieważ zaś mowa będzie o firmie Pratt and Whitney i zmianie jej struktury wytwarzania, przykład ten można uznać jako reprezentatywny.

Przedsiębiorstwa produkujące turbinowe silniki lotnicze można w zasadzie podzielić na dwie podstawowe grupy, jeśli chodzi o udział i znaczenie działów silnikowych w całokształcie działalności tych przedsiębiorstw. Są to:

- 1) przedsiębiorstwa sensu stricto silnikowe,
- 2) przedsiębiorstwa, w których udział produkcji lotniczych silników turbinowych nie przekracza 5—20% całkowitej wartości obrotów.

Do pierwszej grupy zaliczamy spośród przedsiębiorstw europejskich Rolls Royce, SNECMA i Turbomeca, a z amerykańskich tylko United Aircraft Corporation. W wymienionych koncernach udział produkcji pozasilnikowej waha się w granicach 5—10%, w przypadku zaś United Aircraft (Pratt and Whitney) około 26%.

W grupie drugiej, do której należą General Electric, a z europejskich MTU, Fiat, Alfa Romeo i Volvo, stosunek wartości produkcji turbinowych silników lotniczych do pozostałych dziedzin wytwórczości przedstawia się odwrotnie niż w pierwszej z wymienionych grup. Produkcja tych firm jest wybitnie zróżnicowana, co umożliwia im w przypadku ewentualnej straty poniesionej przez wytwórnie silników lotniczych pokrywanie niedoborów z zysków osiągniętych przez pozostałe działy branżowe.

Dopóki rynek zgłaszał zapotrzebowanie na znaczną liczbę odmiennych rodzajów dużych silników lotniczych, monokultura produkcji nie zawierała w sobie elementu poważniejszego zagrożenia zbytu. Dzisiaj jednak wobec zmienionej sytuacji rynkowej, zagrożenie takie stało się faktem. Jak można go uniknąć, wskazuje przykład korporacji United Aircraft, której wyniki działalności oparte są w 74% na produkcji jej wydziału silnikowego, tj. firmy Pratt and Whitney, największego światowego wytwórcy lotniczych silników turbinowych*.

Pratt and Whitney jest największym z 5 wydziałów United Aircraft Corporation (całkowity obrót w r. 1973 = 2289 mln dol.), który w związku ze zmianami na rynku silnikowym postanowił zdewersyfikować swój profil produkcyjny m.in. w celu uniezależnienia się i rozluźnienia więzów łączących z głównym zleceniodawcą, tj. agendami rządowymi USA.

United Aircraft Corporation dąży do rozszerzenia swej działalności na inne rynki branżowe, zwłaszcza

* Obrót roczny 5 największych producentów lotniczych tek ściernych na zmianę grubości profilu (ΔS_{gr}) i gładkości jaco: Pratt and Whitney — 1600 mln dol., General Electric — około 1200 mln dol. przy obrocie korporacji = 11 500 mln dol., Rolls Royce — 900 mln dol., SNECMA — 311 mln dol. i MTU — 160 mln dol.

zaś w dziedzinie dostaw sprzętu motoryzacyjnego (wyposażenie) i elektrotechnicznego. Dlatego też wykupiła ona w r. 1973 koncern Essex International, zajmujący się zaopatrywaniem przedsiębiorstw motoryzacyjnych w elektrotechnikę. Dzięki nabyciu Essex International obroty United Aircraft wzrosną z 2289 mln dol. do 3134 mln dolarów, tj. o 37%. Wskutek wzrostu całkowitych obrotów wartość udziału Pratt and Whitney w tych obrotach automatycznie zmaleje z 74% do około 50%, i — jak należy się spodziewać — stosunek ten będzie się kurczył nadal.

Ponadto już w najbliższej przyszłości United Aircraft Corporation wykorzysta swoje wielkie doświadczenie w dziedzinie przyszłościowej techniki, aby wejść na wybrane prywatne rynki branżowe, które zgłaszają coraz większe zapotrzebowanie na towary produkowane na zasadzie przodujących i awangardowych rozwiązań konstrukcyjnych i technicznych, opartych o nową technologię.

W ten sposób United Aircraft Corporation zaczyna się wycofywać z zamówień państwowych, mających charakter monokultury (zasadniczo są to wojskowe silniki lotnicze). Zatem zarysowała się już tendencja zróżnicowania profilu produkcyjnego United Aircraft i powolne odchodzenie przez korporację od monokultury lotniczych silników turbinowych, która dotychczas majoryzowała jej działalność. Gdy to nastąpi, lotnicza nazwa korporacji przestanie być aktualna, stanie się raczej zobowiązaniem, tracąc wartość rynkową, jako nie odpowiadająca istnjącemu stanowi rzeczy. (W USA kursują pogłoski, że korporacja istotnie nosi się z zamiarem zmiany nazwy firmy). Wszystko wyżej powiedziane bynajmniej nie znaczy, że produkcja silników Pratt and Whitney będzie ograniczana, zmieni się wyłącznie jej profil: prawdopodobnie wydłuży się seria wytwarzania mniej lub więcej jednorodnych silników (może na podstawie programu ATEGG?).

I jeszcze jedna ilustracja odejścia od tradycyjnych form działalności Pratt and Whitney. Dotychczas ten dział branżowy United Aircraft Corporation zadawał się zwiększaniem wielkości sprzedaży lotniczych silników turbinowych przez ich bezpośrednie adaptowanie dla potrzeb energetycznych, przemysłowych i transportu wodnego. Dzisiaj Pratt and Whitney przystąpił do prac konstrukcyjnych nad nowymi typami silników turbinowych opracowywanymi wyłącznie dla potrzeb energetyki, przemysłu czy transportu, co jest równoznaczne z całkowitym zerwaniem z dotychczasową tradycją i praktyką firmy. Ta nowa forma działalności polega na przekazaniu sumy wiedzy i doświadczeń, zdobytych ciężką pracą i dużym nakładem kosztów przy produkcji lotniczych silników turbinowych pokrewnej, ale odrębnej branży. Wydaje się, że ten przykład również wymownie świadczy o przełomie w działalności przemysłu turbinowych silników lotniczych.

Przewidywany rozwój

W związku z przewidywanym przełomem w strukturze przemysłu lotniczych silników turbinowych spowodowanych omówionymi czynnikami, nasuwają się

Dokończenie na str. 15

Transport powietrzny w Polsce -futurologiczny warunek nowoczesności i postępu

Porównano transport powietrzny w Polsce z transportem powietrznym w innych krajach.

Przedstawiono korzyści, jakie krajowi dają rozwinięty transport lotniczy, m.in. wzrost dochodu narodowego, postęp ekonomiczny i techniczny, rozwój ruchu turystycznego.

Dla większości ludzi rok 2000 kojarzy się ze światem bajki. Dla futurologów zaś to niezwykły rozwój nauki i techniki, automatyzacja i komputeryzacja, dynamiczny wzrost obrotów handlu zagranicznego, masowy ruch turystyczny, wyścig z czasem i przestrzenia. Wizja takiego świata pobudza do wyobraźni i mobilizacji wysiłków, m.in. w kierunku procesów innowacyjnych oraz nowoczesności i postępu w każdej dziedzinie otaczających nas zjawisk, w tym również i transportu powietrznego, który z kolei stanowi istotny warunek rozwoju cywilizacji.

Wraz ze zwiększeniem liczby ludności, przechodzeniem na bardziej postępowe metody współżycia i gospodarowania oraz bogacenia się coraz szerszego kręgu państw i poszczególnych osób — szybko wzrastają potrzeby transportowe, głównie zaś przewozy powietrzne (lotnicze). Transport powietrzny staje się więc niezbędnym warunkiem egzystencji człowieka, a poziom jego rozwoju jest wprost proporcjonalny do postępu techniczno-organizacyjnego oraz do stanu gospodarczego i kultury materialnej społeczeństw ludzkich. Mimo że transport powietrzny jest najmłodszym rodzajem transportu, liczącym niewiele ponad pół wieku¹, zdobywa sobie trwałą i coraz poważniejszą pozycję w przewozach pasażerów i ładunków. Przykładem dynamicznie rozwijającego się transportu powietrznego może być 10-krotny wzrost lotniczych przewozów osobowych w skali światowej w latach 1950—1970 oraz ich prognoza ponad 10-krotnego wzrostu w okresie 1971—2000 r. Przypuszcza się, że w roku 2000 ludność świata zwiększy się 1,8 raza w stosunku do 1970 r., natomiast przewozy lotnicze w tym okresie, w przeliczeniu na 1 statystycznego mieszkańca świata w pasażerokilometrach, zwiększą się aż 4,3-krotnie. Przewiduje się, że lotnicze przewozy ładunków będą wzrastały w tempie jeszcze większym, niż przewozy osobowe. Zakłada się, że udział tych przewozów w ruchu międzynarodowym, w odniesieniu do globalnej pracy wszystkich środków transportowych państw uprzemysłowionych około roku 2000 może osiągnąć 45 procent².

Na przyszłościowe, szybkie i skuteczne kształtowanie się transportu powietrznego będą miały wpływ głównie takie czynniki jak:

— rozwój procesów integracyjnych w nowych za-

ležnościach polityczno-gospodarczych, zachodzących między państwami i koalicjami w skali całego świata,

— dynamiczny i wszechogarniający wzrost zróżnicowanych obrotów handlu zagranicznego, wynikający z rozwoju ekonomicznego i społecznego wszystkich krajów, głównie zaś państw „trzeciego świata” oraz ożywienia społeczno-gospodarczego mniej zaможnych krajów w wyniku udzielania im pożyczek (kredytów),

— rozwijający się w zawrotnym tempie ruch turystyczny, z którego wpływy gotówkowe niejednokrotnie w dużym stopniu będą równoważyć budżety państw,

— wzrastająca cena czasu służbowego i prywatnego, większe odległości przewozów oraz zmniejszające się koszty produkcyjne i eksploatacyjne urządzeń transportu powietrznego, a zatem większe zainteresowanie tym rodzajem transportu,

— większa odporność statków powietrznych na warunki atmosferyczne i bezpieczeństwo żeglugi powietrznej oraz doskonalsze sposoby ochrony środowiska naturalnego.

Wybór kierunków rozwoju i modernizacji transportu powietrznego w Polsce powinien prowadzić do takiego systemu transportowego, który byłby zgodny z najlepszym rozwiązaniem w skali krajowej i światowej. Przedsięwzięcia te mogą być dokonywane w różnych formach, w których nie zawsze istnieje możliwość posługiwania się ogólnoeconomicznymi kryteriami. Stąd też dla optymalnego wyboru skutecznych kierunków rozwoju transportu powietrznego niezbędne są prace (studia) z punktu widzenia nie tylko efektywności ekonomicznej, ale przede wszystkim dotyczące społecznej efektywności w aspekcie futurologicznym³.

¹ W roku 1919 rozpoczęto pierwsze handlowe przewozy lotnicze.

² Według przewidywań ekspertów wyrównanie przewozów ładunków z przewozami pasażerów nastąpi w latach 1980—1985.

³ J. Lason: *Ekonomista lotniczy — istotny problem futurologiczny naszego lotnictwa*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna”, 1973, nr 1.

Transport powietrzny w Polsce pomimo osiągnięcia w ostatnich trzech latach większej dynamiki i tempa wzrostu niż średni poziom światowy — w porównaniu do innych uprzemysłowionych krajów jest wyraźnie jeszcze słabo rozwinięty oraz nie odpowiada poziomowi rozwoju kulturalnego i gospodarczego naszego kraju. Na przykład przewozy lotnicze w pasażerokilometrach na 1 statystycznego mieszkańca przypadają w skali: światowej — 144, europejskiej — 220, krajowej — 20, czyli w naszym kraju wskaźnik ten jest 11-krotnie niższy od przeciętnego europejskiego. Porównując pracę przewozową wykonaną przez PLL LOT (na 1 mieszkańca), skonstatować musimy ze smutkiem, że stosunek ten plasuje nasz kraj na jednym z ostatnich miejsc w Europie. Konfrontując prognostyczne dane krajowe (40 mld pas.km w roku 2000) ze wskaźnikami w skali światowej (4000 mld pas.km w roku 2000) dochodzimy do wniosku, że przewozy lotnicze w przeliczeniu na 1 statystycznego mieszkańca w Polsce mogą osiągnąć przeciętną światową dopiero około roku 1990⁴.

Warto może jeszcze wspomnieć, że Polska zajmująca pod względem obszaru 61 miejsce, zaś pod względem ludności 20 miejsce w świecie jest na: 3 miejscu w produkcji siarki, 5 — węgla kamiennego, 6 — cynku, 9 — nawozów sztucznych i fosforowych, 10 — stali, 11 — energii elektrycznej, statków, kwasu siarkowego i od 2 do 7 — w produkcji rolniczej.

Uwzględniając powyższe musimy jednocześnie pamiętać o tym, że na starcie „marszu naprzód” staje ponad 140 państw naszego globu. Polska jest jednym z nich. Stawiamy więc sobie pytanie: jak daleko w poszczególnych dziedzinach te wszystkie państwa zajdą, a przede wszystkim, jak daleko zajdzie naród polski, jaką będziemy mieć wolę wygrania wyścigu zarówno w sensie zdolności innowacyjnych i produkcyjnych, jak i walki w pokonywaniu czasu i przestrzeni. Uwzględniając fakt, że we współczesnym świecie coraz wyraźniej miernikiem nowoczesności i postępu są zdolności tworzenia i praktycznego wykorzystywania innowacji oraz wysiłek umysłu, zdolności twórcze i organizacyjne jednostek, musimy mądrą i dobrze zorganizowaną pracą szybko wykorzystywać śmiało i wyprzedzające koncepcje naukowców i wynalazców. Doniosłe znaczenie ma w tym transport, zwłaszcza powietrzny, który skutecznie przyczynia się do dynamicznego rozwoju cywilizacyjno-kulturalnego i społeczno-gospodarczego ludzkości na całym świecie, co oczywiście dotyczy również i naszego kraju. Powinniśmy więc wykorzystywać wszystkie możliwości zdynamiczowania rozwoju tego rodzaju transportu, licząc się jednocześnie z tym, że lotnictwo to kosztowne inwestycje, którym stawia się wysokie wymagania techniczne, ekonomiczne i organizacyjne. Stać nas jednak na to, abyśmy w przyszłościowych przewozach lotniczych zajęli zaszczytne miejsce w pierwszej dziesiątce państw świata. Mimo że jest to problem niełatwy i wymagający wiele czasu, ale możliwy do zrealizowania, a tym samym zmniejszenia dystansu dzielącego nas w tym zakresie nie tylko od czołówki, ale także od znacznie biedniejszych i mniejszych krajów. Minione ostatnie trzy lata dobitnie to potwierdzają,

ponieważ lotnictwo polskie ma już znaczne osiągnięcia. Na przykład Zespół Lotnictwa Sanitarnego cieszy się bardzo dobrą opinią światową i jest wzorem dla innych krajów, jak należy nieść najszybszą pomoc człowiekowi (ponad 10 tys. usług rocznie). W produkcji śmigłowców jesteśmy czwartą potęgą w świecie — po Stanach Zjednoczonych, Związku Radzieckim i Francji, a zatem na tym odcinku nie powinniśmy dać się wyprzedzić innemu krajowi. Powstało pierwsze w Polsce, a jedno z nielicznych w świecie, przedsiębiorstwo specjalizujące się w śmigłowcowym montażu przy Wytwórni Prefabrykatów i Montażu Konstrukcji Instalatorskich „Instal” w Nasielsku. Wzrastają lotnicze usługi agrotechniczne⁵. Zakupiono pięć transkontynentalnych odrzutowców Il-62, podejmujemy stałe połączenia transportowe drogą powietrzną z coraz to nowymi państwami i na dłuższych trasach⁶. W roku 1974 (zbudowano I etap) pierwsze nowoczesne w PRL lotnisko w Rębiechowie i przygotowano program potrzeb rozwoju sieci lotnisk i zaplecza do roku 1990 dla tego rodzaju transportu, a także opracowano już plany produkcji lub importu sprzętu lotniczego. Powierzono wiele prac naukowo-badawczych licznym naukowcom i projektantom przyszłościowego lotnictwa cywilnego naszego kraju. Na podstawie danych przykładów można sądzić, że problematyka polskiego lotnictwa zaczyna coraz mocniej rozwijać skrzydła w oparciu o metody naukowe, futurologię i wykorzystanie najlepszych zdobyczy wiedzy i techniki w tej dziedzinie działalności ludzkiej.

Mimo tych niewątpliwych osiągnięć, nie spotykanych w historii naszego lotnictwa, trzeba sobie otwarcie powiedzieć, że mamy jeszcze wiele różnych niezbędnych zamierzeń w celu dalszego wyzwania sił twórczych i równania do najlepszych. Jest to niełatwe zadanie, ponieważ musimy odrabiać duże nasze zacofanie w lotnictwie, racjonalnie dzielić dochód narodowy, aby starczyło dla wszystkich i na najpilniejsze potrzeby, w tym również i na kosztowne inwestycje lotnictwa. A więc sprawa nie jest łatwa, ale na pewno opłacalna zarówno z punktu widzenia nowoczesności i postępu, jak i efektów ekonomicznych (bezpośrednich i pośrednich).

Warto się jednak szczegółowiej zastanowić nad tymi zaletami. Rozwój transportu powietrznego i jego rodzimej produkcji trzeba widzieć szerzej, w aspekcie prestiżowym naszego kraju. Na przykład otwarcie rodzimej linii lotniczej na drugą półkulę podniosło rangę naszego kraju, dowodzi rosnącego potencjału cywilizacyjnego Polski w stosunkach międzynarodowych i wysokiego poziomu naszej gospodarki, bowiem nie każdy kraj może sobie pozwolić na połączenie lotnicze przez Atlantyk. Trzeba także

⁴ J. Lasoń: *Transport powietrzny na przełomie XX i XXI wieku*, „Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju”, 1974, nr 3.

⁵ Wzrost usług agrotechnicznych wykonanych przez polskie lotnictwo na obszarze kraju w latach: 1972 — 350 tys. ha, 1973 — 650 tys. ha, a w 1974 planuje się około 1200 tys. ha.

⁶ 16 kwietnia 1973 r. PLL LOT rozpoczął pierwsze w dziejach stałe transatlantyckie połączenie między Polską a kontynentem amerykańskim, mimo że już w 6 lat po pionierskim wyczynie Lindbergha, tj. w maju 1933 r., polski pilot Stanisław Skarżyński jako pierwszy z Polaków lądował na amerykańskim kontynencie (na brazylijskim lotnisku Macelo).

zauważyć, że transport powietrzny świadczy o potencjale tych postępowych dziedzin, które liczą się jako pierwszorzędne w światowym wyścigu innowacyjnym i modernizacyjnym w aspekcie futurologicznym. Geograficzne położenie Polski w centrum kontynentu czyni ją „powietrznymi wrotami” między krajami Europy, a więc wykorzystajmy i tę szansę — nie licząc na inne kraje — prognozując rozwój polskiego lotnictwa, które i z tego powodu przysporzy naszemu krajowi nie tylko rangi, ale i efektów ekonomicznych. Szczególnie odnosi się to do obrotów handlu zagranicznego i ruchu turystycznego⁷. Ich wielkość wynika niezależnie od powyższego również i z założenia, że nasza przyszłościowa wymiana z zagranicą ma być jednym z najważniejszych elementów dynamizujących gospodarkę narodową. Stąd też konieczny jest transport powietrzny, który umożliwia skrócenie czasu podróży (przewozu), zaoszczędza krajowi dewizy i eliminuje niejednokrotnie trudności hotelowe i stwarza lepsze zaspokajanie materialnych i kulturalnych potrzeb społeczeństwa.

Wyniki ekonomiczne również przemawiają za rozwojem tego rodzaju transportu, ponieważ PLL LOT w skali rocznej uzyskuje ponad pół miliarda złotych dodatniej akumulacji⁸. Warto tu też podkreślić, że PLL LOT przynosi krajowi spore nadwyżki dewizowe i zyskuje dewizy przeciętnie 2—3 razy taniej niż towarowy handel zagraniczny. Ponadto następuje obniżka kosztów eksploatacji transportu powietrznego w miarę wzrastania średniej produktywności samolotów, średniej częstotliwości obsługi linii, średniej odległości przewozów, średniego nalotu godzin na samolot, przeciętnego wskaźnika wykorzystania miejsc w samolocie itp. Dla przykładu można podać, że zapełnienie pasażerami samolotów PLL LOT w przewozach międzynarodowych kształtuje się znacznie ponad przeciętną światową, tj. w granicach 70—90 procentów (światowa 50—60 procentów), co jest dobrym startem i równocześnie trudniejszymi wymaganiami na przyszłość.

Uwzględniając szybki rozwój nauki i techniki oraz dynamicznie rozwijający się postęp społeczno-ekonomiczny, można doszukiwać się jakiejś prawidłowości w tym, że właśnie Polska jest predestynowana do posiadania rozwiniętych skrzydeł, które w aspekcie futurologicznym przyniosą krajowi ogromne korzyści dla gospodarki w świetle zachodzącego postępu społeczno-kulturalnego na globie ziemskim. Spośród tych korzyści na uwagę zasługują przede wszystkim te, które są przekonującymi dowodami celowości i praktycznej przydatności transportu powietrznego jako obecnego i przyszłościowego stymulatora nowoczesności i postępu.

1. Transport powietrzny a dochód narodowy. Transport (w tym również transport powietrzny) jako czwarta dziedzina produkcji materialnej w socjalistycznym społeczeństwie spełnia funkcję zaspokojenia potrzeb związanych z przemieszczeniem dóbr i osób, przy maksymalnym bezpośrednim wkładzie do dochodu narodowego i bogactwa narodowego, jak również przyczyniania się do socjalistycznego rozwoju całego społeczeństwa⁹. Szczególnie dotyczy to międzynarodowych przewozów drogą powietrzną, które wpływają bezpośrednio na przyrost dochodu

narodowego do podziału przez saldo gospodarcze z zagranicą. Jednak można oczekiwać tego tylko wtedy, gdy zaferuje się takie parametry szybkości, częstotliwości, wydajności, a także opłaty i bezpieczeństwo przewozu, które zachęcą klienta do użytkowania transportu powietrznego oferującego przewozy.

2. Transport powietrzny jako ekonomiczny czynnik postępu. Polska intensyfikując i ekstensyfikując obroty z zagranicą, nawiązuje wymianę z coraz to liczniejszymi i odleglejszymi a także bogatszymi krajami, a zatem opłaty za te przewozy znacznie wzrastają m.in. z wydłużeniem się odległości przewozów. Ponadto importowe i eksportowe usługi transportu powietrznego powodują określone obroty dewizowe, wyrażające się w przychodach lub w wydatkach. Ze względu na charakter ekonomiczny oraz ekonomiczne wyniki dla gospodarki narodowej, eksportowe usługi transportu powietrznego można więc porównać z eksportem towarów. Nabywca towarów pokrywa nie tylko koszty zakupu (produkcji) towaru, lecz również opłaty za jego przewóz, uiszczając odpowiednio większą cenę nabycia towaru. A zatem, dysponowanie transportem powietrznym umożliwia krajowi uzyskiwać dodatkowe efekty ekonomiczne. Natomiast ekonomiczna optymalizacja przewozów lotniczych zmniejsza udział kosztu tego transportu w produkcji globalnej wytwarzanej przez transport w ogólnym dochodzie narodowym. Ponadto istotny jest również wpływ transportu powietrznego na nowe kierunki międzynarodowej wymiany handlowej i turystycznej, a także na natężenie potoków wartościowych ładunków, wymagających szybkich przerzutów (dostawy), stosownie do zdobywania nowych rynków zbytu lub zakupu.

Niemniej decydujące jest to, aby wartość krajowych nakładów poniesionych na transport powietrzny była mniejsza od uzyskanej ceny, uwzględniając optymalne współczynniki przeliczeniowe waluty. Gospodarcze oddziaływanie transportu powietrznego nastąpi dopiero wówczas, gdy znalezione zostaną ekonomiczne regulatory systemów, które z kolei różne funkcje systemów tegoż transportu dostosują do przyszłościowej struktury systemowej naszego społeczeństwa. Pełne zaś zastosowanie czynników ekonomicznych w transporcie powietrznym wyzwoli istotne rezerwy w tego rodzaju transporcie, które mogą być wykorzystywane w interesie szybkiego i skutecznego rozwoju naszego kraju.

3. Transport powietrzny jako bodziec przyspieszenia ruchu turystycznego. Powiązania transportu powietrznego z zachodzącymi procesami społeczno-kulturalnymi i wzrostem wskaźnika dobrobytu ludności umożliwia rozwój różnych instrumentów w kierunku najbardziej racjonalnego ukształtowania i przyspieszenia wielostronnych powiązań, co oczywiście dotyczy również ruchu turystycznego. Samoloty umożliwiają bowiem turystom podróżowanie do ja-

⁷ W roku 1973 Polska przyjęła 3 mln cudzoziemców, a w 2000 r. przewiduje się przyjęcie ponad 15 mln cudzoziemców i umożliwić ponad 10 mln Polaków wyjazdy zagraniczne.

⁸ „Życie Warszawy” 1974 nr 3.

⁹ Przewiduje się, że wytwarzany w Polsce dochód narodowy na 1 mieszkańca w 2000 r. wyniesie ok. 5000 dol. (A. Bodnar, M. Deniszczyk: „Polska 2000”, 1972, wyd. Interpress).

kiegokolwiek miejsca w świecie w nieporównywalnie krótszym czasie i jednocześnie znacznie taniej niż w przeszłości. Stąd też udział transportu powietrznego w przewozach turystycznych szybko się zwiększa i będzie przypuszczalnie w przyszłości nadal wzrastać, co z kolei wpłynie na dalszy rozwój ruchu turystycznego¹⁰. Uzasadnia się to tym, że ten rodzaj transportu, skracając czas podróży, tym samym zwiększa społeczną wartość wolnego czasu. Można więc przyjąć prawo:

Transport powietrzny wzrasta proporcjonalnie w miarę rozwoju cywilizacji społeczeństw. Odnosi się to szczególnie do wzrastającej wartości czasu przewozu podróży, jak i zwiększania się średniej odległości przewozów. Tak więc transport powietrzny, jako instrument turystyki, spełnia w stosunku do niej m.in. czynną rolę w sensie umożliwienia i stymulowania dalszego jej rozwoju. Jednak rozwój ten jest uwarunkowany znalezieniem optymalnych form organizacyjnych oraz stosowaniem takich przeliczników walut w transporcie powietrznym i w turystyce, które również i w aspekcie przyszłościowym ograniczałyby do minimum wszelkiego rodzaju sprzeczności interesów poszczególnych partnerów.

4. Transport powietrzny a transport samochodowy. Z poprzednich rozważań wynika, że transport powietrzny stwarza największe możliwości handlowe i turystyki, zwłaszcza międzynarodowej. A więc można obecnie zauważyć, że ten rodzaj transportu konkuruje nie tylko z transportem morskim, ale i na mniejszych odległościach z transportem samochodowym. Warto zatem rozważyć ten problem, uwzględniając zarysowujące się ujemne skutki samochodów. Biorąc pod uwagę to kryterium można przypuszczać iż transport powietrzny będzie miał szansę konkurować z transportem samochodowym, ponieważ:

— wzrastające zagęszczenie ruchu samochodowego powoduje duże zapotrzebowanie na powierzchnię drogową, której możliwości są w zasadzie znacznie ograniczone z uwagi na rozwój urbanizacji,

— popularność samochodu, głównie samochodów prywatnych, dynamicznie zwiększa ich liczbę, co z kolei potęguje hałas powodowany przez te samochody, zanieczyszczenie środowiska spalinami (mimo wprowadzania tzw. samochodów „czystych”),

— koszty społeczne (i inne) transportu powietrznego nie odbiegają zbyt krańcowo od transportu samochodowego (szybszy obrót, większy tonaż, mniejsza obsługa, wyeliminowanie kosztownych dróg i wypadków drogowych itp.).

Uwzględniając podane czynniki należałoby przyznać pierwszeństwo transportowi powietrznemu, który jest stymulatorem nie tylko przewozów, które jeszcze tak nie dawno były domeną innych rodzajów transportu, ale jednocześnie rozwija życie kulturalne i gospodarcze oraz udostępnia zdobycze cywilizacji światowej bardziej niż transport samochodowy, kolejowy czy morski.

5. Transport powietrzny jako instrument nowoczesnej obronności. Dla obronności każdego kraju nie jest bez znaczenia, w jakim czasie podczas zagrożenia lub wojny własne wojska zajmą wytyczone rejony i zostaną zaopatrzone we wszystko, co im jest potrzebne na polu walki. Szczególnie jest to

istotne w ewentualnej wojnie raketowo-jądrowej z uwagi na duże bariery skażeń chemicznych i promieniotwórczych, znacznie większe głębokości działania wojsk frontu i konieczność szybkiej dostawy zaopatrzenia, a także ewakuacji rannych i chorych ludzi. Stąd też zdaniem specjalistów wojskowych transport powietrzny stanowi nowoczesny instrument wojny zapewniający dużą ruchliwość wojsk, zminimalizowanie czasu przerzutów, niezależnie od przeskód jakie mogą powstać podczas działań bojowych.

6. Transport powietrzny jako impuls oddziaływania na inne czynniki wzrostu. Działanie transportu powietrznego może być rozpatrywane tylko w powiązaniu z wzajemnym oddziaływaniem na inne czynniki wzrostu społecznego, gospodarczego, kulturalnego, rozwoju nauki i techniki kraju. Dotyczy to przede wszystkim bezpośrednich i pośrednich wpływów na planowanie i wdrażanie nowoczesności, postępu naukowo-technicznego, rozwoju międzynarodowych stosunków polityczno-społecznych i kulturalnych¹¹. Na przykład m.in. poprzez transport powietrzny następuje rozwój międzynarodowego podziału pracy między poszczególnymi krajami i koalicjami, co z kolei ułatwia i zacieśnia bezpośrednie kontakty międzynarodowe i sprzyja dalszemu wszechstronnemu rozwojowi krajów dysponujących nowoczesnym transportem powietrznym. Spełnia on — z punktu widzenia współpracy międzynarodowej — kapitalny impuls dla rozwoju handlu zagranicznego, głównie dzięki szybkości dostawy towarów oferowanych zagranicznym odbiorcom.

Należyta penetracja międzynarodowego rynku tranzytowego drogą powietrzną umożliwia dostatecznie wczesne rozpoznanie zbliżających się zmian struktury i tendencji handlu zagranicznego poszczególnych krajów, a przez to unikanie niekorzystnych finansowo transakcji handlowych. Tranzytowe przewozy lotnicze kryją więc w sobie ogromne możliwości uzyskiwania dużych korzyści kosztem stosunkowo niewielkich nakładów.

Transport powietrzny stanowi także impuls do poznawania stosunków międzynarodowych, kształtowania form międzynarodowego obrotu drogą powietrzną, a przede wszystkim poznania zwyczajów, praw i przepisów torujących sobie drogę w legislacji żeglugi powietrznej.

Najbardziej wymowną i wiele znaczącą dewizą transportu powietrznego i w ogóle lotnictwa jako impulsu oddziaływania na nowoczesność i postęp jest wyzwalamie myśli technicznej oraz ograniczanie do minimum zużycia surowców i materiałów. Przewozy lotnicze zmuszają producentów towarów do oszczędności materiałów poprzez coraz wszechstronniejsze stosowanie lekkich stopów i mas plastycznych, a także poprzez miniaturyzację wielu urządzeń technicznych.

Konkludując dochodzimy do wniosku, że prowadzona w poszczególnych krajach walka konkuren-

¹⁰ Z. Zahradka: *Transport lotniczy jako stymulator turystyki*, „Międzynarodowy Rocznik Transportu” 1971, Nadas-Praha, Transpress — Berlin, WKŁ — Warszawa, s. 334.

¹¹ H. Chądzyński: *Transport czyli wyścig z czasem*, 1968, Wyd. Ekonomiczne, s. 23—28.

cyjna sprzyjać będzie dalszemu rozwojowi masowego i bardziej nowoczesnego, a także coraz tańszego transportu powietrznego, mimo niewątpliwych na tym odcinku wielu różnorodnych trudności i kosztownych inwestycji. Stąd też rozwój transportu powietrznego w Polsce musi nadążać za tendencjami, jakie obserwujemy już teraz w krajach uprzemysłowionych. Wielki wyścig z czasem i przestrzenią trwa nadal i — jak wynika z przedstawionego materiału — jego tempo wzmacniać się będzie również i w przyszłości. Ma to szczególne znaczenie dla Polski położonej w centrum Europy na skrzyżowaniu się dróg światowych, dla kraju dynamizującego gospodarkę narodową i postęp społeczny w aspekcie światowym.

W przyszłości ogólne koncepcje rozwoju gospodarczego Polski nie uwzględniały w szerszym zakresie roli ani możliwości naszego lotnictwa w świetle nowoczesnego światowego systemu transportowego. Nie doceniały intensywnego i ekstensywnego rozwoju społeczno-gospodarczego i kulturalnego między państwami zarówno Wschodu jak i Zachodu. Nie brano pod uwagę lub niedostatecznie uwzględniano miernik tworzenia i praktycznego wykorzystywania innowacji we wszystkich krajach świata, które stają w jednym szeregu do rywalizacji wyprzedzających koncepcji naukowców i wynalazców. Stąd też w dziedzinie przewozów lotniczych dystans naszego kraju od innych krajów Europy, który nie tak szybko — jak się niektórym wydaje — będzie można odrobić.

Tym bardziej z przyjemnością i dumą odnotowujemy w ostatnich latach mądrą politykę naszego

kierownictwa i partii oraz dotychczasowe osiągnięcia w polskim lotnictwie, które dają nam realne szanse nadrobienia zaległości i zajęcia właściwego naszym ambicjom i potrzebom miejsca na niebie świata. Decyzje, podejmowane w tej dziedzinie mają szczególną wagę, bo nie kierują się interesem i efektem doraźnym, ale dostrzegają i uwzględniają potrzeby Polski jutra, Polski która wśród wielu krajów świata kroczy milowymi krokami naprzód, zdążając do nowoczesności i postępu w walce z czasem i przestrzenią, w walce równania do najlepszych, w walce ogólnego społeczno-gospodarczego awansu.

Kraj nasz jest obecnie w okresie porządkowania gospodarki narodowej, opracowywania optymalnych metod zarządzania, wytyczania bliższych i dalszych kierunków optymalnego rozwoju socjalistycznej drugiej Polski. Zapalono zielone światło dla cennych inicjatyw i wiedzy specjalistów, zapalono również zielone światło dla transportu powietrznego i całego lotnictwa naszego kraju, a więc wykorzystajmy tę szansę, gdyż stanowi ona futurologiczny warunek nowoczesności i postępu, jaki dokonuje się w każdej dziedzinie naszego życia.

Im szybszy jest rozwój lotnictwa, tym szybsze i lepsze jest zaspokojenie różnorodnych potrzeb społeczeństwa zarówno w skali krajowej, koalicji, jak i światowej. A przecież o to głównie nam chodzi w socjalistycznym społeczeństwie obfitości. Stąd też w roku 30-lecia Polski Ludowej — a także jubileuszu trzydziestolecia ludowego Lotnictwa Polskiego podejmowane skuteczne działania w dziedzinie polskiego transportu powietrznego stanowią dodatkowe konstruktywne wartości do rozwoju wspólnoty krajów socjalistycznych i krajów świata jako całości.

WCT1260/K/74

Dokończenie ze str. 10

DZIŚ I JUTRO...

następujące pytania: jak będzie się kształtował popyt na rynku zbytu tego sprzętu oraz czy i ewentualnie jak będzie się rozwijała międzynarodowa kooperacja produkcyjna lotniczych silników turbinowych?

Odpowiedź na pierwsze pytanie nie budzi wątpliwości. Jak wynika z analizy zapotrzebowania rynkowego, produkcja lotniczych silników turbinowych wszystkich rodzajów będzie wzrastała ilościowo przy poważnym spadku liczby wytwarzanych typów pokrewnych kategorii.

Odpowiedź na drugie pytanie wymaga pewnego omówienia.

Jest sprawą bezsporną, że popyt rynkowy będzie wymagał rozwijania (co prawda w ograniczonej ilości) nowych typów lotniczych silników turbinowych. W tym przypadku zarówno ze względu na wysokość kosztów realizacji programu, jak i na dążenie do rozszerzenia możliwości zbytu sprzętu oraz ekonomicznie uzasadniony podział pracy występujący coraz częściej w międzynarodowych stosunkach gospodarczych, staje się konieczne powołanie do życia ponadnarodowych konsorcjów produkcyjnych.

Taka spółka kooperacyjna ułatwi wykorzystanie w sposób ekonomicznie najbardziej racjonalny po-

siadanych przez jej członków: zaplecza badawczo-rozwojowego, potencjału technicznego, produkcyjnego i know-how (metod produkcji). Z drugiej strony utworzenie ponadnarodowej spółki kooperacyjnej przyczyni się do zwiększenia możliwości zbytu, należy bowiem przypuszczać, że każdy z kooperantów nabytego sprzętu, przy którego realizacji współdziałał.

Niemniej ważnym czynnikiem, ułatwiającym realizację programu jest zespolenie przez kooperantów posiadanych funduszy, należy bowiem pamiętać, że nawet najbogatsze koncerny nie mogą stosować metody samofinansowania i są uzależnione albo od dotacji państwowych albo też od kosztownych kredytów bankowych.

Przykład ostatnich lat wskazuje, że obecnie nowe typy dużych cywilnych silników są rozwijane, a następnie będą produkowane wyłącznie w kooperacji międzynarodowej.

Należy przypuszczać, że międzynarodowa kooperacja w dziedzinie silników lotniczych będzie wykazywała stałą tendencję wzrostu. Tego też zdania jest dyrektor zarządzający United Aircraft Corporation, który powiedział w swoim exposé: „...ten typ przedsiębiorstw, jak na to wskazują wszelkie oznaki, będzie wykazywał stały wzrost, zajmie on tradycyjne miejsce umów na produkcję licencyjną i już w najbliższej przyszłości stanie się rzeczywistością.

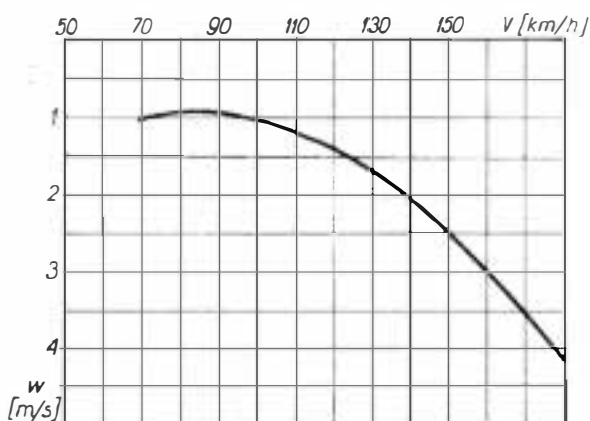
Charakterystyka motoszybowca w krążeniu

Zasadniczym celem wyposażania szybowców we własne źródło napędowe jest umożliwienie samodzielnego startu i nabrania wysokości niezbędnej do nawiązania kontaktu z termiką. Wysokość ta powinna gwarantować motoszybowcowi zdolność penetracji, warunkującą możliwość utrzymania się w powietrzu przy wykorzystywaniu prądów wznoszących. W odniesieniu do przeciętnych warunków europejskich praktyka szybowicza pozwala na przyjęcie tej wysokości w granicach 500—700 m.

Krążenie w kominie termicznym odbywa się w zasadzie przy silniku wyłączonym, w sposób czysto „szybowcowy”. Zdarza się jednak, iż w dniach termicznych ustabilizowane obszary wznoszeń pojawiają się znacznie niżej i wówczas należy je wykorzystać w celu przyspieszenia procesu nabierania wysokości, krążąc w kominie termicznym przy silniku pracującym. Zachodzi tutaj analogia z lotem holowanym, gdzie bardzo często komin termiczny wykorzystywany jest przez zespół samolot—szybowiec dla przyspieszenia holu do wysokości operacyjnej lotu termicznego. Zagadnienie krążenia motoszybowca wymaga więc rozpatrzenia obu przypadków, tj. lotu z silnikiem wyłączonym i pracującym.

Charakterystyka motoszybowca w locie ślizgowym

Dla dokonania analizy własności w krążeniu konieczne jest założenie konkretnej charakterystyki motoszybowca. Obrazem cech aerodynamicznych płatowca, znajdujących swe odbicie w osiągniach jest biegunowa prędkości w locie ślizgowym (rys. 1). Dotyczy ona założonego dla celów ilustracyjnych motoszybowca o układzie grzbietopłata, ze skrzydłem trapezowym, w którym zastosowano profile wortmannowskie o powierzchni nośnej około 19 m²



1

Omówiono analizę własności krążenia motoszybowca w locie z silnikiem pracującym oraz z silnikiem wyłączonym. Przyjęto parametry, które odpowiadają motoszybowcowi Ogar, a mianowicie: układ grzbietopłata ze skrzydłem trapezowym i profilami wortmannowskimi o powierzchni nośnej 19 m² i wydłużeniu 16, silnik Limbach SL-1700 EC ze śmigłem pchającym HO 11-150 B 65 D, ciężar z wyposażeniem i 2-osobową załogą ok. 650 kg. Na zakończenie podano wnioski.

i wydłużeniu 16. Jako zespół napędowy przyjęto silnik Limbach SL-1700 EC wraz ze śmigłem pchającym HO 11-150 B 65 D. Ciężar konstrukcji z wyposażeniem i załogą dwuosobową przyjęto w granicach około 650 kg. Przy tych założeniach można liczyć się z osiągnięciami scharakteryzowanymi maksymalną doskonałością rzędu 27 przy prędkości 100—110 km/h, minimalnym opadaniem poniżej 1 m/s przy prędkości 80—90 km/h. Prędkość przeciągnięcia rzędu 70 km/h. Parametry te odpowiadają wymaganiom stawianym motoszybowcom [3].

Charakterystyka motoszybowca w locie poziomym z pracującym silnikiem

Moc niezbędną do lotu poziomego określa zależność:

$$N_n = C_x \frac{\rho}{2} S \cdot V^3 \quad (1)$$

gdzie C_x — współczynnik oporu motoszybowca
 ρ — gęstość powietrza
 S — powierzchnia nośna
 V — prędkość lotu

Moc rozporządzalną zespołu śmigło-silnikowego definiuje wzór:

$$N_r = \eta \cdot N_s \quad (2)$$

gdzie: η — sprawność śmigła
 N_s — moc silnika

Sprawność śmigła zmienia się wraz z prędkością lotu, przy czym założono śmigło o stałym skoku.

Przebieg zmiany mocy niezbędnej i mocy rozporządzalnej w funkcji prędkości lotu dla konkretnego przykładowego układu motoszybowca przedstawiono wykreślnie (rys. 2).

Moc rozporządzalną przedstawiono w postaci dwóch krzywych. Jedną z nich dotyczy mocy maksymalnej (w przypadku silnika Limbach wynosi ona 68 KM), druga zaś mocy trwałej (60 KM) [4]. W rozważaniach niniejszych przyjęto lot przy mocy trwałej. Charakter zmiany sprawności śmigła z prędkością lotu nadaje kształt przebiegowi krzywych mocy rozporządzalnej.

Prędkość wznoszenia motoszybowca wynika z zależności:

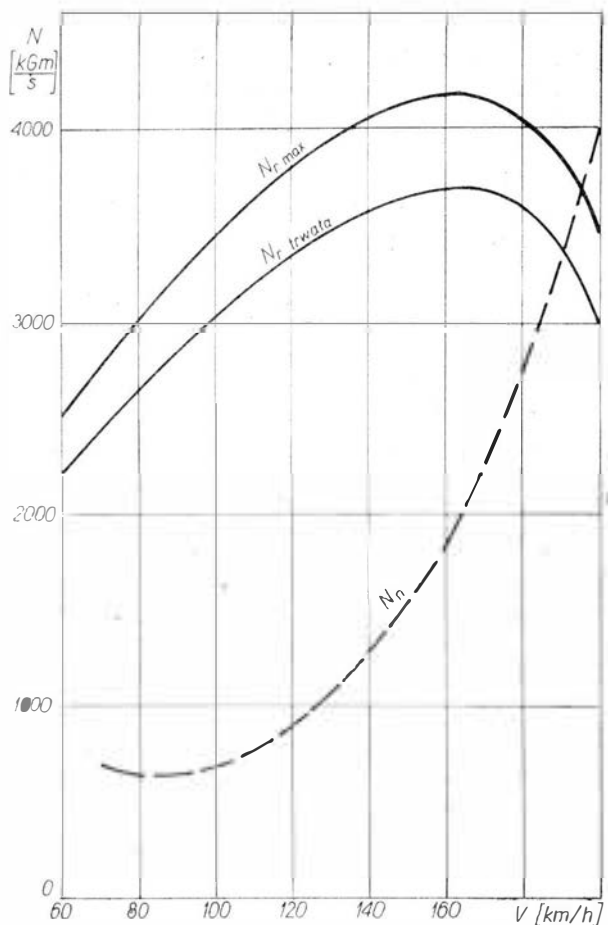
$$W_w = \frac{N_r - N_n}{Q} = \frac{\Delta N}{Q} \quad (3)$$

gdzie Q — ciężar motoszybowca w locie.

$$R = \frac{V_\varphi^2}{g \cdot \operatorname{tg} \varphi}$$

gdzie g — przyspieszenie ziemskie.

Do wyznaczenia własności motoszybowca w krążeniu należy wykreślić krzywe $w_\varphi = f(R)$ dla usta-



2

Zmienia się więc wraz z prędkością lotu i osiąga maksimum dla maksymalnego nadmiaru mocy rozporządzalnej nad mocą niezbędną do lotu poziomego (rys. 3). Ponieważ przytoczone przykłady noszą charakter ilustracyjny założono wysokość lotu $H = 0$ m.

Biegunowa krążenia z wyłączonym silnikiem

W przypadku lotu z silnikiem zatrzymanym motoszybowiec staje się szybowcem i porusza się w powietrzu zgodnie z prawidłami lotu ślizgowego. Wprowadzony w krążenie doznaje zmiany prędkości lotu i prędkości opadania zgodnie z fizyką lotu z przechyleniem [2].

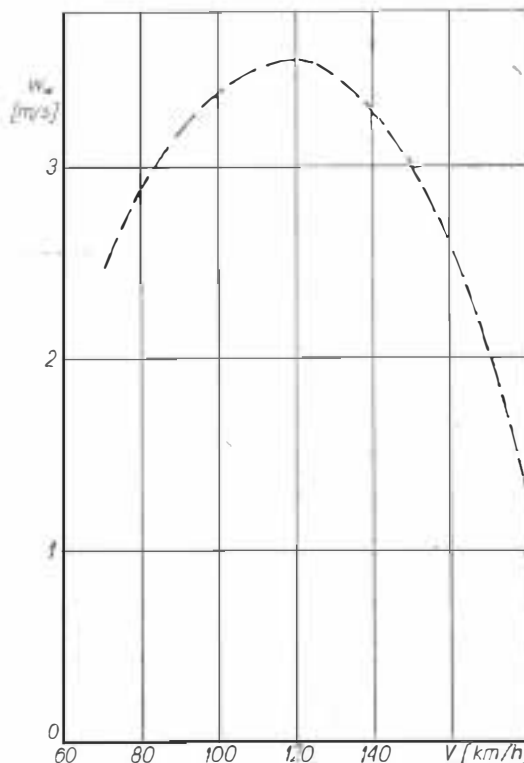
Podczas krążenia (rys. 4) z przechyleniem o kąt φ prędkość lotu V_φ w stosunku do prędkości lotu ślizgowego V na tym samym kącie natarcia ulega zmianie:

$$V_\varphi = \frac{V}{\sqrt{\cos \varphi}} \tag{4}$$

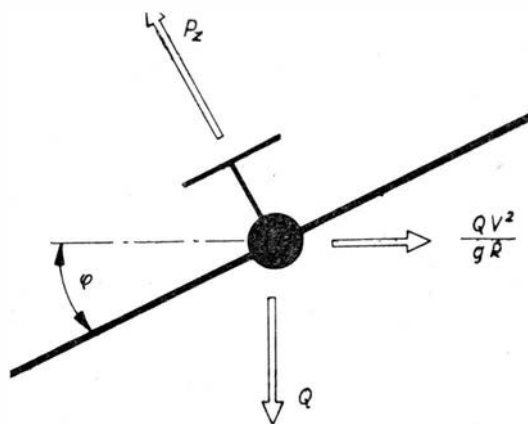
i podobnie prędkość opadania w krążeniu w_φ w stosunku do prędkości opadania w locie ślizgowym w określona jest zależnością:

$$W_\varphi = \frac{W}{\sqrt{\cos^3 \varphi}} \tag{5}$$

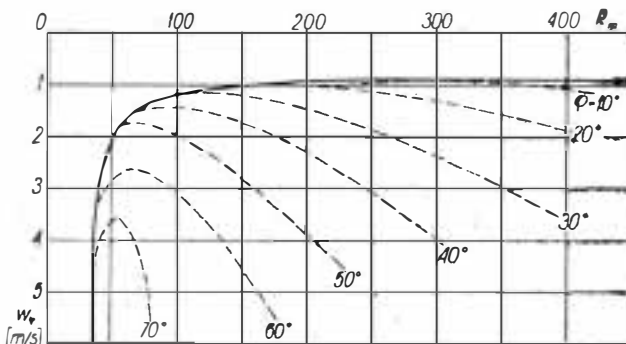
Natomiast promień krążenia, prędkość lotu i kąt przechylenia związane są równaniem:



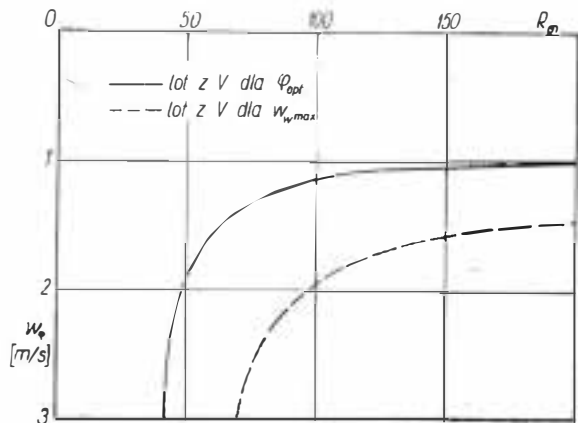
3



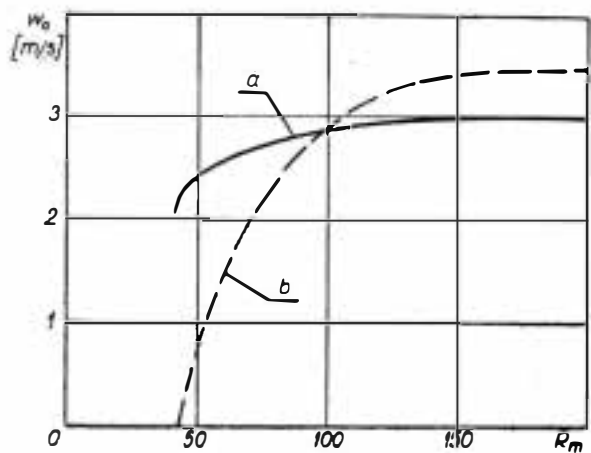
4



5



6



7

lonych kątów przechylenia $\varphi = \text{const}$. Rachunek umożliwia zależności (4), (5) i (6) oraz biegunową prędkości w locie ślizgowym (rys. 1).

W praktyce pilot w sposób intuicyjny dobiera odpowiednie przechylenie φ w zależności od prędkości lotu V i promienia krążenia R , tak aby uzyskać minimalną prędkość opadania. Innymi słowy lot odbywa się po obwiedni poszczególnych krzywych dla $\varphi = \text{const}$. Obwiednię tę jako zbiór optymalnych punktów krążenia nazwano biegunową krążenia (rys. 5).

Krążenie przy innych parametrach (prędkość, przechylenie) powoduje wzrost prędkości opadania. Dla motoszybowca interesująca będzie krzywa krążenia $w_\varphi = f(R)$ przy przyjęciu stałej prędkości lotu odpowiadającej prędkości maksymalnego wznoszenia się motoszybowca w locie bez przechylenia i przy silniku pracującym na mocy trwałej. Krzywą tę porównano z biegunową krążenia (rys. 6).

Biegunowa krążenia przy silniku pracującym

Biegunowa krążenia przy silniku pracującym jest superpozycją biegunowej krążenia z silnikiem wyłączonym i charakterystyki wznoszenia się szybowca przy rozpatrywanej prędkości lotu. Zatem wypadkowa prędkości pionowa wynosi:

$$W_0 = W_w - (W_\varphi - W) \tag{6}$$

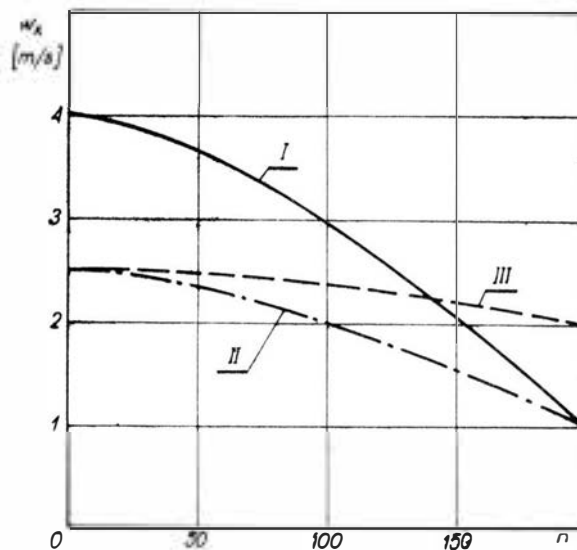
W zależności (6) pierwszy wyraz określony równaniem (3) zależy zarówno od charakterystyki aerodynamicznej płatowca, jak i od parametrów zespołu śmigło-silnikowego. Natomiast człon drugi określony równaniem (5) zależy tylko od charakterystyki płatowca bez silnika. Jest więc rzeczą oczywistą, że ekstrema wartości obu członów będą najczęściej wzajemnie przesunięte.

Na rysunku 7 przedstawiono biegunowe krążenia motoszybowca przy pracującym silniku, przy czym krzywa a odpowiada krążeniu przy optymalnie dobranym kącie przechylenia i prędkością lotu dla danego promienia krążenia, natomiast krzywa b odpowiada lotowi z ustaloną prędkością odpowiadającą prędkości maksymalnego wznoszenia w locie poziomym przy pracującym silniku (czyli przy maksymalnej wartości różnicy mocy rozporządzalnej i niezbędnej).

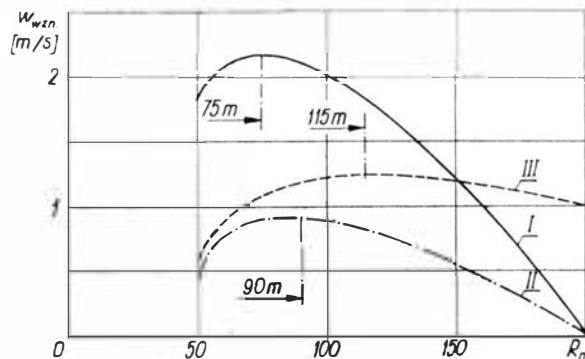
Obie krzywe przecinają się wyznaczając graniczny promień krążenia R_0 , powyżej którego korzystniejsze jest krążenie przy prędkości maksymalnego wznoszenia w locie poziomym, poniżej zaś tego promienia większe prędkości wznoszenia dają zachowanie parametrów lotu określonych optymalną biegunową krążenia w locie bezsilnikowym.

Charakterystyki kominowe

O możliwości wykorzystania kominów termicznych przez motoszybowiec decydują charakterystyki ko-



8



9

Dokończenie na str. 36

Samolot szkolno-treningowy, dopuszczony do akrobacji.

KONSTRUKCJA. Dwumiejscowy jednosilnikowy górnopłat zastrzałowy ze stałym podwoziem trójkołowym.

Płat. Prostokątno-trapezowy, podparty pojedynczym zastrzałem z każdej strony. Profil w części środkowej NACA 2412 zmodyfikowany, ku końcówkom skrzydła przechodzi w profil symetryczny; kąt zaklinowania u nasady 1° i 0° na końcach (zwichrzenie aerodynamiczne i geometryczne). Wznios skrzydeł 1° , wydłużenie 6,9. Konstrukcja metalowa półskorupowa. Na rozpiętości części środkowej (prostokątnej) zamontowane są kłapy szczelinowe konstrukcji metalowej, kryte blachą żłobkową. Wychylenie kłap elektryczne. Lotki typu Frise, również kryte blachą żłobkową. Rurka Pitota umieszczona jest pod spodem lewego skrzydła (co ogranicza do minimum ryzyko jej uszkodzenia przy obsłudze naziemnej, np. w ciasnym hangarze). Na krawędzi natarcia lewego skrzydła zabudowany jest płytkowy sygnalizator przeciagnięcia. Na krawędzi natarcia prawego skrzydła w pobliżu kadłuba znajduje się chwyt powietrza dla wentylacji kabiny. Końcówki skrzydeł kropłowe lub, na żądanie odbiorcy, zawinięte stożkowo do dołu, wykonane z laminatu szklanego.

Kadłub. Konstrukcji metalowej półskorupowej. W obszarze kabiny znajdują się duże wykroje: z obu stron drzwi typu samochodowego oraz panoramiczne szyby z przodu i z tyłu. Ponadto dodatkowe oszkleenie dachu kabiny (dwa wąskie okienka z szybami dymionymi). Drzwi umożliwiają otwieranie okien i dają się zrzucić awaryjnie.

W kabine mieszczą się zasadniczo dwa fotele o zdejmowanych poduszkach siedzenia i oparcia (dla spadochronów), wyposażone w komplet szybko rozłączalnych pasów bezpieczeństwa z pasami plecowymi. Sterownice podwójne z wolantami. Podstawowe przyrządy zdwojone. Sterowanie silnikiem wspólne dla obu pilotów (po środku tablicy przyrządów). Szerokość kabiny 1,05 m; wysokość sufitu kabiny nad poziomem siedzeń foteli około 1 m. Przestrzeń bagażowa za fotelami ma długość 1 m; dopuszczalny bagaż do 54 kg. Istnieje możliwość zabudowy w przestrzeni bagażowej ławeczki dla dwójki dzieci (o łącznym ciężarze do 54 kg). Kabina ma wentylację i ogrzewanie.



Usterzenia. Wolnonośne konstrukcji metalowej półskorupowej. Stery wyważone masowo. Statecznik pionowy skośny o obrysie trapezowym, z wydłużoną płetwą grzbietową. Na sterze kierunku nastawna na ziemi kłapka wyważająca. Wychylenia steru kierunku $\pm 23^\circ$, usterzenie poziome o obrysie trapezowym. Wychylenia steru wysokości: w górę 25° , do dołu 15° . Na prawym sterze wysokości kłapka wyważająca (trymer).

Podwozie. Trójkołowe z kołem przednim. Golenie główne typu Land-o-Matic (frezowane zbieżnie ze stali sprężynowej). Goleń przednia sterowana, z amortyzacją olejowo-powietrzną. Wymiary kół: przednie $5,00 \times 5$; $6,00 \times 6$. Opony na osnowie nylonowej, dętkowe; ciśnienie $2,11 \text{ kg/cm}^2$. Hamulce hydrauliczne tarczowe, sterowane pedałami. Na żądanie odbiorcy montuje się owlewkę na kołach.

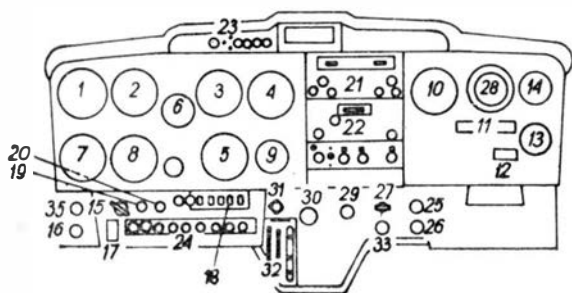
Napęd. Silnik czterocylindrowy, gaźnikowy, płaski, bez reduktora, Rolls-Royce Continental O-240, o mocy 130 KM. Istnieje również wariant samolotu z silnikiem Continental O-200 o mocy 100 KM. Śmigło metalowe o stałym skoku McCauley 1A 135/BRM7150. Średnica śmigła 1,75 m.

Dwa zbiorniki paliwowe w skrzydłach — po jednym z każdej strony samolotu — o łącznej pojemności 98 litrów, istnieje możliwość zabudowy zbiorników dodatkowych, powiększających łączną pojemność do 132 litrów. Zawór zlewania paliwa umieszczono wraz z filtrem paliwa, obok wlewu do zbiornika oleju pod maską za silnikiem (wygodny dostęp).

Wyposażenie. Instalację elektryczną zasilają akumulator 14 V oraz alternator 60 A. Reflektory do lądowania i kolowania umieszczone są pod maską silnika z przodu u dołu. Na stateczniku pionowym znajduje się światło antykolidyjne, zaś na końcówkach skrzydeł oprócz świateł nawigacyjnych, białe światła migające. Radiostacja nawigacyjno-komunikacyjna UKF firmy Cessna lub King (zapewniająca łączność dwustronną oraz odbiór sygnałów VOR i ILS), radiobusola oraz na żądanie odbiorcy — odbiornik markera. Wśród przyrządów nowością jest koordynator zakrętu (turn coordinator) zastępujący zakrętomierz, przedstawiający informacje o zakręcie w sposób bardziej poglądowy.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Aerobat stanowi wersję znanego samolotu Cessna A150, oblatanego w 1957 r., budowanego w dużych ilościach (do końca 1971 zbudowano ponad 15 000 szt. — w tym 690 szt. we Francji przez firmę Reims Aviation). Wersję Aerobat A150K wprowadzono w 1970 r. Od wersji standardowej, oprócz zastosowania mocniejszego silnika, różni się ona nieznacznie. Konstrukcja została wzmocniona oraz przystosowano fotele, pasy i drzwi kabiny do lotów akrobacyjnych. Samolot dopuszczony jest do wykonywania beczek, pętli, zawrotów, przewrotów, korkociągu, zwrotu bojowego oraz „ósemki kubańskiej”. Instalacje zespołu napędowego nie są jednak przystosowane do pracy w położeniu odwróconym. Również ze względu na układ sterowania z wolantami i dźwignią gazu pośrodku, samolot ten nie jest typowym samolotem akrobacyjnym.

Cena około £ 10 000.



Wyposażenie tablicy przyrządów: 1 — prędkościomierz, 2 — sztuczny horyzont, 3 — wysokościomierz, 4 — wskaźnik VOR/ILS, 5 — wariometr, 6 — przyspieszeniomierz (na żądanie), 7 — koordynator zakrętu (turn coordinator), 8 — giroskopowy wskaźnik kursu (na żądanie), 9 — wskaźnik radiobusoli, 10 — obrotomierz, 11 — paliwomierz, 12 — termometr oleju, 13 — amperomierz, 14 — podciśnieniomierz, 15 — wyłącznik iskrowników i rozrusznika, 16 — pompka zastrzykowa, 17 — główny wyłącznik sieci i prądu, 18 — tablica wyłączników, 19 — podświetlenie tablicy, 20 — podświetlenie radiostacji, 21 — radiostacja nawigacyjno-komunikacyjna, 22 — radiobusola, 23 — wyłączniki urządzeń radiowych, 24 — bezpieczniki, 25 — wentylacja kabiny, 26 — ogrzewanie kabiny, 27 — sterowanie kłapami, 28 — zegar czasowy, 29 — sterowanie składem mieszanki, 30 — ciepło gazu, 31 — podgrzewanie gaźnika, 32 — pokrętko kłapki wyważającej (trymera) steru wysokości, 33 — zapalniczka

Cessna A150K Aerobat

DANE TECHNICZNE

Wymiary

Rozpiętość	10,10 m
Długość	7,24 m
Wysokość	2,62 m
Rozstaw kół	2,32 m
Baza podwozia	1,47 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,04 m

Powierzchnie

Powierzchnia nośna	14,80 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	2,62 m ²

Ciężary i obciążenia

Ciężar własny (samolotu wyposażonego)	499 kG
Ciężar całkowity	749 kG
Obciążenie powierzchni	50,7 kG/m ²
Obciążenie mocy	5,8 kG/KM

Współczynnik obciążeń dopuszczalnych

— z klapami schowanymi	$n = +6; -3$
— z klapami wypuszczonymi	$n = 3,5$

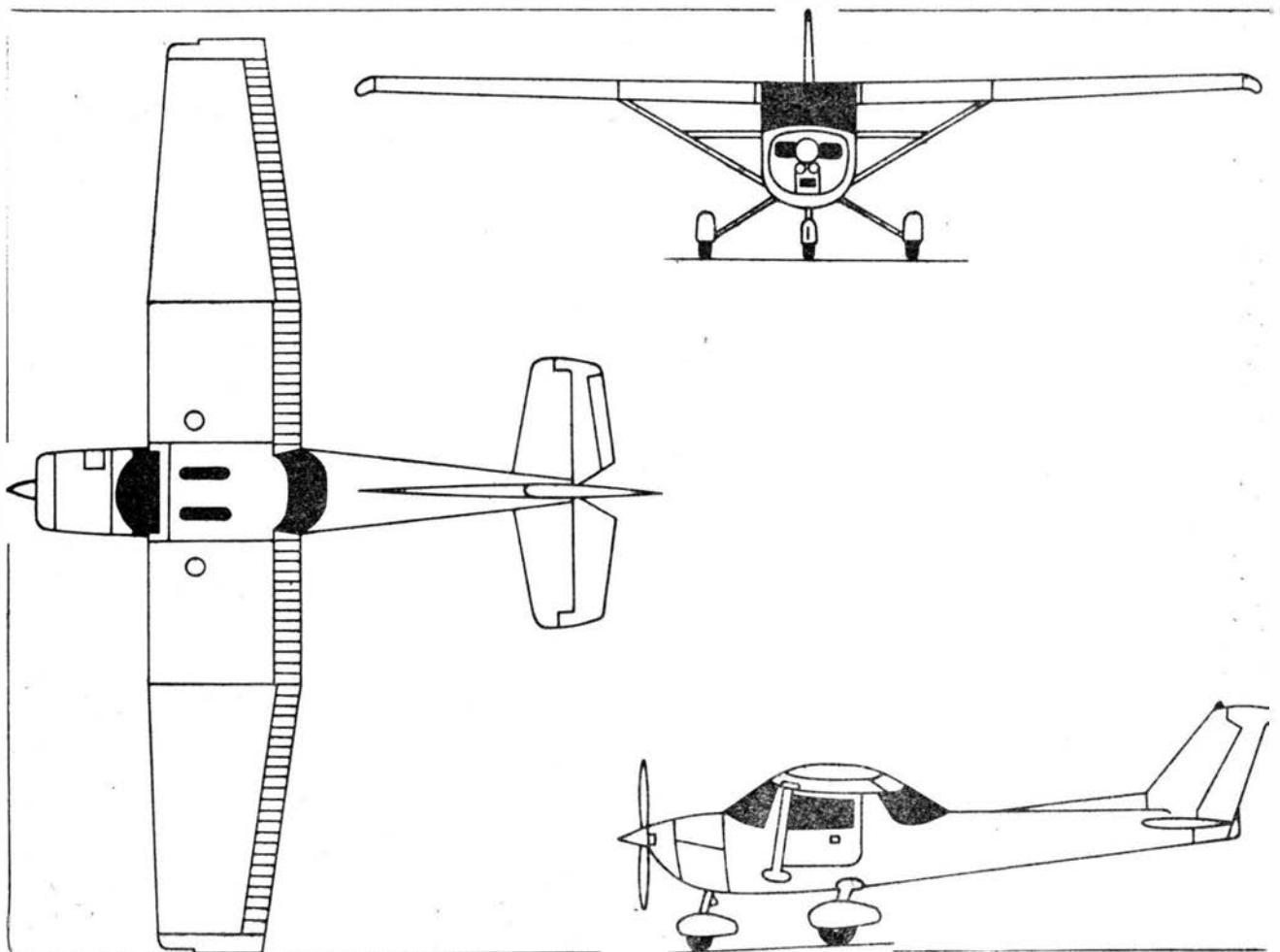
Osiągi z silnikiem 130 KM

Prędkość przelotowa	169 km/h
Prędkość przeciągnięcia bez gazu	
— z klapami schowanymi	66 km/h
— z klapami wypuszczonymi	56 km/h
Długość startu do $H = 15$ m	316 m
Długość lądowania z $H = 15$ m	328 m
Zasięg bez rezerw, przy 75% mocy maks. na wysokości ok. 2000 m	625 km

Osiągi z silnikiem 100 KM (ciężar w locie 726 kG)

Prędkość maksymalna	193 km/h
Prędkość przelotowa	146÷185 km/h
Wznoszenie	3,4 m/s
Pułap praktyczny	3856 m
Start do $H = 15$ m	422 m
Lądowanie z $H = 15$ m	328 m
Zasięg ze zbiornikami standardowymi	756÷893 km
Zasięg ze zbiornikami dodatkowymi	1150÷1376 km

K.D.



Wyczynowy i treningowy szybowiec klasy standard

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy wolnonośny grzbietopłat o konstrukcji metalowej.

Plat. Dwudzielny o obrysie prostokątno-trapezowym. Profil laminarny NACA 64,-618. Konstrukcja jednodźwigarowa (dźwigar umieszczony w ok. 40% cięciwy profilu) z rzadko rozmieszczonymi żebrami metalowymi i umieszczonymi między nimi żebrami z twardej planki, klejonymi klejem epoksydowym do pokrycia. Koniec dźwigara z okuciem frezowanym w całości. Dla możliwie starannego odwzorowania profilu w obszarze noska skrzydła (do przedniej krawędzi dźwigara), pokrycie tej części jest specjalnie formowane tylko z jednego odcinka blachy. Wzdłuż rozpiętości jest kilka odcinków tak formowanej blachy; styk blach (szew nitowy) biegnie równoległe do kierunku przepływu powietrza. Na pokrycie zastosowano blachę o grubości 0,8 mm z podwójną powłoką antykorozyjną. Na górnej powierzchni płata płytowe hamulce aerodynamiczne zaopatrzone w elastyczne wkładki samoczynnie dopasowujące się do powierzchni płata przy jego odkształceniach w locie. Końce skrzydeł mają płyty brzegowe z tworzywa sztucznego, służące do ich zabezpieczenia przed uszkodzeniami. Przeście płat-kadłub wykonane z uformowanej skorupy z laminatu szklanego. Jako element nośny podwieszenia lotek zastosowano pomocniczy dźwigarek. Skrzydła łączone z kadłubem za pomocą trzech sworzni. Popychacze lotek i hamulców aerodynamicznych łączy się za pomocą małych wtykowych sworzni.

Kadłub. Konstrukcja półskorupowa metalowa, nitowana z dwóch bocznych połówek wcześniej formowanych. Szew nitowy łączący obie połowki tworzy charakterystyczne obrzeże na dole i na górze kadłuba, o wysokości ok. 12 mm biegnące od usterzenia. Przednia część kadłuba do głównej wręgi, przenoszącej połączenie skrzydło-kadłub, składa się z dwóch uformowanych skorup z laminatu szklanego, nitowanych z tylną częścią kadłuba; miejsca połączeń zaszpaczlowane. Miska siedzeniowa i oparcie dla pleców również z laminatu szklanego i połączone śrubami. Oparcie dla pleców regulowane (również w locie), z możliwością ustawienia w 9 położeniach za pomocą dolnego regulatora i w 12 pozycjach za pomocą górnego regulatora oparcia. Pozycja pilota siedząca. Osłona kabiny jednoczęściowa z mecapleksu. Pedaly orczyka ustawiane w 5 pozycjach. Wentylacja kabiny także z możliwością regulacji. Napęd dla wszystkich sterów i hamulców aerodynamicznych sztywny, poprzez popychacze. Kabina wyposażona jest w aparaturę radiową i zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych.

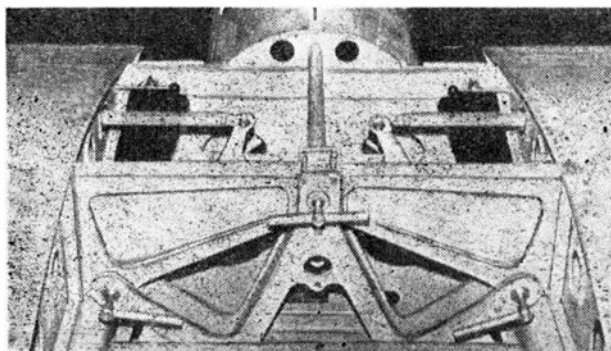
Usterzenie. Usterzenie w układzie T z płytowym usterzeniem poziomym i skośnym usterzeniem pionowym. Kon-



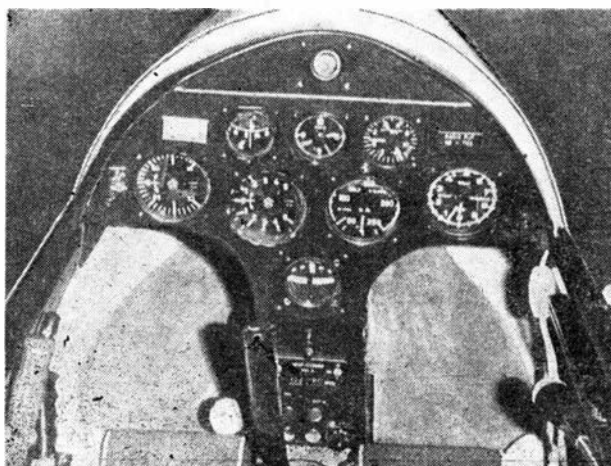
strukcja statecznika pionowego całkowicie metalowa, wykonywana oddzielnie i łączona z kadłubem. Przeście statecznik—kadłub wykonane z uformowanej skorupy z laminatu szklanego. Statecznik poziomy i wszystkie stery wyposażone tylko w skrajne żebra metalowe, natomiast pozostałe wykonane

są z twardej planki i klejone do metalowego pokrycia.

Podwozie. Stałe lub chowane (na życzenie odbiorcy) z kołem głównym o rozmiarach 5,00 X 5. Hamulec szczękowy. Kółko ogonowe z ogumieniem pneumatycznym. (Uwaga: cena szybowca 25 000 SFr).



Połączenie skrzydeł z kadłubem za pomocą widocznych trzech sworzni



Kabina B-4 — widok na tablicę przyrządów

Pilatus B-4-PC 11

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Około połowy lat sześćdziesiątych powstał zespół lotniczych zapaleńców, którzy postawili sobie za cel skonstruowanie w RFN nowego szybowca klasy standard. Zespół tworzyli inżynierowie: Ingo Herbst, Manfred Kuppers, Rudolf Reinke. Prototyp zbudowano z pomocą przemysłowca Gerda Bastena w jego wytwórni Basten w St. Goar (RFN). Pierwszy lot szybowca B-4 odbył się 7 listopada 1966 r. Szybowcem zainteresowała się szwajcarska wytwórnia lotnicza Pilatus AG w Stans, która zakupiła prawa do B-4 w celu podjęcia seryjnej produkcji tego szybowca. Z myślą o

rynku RFN, szybowiec otrzymał zachodnioniemieckie świadectwo typu w listopadzie 1970 r. W stosunku do prototypu w szybowcu dokonano wiele zmian konstrukcyjnych. Zmieniono hamulce aerodynamiczne, lotki, przejście skrzydło — kadłub, zamiast płozy ogonowej zastosowano kółko, wprowadzono chowane podwozie i powiększono powierzchnię nośną. Dostosowano szybowiec do szwajcarskich przepisów lotniczych, dokonując kilku wzmocnień. W stosunku do prototypu, ciężar własny Pilatusa B-4-PC 11 zmalał o 21 kg. Seryjną produkcję rozpoczęto w kwietniu 1972 r. i w tym samym roku wykonano

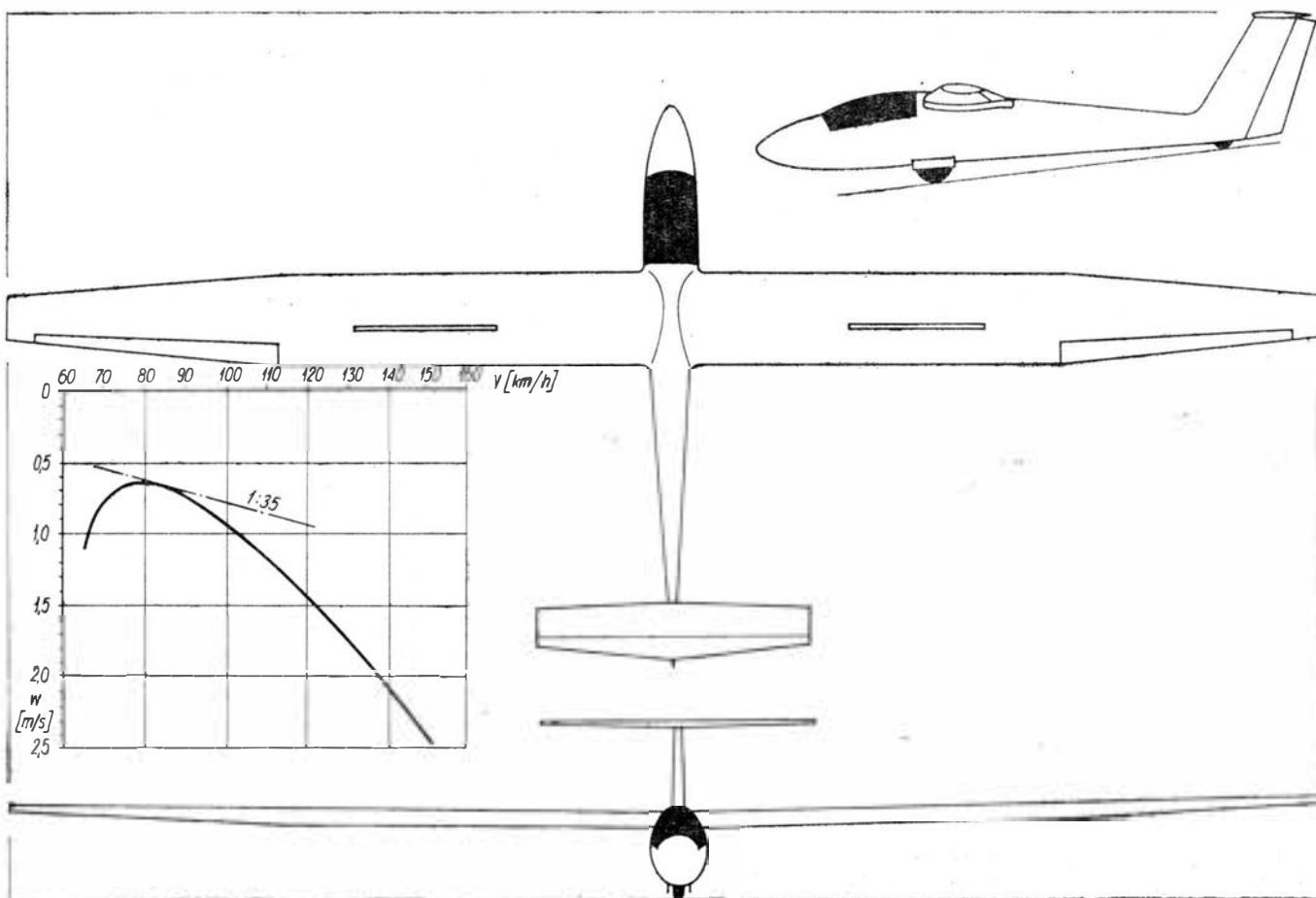
27 szybowców. Szybowiec uzyskał także świadectwo typu w USA. Jest on przeznaczony do szkolenia podstawowego dla zaawansowanego treningu i wyczynowego latania szybowcowego oraz jest dopuszczony do wykonywania podstawowej akrobacji. Firma Pilatus przedstawiła ostatnio wersje rozwoju B-4: dwuosobowy szybowiec i dwumiejscowy motoszybowiec. W stosunku do B-4 zmieniono kadłub, zwiększono powierzchnię nośną przez dodanie części skrzydeł i dodano klapy.

Dotychczas wyprodukowano ok. 100 szybowców B-4, w produkcji następne 100 sztuk.

DANE TECHNICZNE

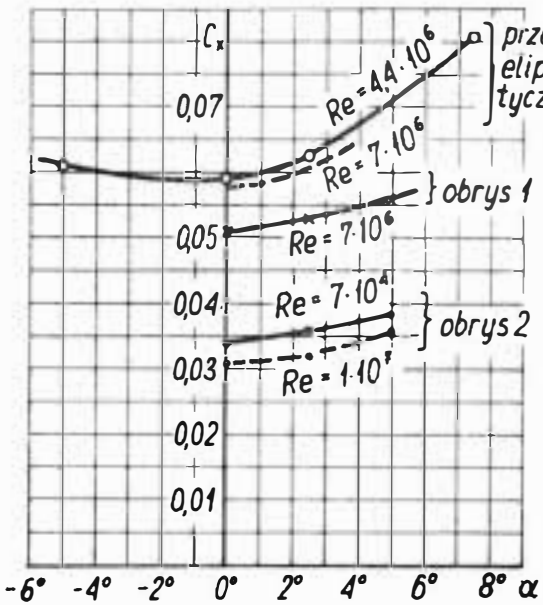
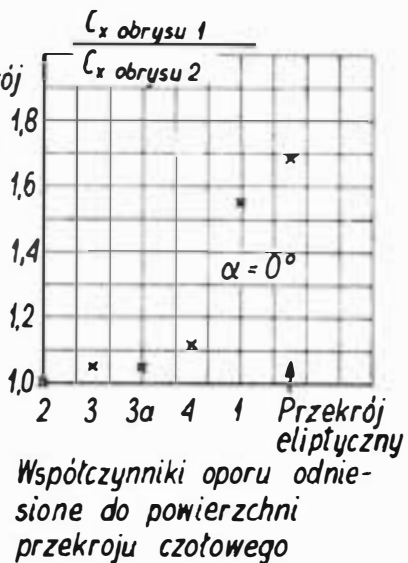
Rozpiętość	15 m	Prędkość maksymalna przy każdej pogodzie	240 km/h
Długość	6,57 m	Prędkość minimalna	61 km/h
Wysokość	1,57 m	Minimalne opadanie przy prędkości	0,64 m/s 75 km/h
Powierzchnia nośna	14,04 m ²	Doskonałość	35
Wydłużenie	16	Współczynnik obciążenia dopuszczalnego	+6,32; -4,32
Ciężar własny	230 kg		
Ładunek	120 kg		
Maksymalny ciężar w locie	350 kg		
Obciążenie jednostkowe powierzchni nośnej	25 kg/m ²		

W. B

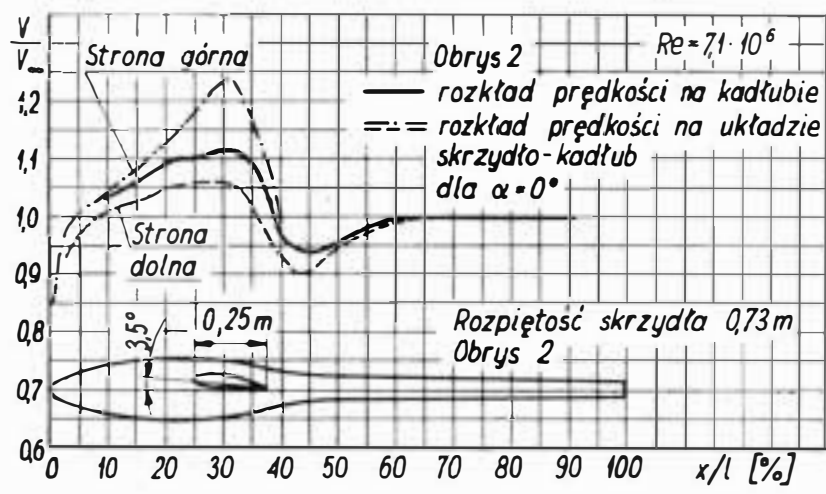


Badaniem poddano kadłub okrągły o obrzysach przedstawionych w tabelicy. Cechą wspólną wszystkich obrzów jest ich maksymalna średnica, równa 0,1 l, położona w 25% długości kadłuba. Wyjściowym jest obrz 1, zaś obrzysy 2, 3, 3a, 4 są jego modyfikacjami. Wyniki dmuchań tych obrzów przedstawiono na rysunkach 1 do 4.

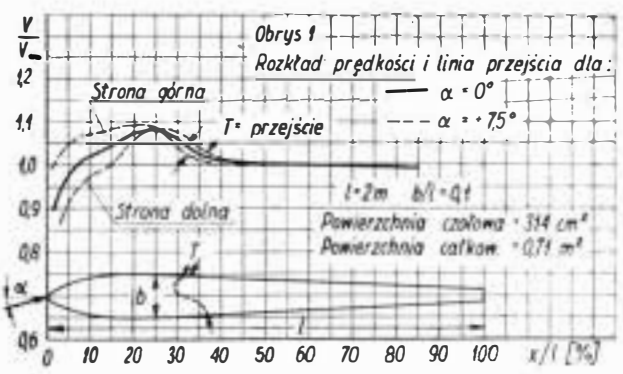
Na rysunkach 5 i 6 przedstawiono wyniki dmuchań układu: skrzydło - kadłub okrągły o obrzysie 2. Na rysunku 9 zestawiono wyniki dmuchań układów skrzydło - kadłub, których geometrie pokazane są na rysunkach 7 i 8.



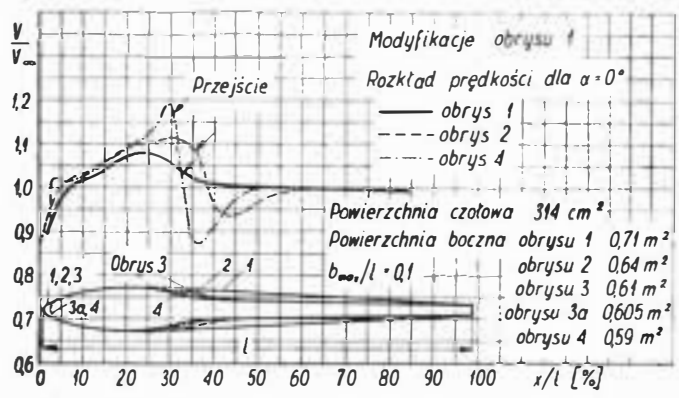
4



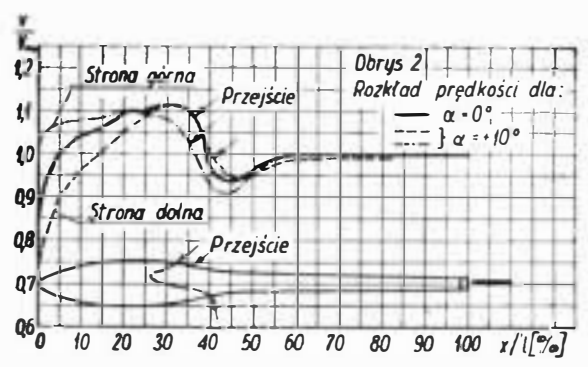
5



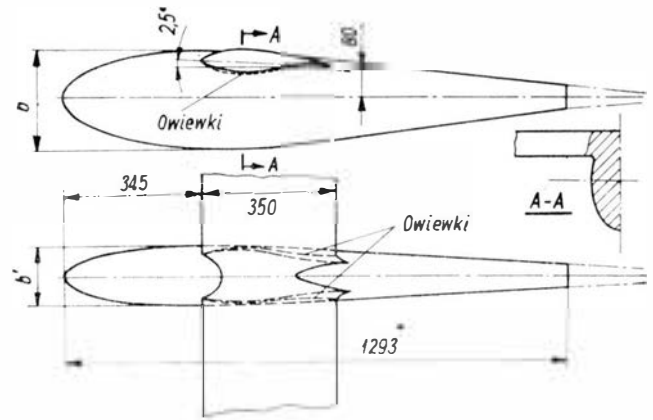
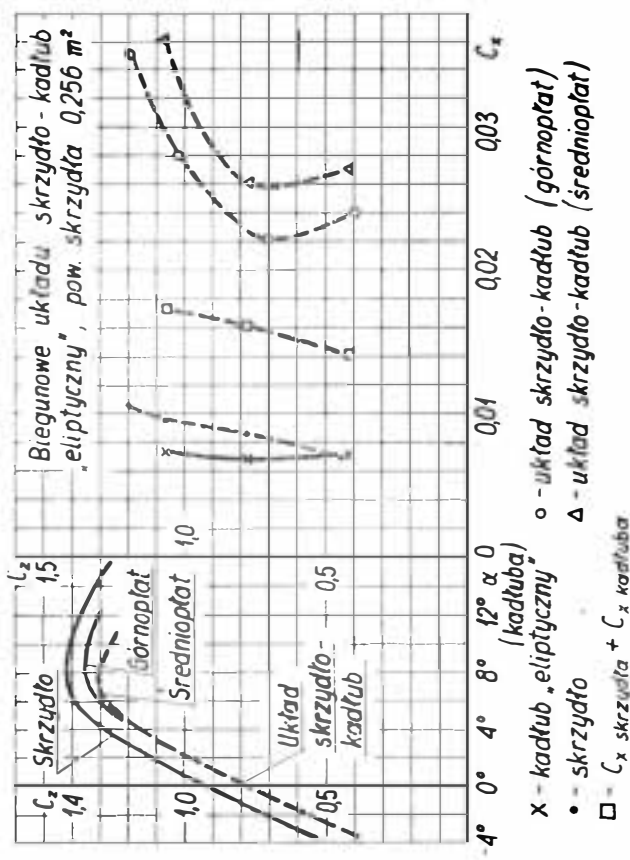
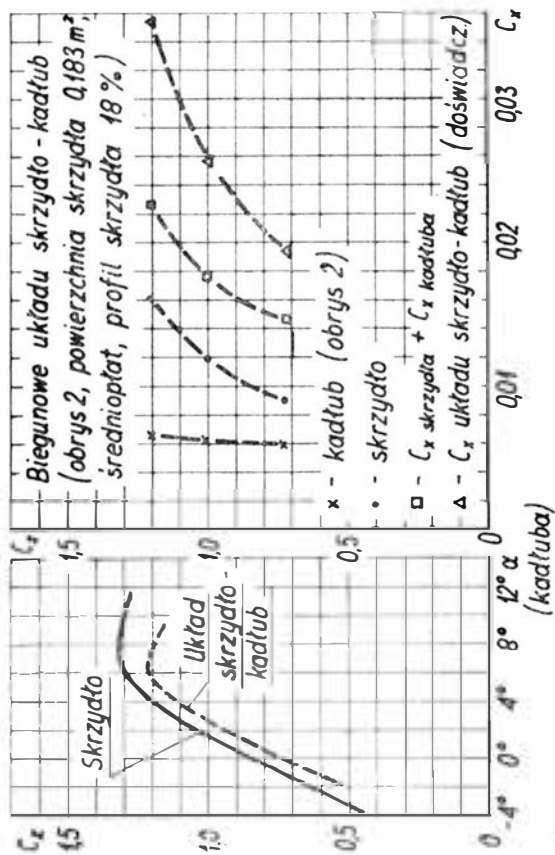
1



2

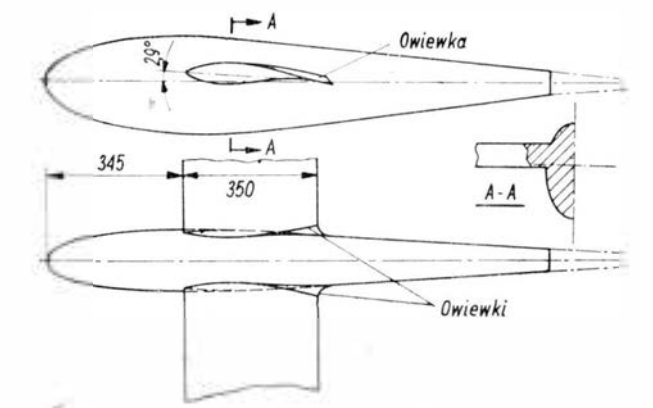


3



$b/l = 0,193$; powierzchnia czołowa 295 cm²;
 $b/l = 0,116$; powierzchnia całkowita 5840 cm²;
 rozpiętość 0,73 m

Układ skrzydło-kadłub eliptyczny (górniopłat)



Układ skrzydło-kadłub eliptyczny (średniopłat)

Współrzędne przekrojów kadłuba dla różnych obrisów

Obr.:	2	3	3a	4
x/L	R/L	R/L	R/L	R/L
0,0125	0,01075	0,01075		
0,0195			0	0
0,0250	0,01725	0,01725	0,0115	0,0115
0,0350			0,0180	0,0180
0,0500	0,02395	0,02395	0,0240	0,0240
0,0650			0,0275	0,0275
0,0750	0,03000	0,03000	0,03000	0,03000
0,1000	0,03520	0,03520	0,03520	0,03520
0,1250	0,03880	0,03880	0,03880	0,03880
0,1500	0,04230	0,04230	0,04230	0,04230
0,1750	0,04525	0,04525	0,04525	0,04525
0,2000	0,04760	0,04760	0,04760	0,04760
0,2250	0,04925	0,04925	0,04925	0,04925
0,2500	0,05000	0,05000	0,05000	0,05000
0,2750	0,04970	0,04950	0,04950	0,04950
0,3000	0,04820	0,04650	0,04650	0,04400
0,3250	0,04565	0,04100	0,04100	0,03300
0,3500	0,04200	0,03300	0,03300	0,02450
0,3750	0,03675	0,02800	0,02800	0,02150
0,4000	0,03075	0,02250	0,02250	0,02100
0,4250	0,02600	0,02000	0,02000	0,02000
0,4500	0,02250	0,01970	0,01970	0,01970
0,4750	0,02075	0,01975	0,01975	0,01975
0,5000	0,01975	0,01975	0,01975	0,01975
0,5250	0,01925	0,01925	0,01925	0,01925
1,0000	0,01000	0,01000	0,01000	0,01000

R - promień kadłuba

Na podstawie D. Althaus: Wind-tunnel measurements on bodies and wing-body combinations - opracował mgr inż. R. Stotwiński

Zasady wyboru procesu renowacji łopatek sprężarek i turbin silników odrzutowych

Sposoby wytwarzania łopatek

Łopatki sprężarki i turbiny silnika odrzutowego są specyficznymi elementami konstrukcyjnymi. Warunki ich pracy, dynamika i wielkość obciążeń wymagają spełnienia wysokich wymagań materiałowych, dokładności geometrycznej kształtu, a szczególnie właściwego stanu warstwy wierzchniej.

Proces wytwarzania łopatek, zależnie od poziomu techniki w zakładzie produkcyjnym, może być oparty o dwa zasadnicze ciągi operacji (rys. 1). Odlewanie lub kucie precyzyjne z podgrzewaniem w atmosferze kontrolowanej umożliwia w następnej fazie procesu przeprowadzenie obróbki wykończającej. Jeśli w operacji tej może być zastosowane tylko elektropolerowanie (ostatecznie kształtowanie elektrochemiczne i elektropolerowanie), to budowa strukturalna warstwy wierzchniej łopatki nie będzie różnić się od rdzenia [1]. W tej sytuacji poddanie obróbce powierzchniowej zgniotem łopatek sprężarkowych lub zastosowanie dodatkowej obróbki gładkościowej dla łopatek turbiny będzie miało charakter rzeczywistego konstytuowania stanu warstwy wierzchniej (rys. 1, a—a).

Wstępne kształtowanie łopatek z dużymi nadatkami zmusza do wydłużania ciągu operacji oraz utrudnia „zaprogramowanie” stanu warstwy wierzchniej.

W ciągu b—b z rysunku 1, po operacjach kształtowania (przy założeniu znacznych nadatków), następują operacje usuwania nadatku i równoczesnej poprawy kształtu geometrycznego pióra. Najczęściej jeszcze stosowane sposoby obróbki do wykonania tych operacji, to obróbka skrawaniem lub obróbka elektroerozyjna. Skutki obróbki łopatki turbiny ze stopu XH77TIOP¹ [2] wykonanej kuciem i podanej frezowaniu są następujące: głębokość zgniotu na krawędziach wynosi 0,12—0,25 mm, a na grzbiecie łopatki występują strefy o bardzo zróżnicowanym stopniu zgniotu.

Następną operacją w tym ciągu jest szlifowanie. W wyniku usunięcia nadatku w operacji szlifowania zgniot intensywny stwierdzono tylko na głębokości 0,04—0,07 mm (na grzbiecie łopatki), a ślady zgniotu można było zaobserwować jeszcze na głębokości 0,1—0,2 mm. W założonych warunkach ciągu b—b z rys. 1 kolejną operacją jest polerowanie mechaniczne. Strefa intensywnego zgniotu na grzbiecie i w korycie nadal się zawęża i osiąga po tej operacji

Po opisanu sposobów wytwarzania łopatek sprężarki i turbin silnika odrzutowego, rozważono możliwość zastąpienia szlifowania i polerowania przez zmechanizowaną obróbkę wibrościerną oraz omówiono przebieg obróbki umacniającej wibrokulowaniem.

Na zakończenie podano wnioski odnośnie do wyboru rodzaju obróbki stosownie do rodzaju uszkodzenia łopatek sprężarek i turbin silników odrzutowych.

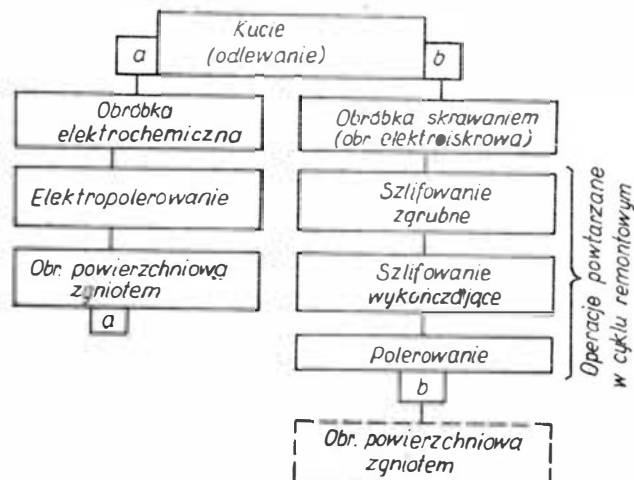
głębokość 0,014—0,07 mm, a ślady zgniotu występują tylko do głębokości 0,1 mm.

Uzyskany rozkład naprężeń w warstwie wierzchniej również nie jest korzystny, gdyż już na głębokości 30—50 μm naprężenia ściskające przechodzą w rozciągające.

Należy podkreślić, że przy nadatkach na szlifowanie większych od głębokości zgniotu uzyskanej po frezowaniu czy toczeniu kopiowym, naprężenia rozciągające zalegają w całym przekroju warstwy wierzchniej.

Podobną charakterystykę jakościową warstwy wierzchniej ma łopatka sprężarki wykonana kuciem, frezowaniem, szlifowaniem i polerowaniem z tym, że w wyniku szlifowania w całym przekroju warstwy wierzchniej występują naprężenia rozciągające.

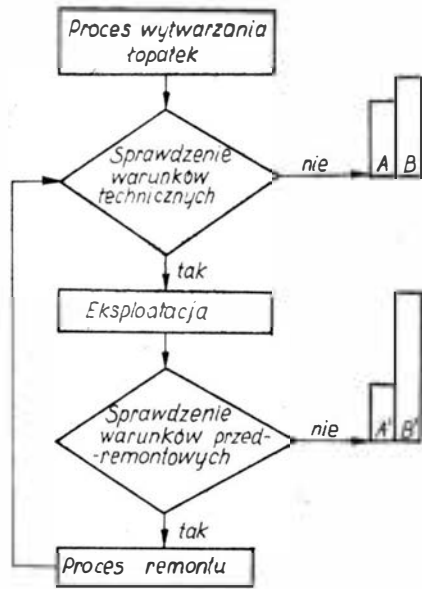
Obserwuje się tu również ograniczenia strefy intensywnego zgniotu do 0,01—0,02 mm, z uwagi na mniejszą podatność materiału na utwardzenie. W przytoczonym procesie polerowanie jest do dziś operacją finalną. Można zatem stwierdzić, że skutki tego procesu technologicznego łopatek, tzn. nierównomierny i niewielki zgniot, uszkodzenia mechaniczne i strukturalne w procesie szlifowania oraz niewielka głębokość zalegania lub brak naprężeń ściskających nie gwarantują odporności warstwy wierzchniej na uszkodzenia mechaniczne, odpowiedniej wytrzymałości zmęczeniowej i odporności na różne odmiany procesów korozji. Potwierdza to ocena stanu łopatek remontowanych silników, a w szczególności łopatek sprężarkowych, na których piórach często występują wżery korozyjne o głębokości rzędu 0,1 mm.



1. Uproszczony schemat dwóch procesów technologicznych zróżnicowanych dokładnością poszczególnych stopni

¹ wg GOST

² Schemat nie uwzględnia możliwości usunięcia błędów naprawialnych



2. Zasada powtarzania fragmentu procesu technologicznego wytwarzania łopatek w cyklu remontowym

Przyjmując z uproszczeniami², że przebieg procesu produkcji i remontu łopatek, niezależnie od wyżej omawianych wariantów ma układ jak na rys. 2, to przybliżone proporcje strat wskutek braków w procesie wytwarzania i remontu dla ciągu operacyjnego a—a i b—b z rys. 1 wynoszą jak A : B i A' : B' z rysunku 2.

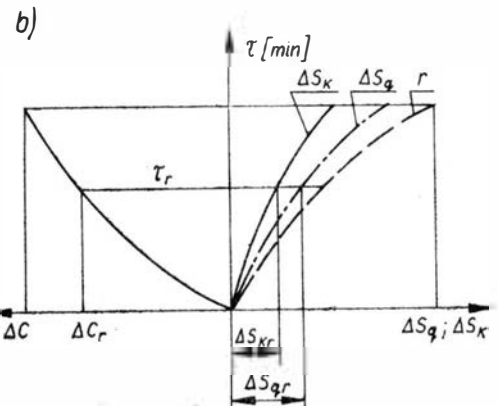
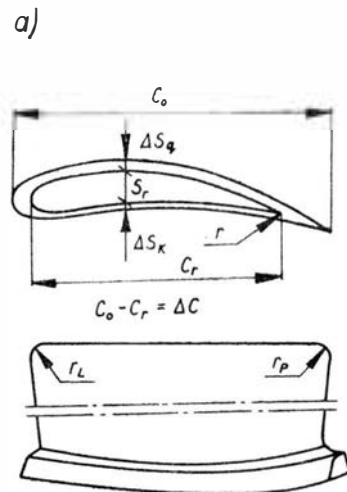
Wynika stąd, że operacja szlifowania (ręcznego) jest niekorzystna i pod względem ilości braków. W dalszej części artykułu rozważa się więc możliwość zastąpienia szlifowania i polerowania przez zmechanizowaną obróbkę wibrościerną.

Analiza przydatności obróbki wibrościernej do remontu łopatek

Często podkreśloną zaletą obróbki wibrościernej jest możliwość oczyszczania lub wygładzania części o skomplikowanych kształtach. Łopatki sprężarek i turbin należą do tego typu części, lecz poddawanie ich obróbce wibrościernej (szczególnie w procesie remontowym) jest warunkowe. Wynika to ze znacznego zróżnicowania intensywności obróbki na różnie ukształtowanych elementach tej samej części (rys. 3a). Naciski jednostkowe oraz intensywność ruchu względnego w procesie obróbki zwiększają w sposób oczywisty skutki obróbki wg następującej kolejności: powierzchnie wklęsłe, powierzchnie płaskie, powierzchnie wypukłe, krawędzie i naroża [3]. Usunięcie zatem w procesie remontu uszkodzonej warstwy o grubości ΔS_{gr} z grzbietu łopatki towarzyszy usunięciu warstwy tylko o grubości ΔS_{kr} , z koryta łopatki. Natomiast długość cięciwy zmienia się aż o ΔC_r (rys 3b). Zależnie od typu profilu i wielkości łopatki, ograniczenie zastosowania obróbki wibrościernej przy danej głębokości uszkodzeń łopatki w procesie eksploatacji może wynikać z tolerancji wymiaru cięciwy (dla procesu remontowego) bądź z tolerancji promienia zaokrąglenia krawędzi spływu r i promieni zaokrąglenia naroży pióra r_L, r_P , albo z obydwu warunków jednocześnie.

Skutki obróbki wibrościernej

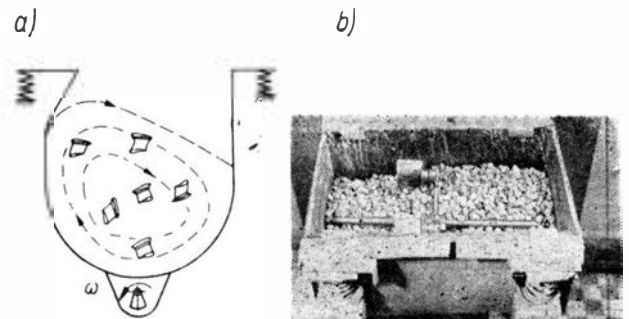
Skutki obróbki wibrościernej zależą od podstawowych parametrów procesu, tj. czasu obróbki, rodzaju



3a, b. Zmiana geometrii łopatki po obróbce wibrościernej (a) i przykładowa charakterystyka zmian niektórych parametrów geometrycznych ($\Delta C, \Delta S_{gr}, \Delta S_{kr}$) w funkcji czasu obróbki (b)

kształtek ściernych, amplitudy i częstotliwości drgań pojemnika oraz kształtu drogi drgań, od sposobu umieszczenia części w ośrodku ściernym i od rodzaju roztworu chemicznego [4].

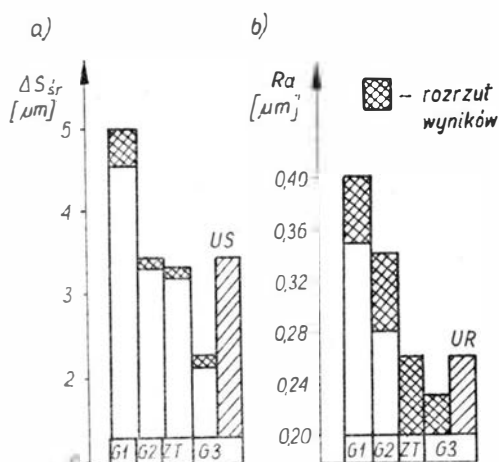
Istotnym problemem w obróbce łopatek w cyklu remontowym jest ustalenie właściwego rodzaju kształtek ściernych i sposobu umieszczenia łopatek w pojemniku roboczym z uwagi na możliwość powodowania uszkodzeń krawędzi spływu i natarcia w wyniku wzajemnych zderzeń. Z tego względu przeprowadzono porównawcze badania laboratoryjne na łopatkach szóstego stopnia sprężarki osiowej silnika turbinowego w układzie tzw. obróbki swobodnej (rys. 4a) i obróbki uchwytowej planetarnej (rys. 4b). Obróbka uchwytowa planetarna w zdecydowany sposób



4a, b. Przykłady obróbki wibrościernej swobodnej (a) i uchwytowej planetarnej (b)

Tablica

Przeznaczenie, Pochodzenia	Kształtki				
	Kształt	Typ	Wymiary [mm]	Ciężar nasy- powy [kG/ /dm ³]	Granulacja ziarn ściernych
Mirosławickie Zakłady Ceramiki	granlastosłup o podstawie trójkąta równobocznego	G1	h=20 b=18	1,45	8/150 Al ₂ O ₃
		G2	h=18 b=12	1,55	5/240 Al ₂ O ₃
		G3	h=11 b=9	1,60	8/150 Al ₂ O ₃
Złom ścierny do szlifowania kulek łożysk	nieregularny	ZT S	l=20	1,82	4/220 SiC



5. Wyniki badań laboratoryjnych wpływu rodzaju kształtek ściernych na zmianę grubości profilu (ΔS_{gr}) i gładkości powierzchni (R_a)

eliminuje możliwość wzajemnych zderzeń, a jednocześnie zapewnia korzystne różnicowanie intensywności obróbki krawędzi w stosunku do grzbietu i koryta łopatki (przy obrotowym zamocowaniu łopatek).

Badania prowadzono w laboratoryjnej wyłazdarce wibracyjnej stosując następujące parametry obróbki:

- częstotliwość drgań — 48 Hz
- pionowa amplituda drgań — $Ay = 1,25$ mm
- pozioma amplituda drgań $Ax = 1,0$ mm.

Charakterystykę stosowanych w badaniach kształtek ściernych zawiera tablica.

Na rysunku 5a, b przedstawiono wyniki obróbki łopatek wymienionymi kształtkami, tzn. przeciętną grubość warstwy ΔS_{gr} usuwanej z pióra łopatki (rys. 5a) i chropowatość powierzchni R_a (rys. 5b).

Porównanie skutków obróbki swobodnej i uchwytowej dokonano tylko przy stosowaniu kształtek typu G3, które zapewniły najmniejszą chropowatość powierzchni.

Jak wynika z danych porównawczych na rys. 5a, b, obróbka uchwytowa³ w obecności najmniejszych kształtek G3 zapewnia taką wydajność obróbki (US),

³ w obliczeniu wydajności uwzględniono czas ruchu ja-wego łopatek

⁴ producent: ZUGiL — Wieluń, Konstrukcja: IMP — War-szawa

jak obróbka swobodna w kształtkach G2 (o więk-szych wymiarach). Natomiast gładkość powierzchni (UR) pogorszyła się minimalnie.

Łatwo jednak zauważyć, że w czasie godzinnej próby średnia grubość usuniętej warstwy materiału z badanych łopatek wyniosła zaledwie ok. 3 μ m.

W skali przemysłowej badania te powtórzono w zmodyfikowanej wyłazdarce UW-200⁴ wyposażonej dodatkowo w oprzyrządowanie do obróbki uchwytowej⁵.

Modyfikacja konstrukcji wyłazdarki UW-200 po-legała na takim usytuowaniu układu wymuszającego drgania pojemnika roboczego, które zapewnia opty-malny kształt drogi ruchu pojemnika. Jako kryterium optymalizacyjne zastosowano w tym przypadku pręd-kość obrotową wsadu (tzn. kształtek ściernych) w obecności zamontowanego we wnętrzu pojemnika o-przyrządowania do obróbki uchwytowej.

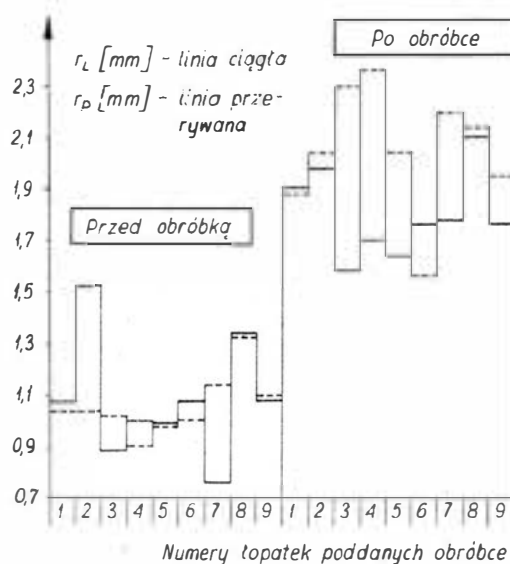
Obróbkę przeprowadzono przy następujących pa-rametrach:

- czas obróbki — 90 minut,
- pionowa amplituda drgań 2 $Ay = 6$ mm,
- częstotliwość drgań — 25 Hz,
- ciągle nawilżanie wsadu roztworem chemicznym F1 [4] z dodatkowym intensywnym przepłukiwaniem wsadu wodą co 30 minut pracy.

Na rysunku 6 przedstawiono zmianę promieni za-okrąglenia r_L i r_P naroży piór dziewięciu losowo wybranych łopatek z obrabianego kompletu.

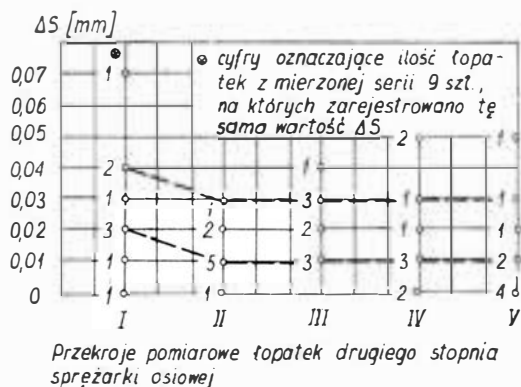
Jak wynika z rysunku, obróbka wibrościerna uchwytowa spowodowała ok. 100% wzrostu produkcji promieni zaokrąglenia naroży, powodując na niektó-rych łopatkach (nr 3, 4, 7, 8) przekroczenie dopusz-czalnej wartości.

Dane z rysunku 6 świadczą również o znacznym rozrzucie i wielkości promieni zaokrąglenia naroży łopatek przed obróbką (skutki procesu wytwarzania) i o niewielkim zmniejszeniu tego rozrzutu po ob-róbce.



6. Wpływ obróbki wibrościerniej uchwytowej w cyklu re-montowym na zmianę promieni zaokrąglenia naroży piór łopatek drugiego stopnia sprężarki (wyłazdarka UW-200),

⁵ Konstrukcja: Instytut Technologii Mechanicznej Politeh-niki Warszawskiej



7. Zmiana grubości profilu łopatek drugiego stopnia po obróbce wibrościerniej uchwytywnej w cyklu remontowym (wygładzarka UW-200)

W oparciu o przytoczone dane można wnioskować, że przyjęty czas trwania obróbki (tj. 90 min) nie może być wydłużany z wyżej przytoczonych względów. Tymczasem sumaryczna grubość warstwy materiału usuniętej z powierzchni grzbietu i koryta łopatki jest niewielka i w poszczególnych przekrojach nie przekracza kilku mikrometrów (rys. 7).

Szczegółowe badania stanu powierzchni obrobionych łopatek wykazały, że grubość usuwanej warstwy jest niewystarczająca, gdyż nadal są widoczne wżery korozyjne, szczególnie w korycie pióra łopatki.

Pomiary głębokości wżerów wyraźnie widocznych gołym okiem wykazują, że w zakresie dostępności końcówki pomiarowej profilografu Taylora-Hobson wynosi ona ok. 30 μm (rys. 8). Uwzględniając kształt końcówki pomiarowej profilografu można wykazać, że rzeczywista głębokość może być ok. dwukrotnie większa. Istnieją zatem dwie możliwe drogi zakończenia cyklu remontowego łopatek o wyżej omówionym stanie powierzchni pióra:

— dalsze wydłużanie czasu obróbki wibrościerniej przy założeniu zmodyfikowanego oprzyrządowania umożliwiającego osłonę krawędzi i naroży pióra łopatki,

— zastosowanie obróbki powierzchniowej zgniotem (wibrokulowania) bez względu na skutki obróbki wibrościerniej w dopuszczalnym czasie 90 min obróbki łopatek bez osłaniania ich krawędzi i naroży.

Z uzyskanej intensywności obróbki wibrościerniej wynika, że dla usunięcia warstwy o grubości 0,1 mm (przybliżona maksymalna głębokość uszkodzeń) czas obróbki wibrościerniej musiałby być wydłużony powyżej 10 godzin. Przy uchwytywnej obróbce wibrościerniej, gdzie liczba jednocześnie obrabianych łopatek, szczególnie dla pierwszych stopni sprężarki i łopatek turbiny silnika odrzutowego jest niewielka, czasy jednostkowe zmechanizowanej obróbki zbliżają się do czasów obróbki ręcznej. Dodatkowo bardzo poważnie wzrastają koszty obróbki, gdyż sumaryczne zużycie kształtek ściernych (przy ich wysokiej obecnej cenie) jest wprost proporcjonalne do czasu obróbki.

Zastosowana próba umocnienia powierzchniowego łopatek w wygładzarce wibracyjnej za pomocą kulek stalowych o średnicy 4 mm nie dała również pewnego skutku w zakresie wymaganej wytrzymałości

zmęczeniowej. W dwukrotnie powtórzonej próbie umocnienia 10 łopatek drugiego stopnia sprężarki negatywne wyniki badań zmęczeniowych uzyskano dla trzech łopatek w pierwszej próbie i jednej łopatki w drugiej próbie.

Podsumowując należy stwierdzić, że żaden z tych dwóch wariantów zakończenia procesu renowacji nie jest do przyjęcia.

W celu zbadania stopnia wpływu uszkodzeń warstwy wierzchniej na wytrzymałość zmęczeniową łopatek zastosowano szlifowanie ręczne (jedna operacja) do usunięcia uszkodzonej warstwy, a następnie dwie zmechanizowane operacje: wykończającej obróbki wibrościerniej i obróbki umacniającej wibrokulowaniem. Dla zagwarantowania jednoznacznego wpływu obróbki powierzchniowej zgniotem na wielkość i rozkład naprężeń w warstwie wierzchniej, po operacji szlifowania ręcznego łopatek sprężarki stosowano operację obróbki cieplnej odprężającej.

Badania kontrolne wytrzymałości zmęczeniowej tak remontowanych łopatek wypadły pozytywnie. Uzyskano w ten sposób potwierdzenie konieczności całkowitego usuwania uszkodzeń z piór remontowanych łopatek, a także trudności dobranych parametrów wibrokulowania. Stan warstwy wierzchniej uzyskany po takim ciągu operacji omówiono poniżej.

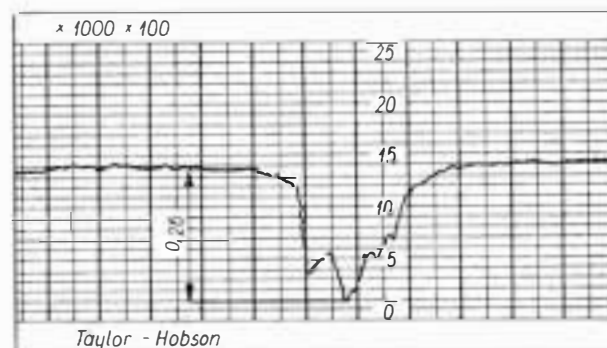
Stan warstwy wierzchniej łopatek sprężarkowych po obróbce umacniającej wibrokulowaniem

Badania stanu warstwy wierzchniej przeprowadzono na próbkach płaskich o wymiarach 49 × 10 × 1,5 mm, wykonanych ze zbrakowanych łopatek. Po obróbce skrawaniem próbki poddano wyżarzaniu odprężającemu, a następnie oczyszczono elektropolerowaniem.

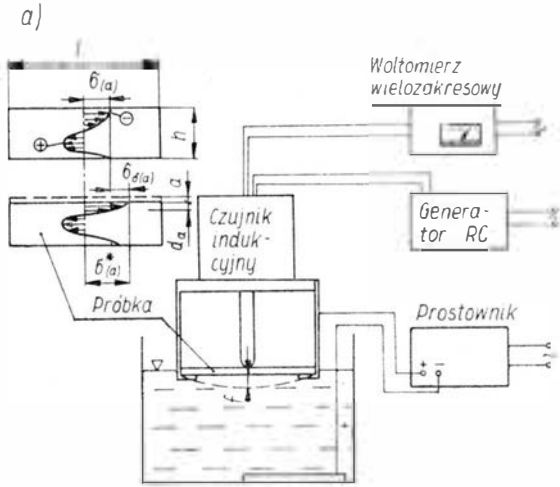
Umocnianie próbek prowadzono w wygładzarce wibracyjnej UW-200 stosowanej w badaniach obróbki wibrościerniej. Próbki mocowano w gniazdach wyfrezowanych w piórach łopatek technologicznych, które z kolei umieszczano w uchwytach oprzyrządowania wygładzarki wibracyjnej. Zachowano w ten sposób rzeczywiste warunki wibrokulowania, gdyż jedna powierzchnia próbki stanowiła część powierzchni pióra łopatki.

Do analizy wielkości i rozkładu naprężeń stosowano metodę kolejnego usuwania warstw o grubości a od strony umocnionej powierzchni próbki [5].

Jeżeli naprężenia przy powierzchni próbki wyjściowej wynoszą $\sigma(a)$ rys. 9a, to po usunięciu warstwy o grubości a (zmniejszenie przekroju) naprężenia przy nowoutworzonej powierzchni wyniosą $\sigma(a)^*$:



8. Kształt i głębokość wżeru korozyjnego na powierzchni koryta łopatki



9a, b. Zmiana rozkładu naprężeń w próbce orbabianej jednostronnie wibrokulowaniem po usunięciu warstwy o grubości a (a) i stanowisko do elektrolitycznego usuwania materiału z próbki z jednoczesną kontrolą zmiany jej kształtu (b)

$$\sigma(a)^* = \sigma(a) + \sigma\delta(a) \quad (1)$$

Ogólna zależność na naprężenia $\sigma(a)^*$ po zdjęciu kolejnej warstwy o grubości da wynika, ze zmienności momentu zginającego rozpatrywanej belki:

$$dM = \frac{1}{2} \sigma^*(a) b (h - a) da \quad (2)$$

Korzystając ze znanej zależności na strzałkę ugięcia f belki o wymiarach $l \times b \times h$ obciążonej momentem M , a mianowicie:

$$f = \frac{Ml^2}{8EJ} \quad \text{gdzie: } J = \frac{b(h-a)^3}{12}$$

określić można zmianę strzałki ugięcia df od momentu dM :

$$df = \frac{l^2}{8EJ} dM \quad (3)$$

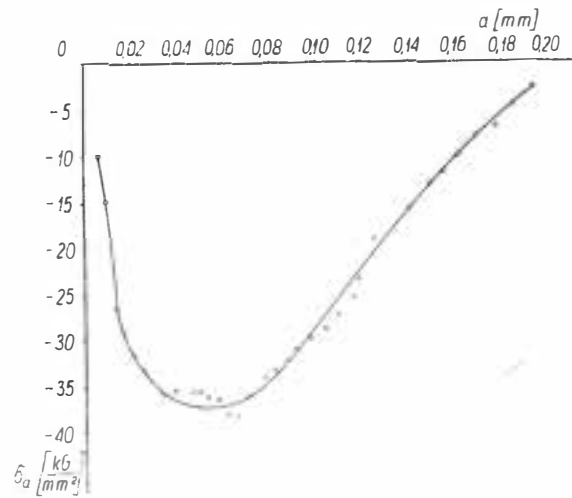
po podstawieniu (2) do (3) uzyska się:

$$\sigma^*(a) = \frac{4E(h-a)^2}{3l^2} \cdot \frac{df}{da} \quad (4)$$

Przy dostatecznie małych wartościach a ($\frac{h}{a} > 50$) można zaniedbać przyrosty naprężeń wywołane usuwaniem kolejnych warstw i przyjąć $\sigma^*(a) = \sigma(a)$.

W warunkach aktywnej kontroli zmiany strzałki ugięcia f próbki (rys. 9b) w czasie ciągłego zdejmowania materiału z powierzchni próbki drogą roztrawiania elektrochemicznego, wygodnie jest budować graficzną postać funkcji $f = f^*(a)$ i wykorzystywać ją do określania stosunku $\frac{\Delta f}{\Delta a}$ jako przybliżenia ilorazu $\frac{df}{da}$.

Na rysunku 10 przedstawiono przebieg zmian i wielkość naprężeń, własnych w testowej próbce obrabianej wibrokulowaniem.



10. Rozkład i wielkość naprężeń w warstwie wierzchniej próbki poddanej wibrokulowaniu w wyłazdarce UW-200

Z rysunku wynika, że naprężenia ściskające zalegają na dość znacznej głębokości rzędu 0,2 mm oraz ich maksymalna wielkość wynosząca 38 kg/mm^2 występuje w pewnej odległości od powierzchni obrabianej, co zgodne jest ze znaną hipotezą wytrzymałościową. Z punktu widzenia wytrzymałości zmęczeniowej taki rozkład naprężeń należałoby jeszcze skorygować przez zastosowanie wysokogładkościowej obróbki wibrościernej, która w stosunkowo cieniwej warstwie przypowierzchniowej wywołuje duże naprężenia ściskające.

Łopatkę tak wykonaną (w procesie wytwarzania) poddane badaniom zmęczeniowym wykazały 100% niezawodności, a poddane kontroli po normalnym międzynaprawczym okresie eksploatacji miały tylko nieliczne, nierozwinięte wżery korozyjne. Głębokość tych wżerów z reguły nie przekracza 0,03 mm.

Wnioski

1. Stosowanie obróbki wibrościernej w procesie remontowym łopatek sprężarek i turbin silników odrzutowych z uszkodzeniem o głębokości powyżej 0,02 mm jest niecelowe.

2. Jeżeli proces wytwarzania łopatek nie gwarantuje wysokiej odporności warstwy wierzchniej na uszkodzenia o głębokości większej od 0,02 mm, w procesie remontu należy wykorzystywać intensywniejsze sposoby zmechanizowanej obróbki powierzchniowo-ściernej, np. strumieniowo-ściernej.

3. Należy przestrzegać zasady usuwania warstwy uszkodzonej przed zastosowaniem obróbki przeciwmęczeniowej dla uniknięcia koncentracji naprężeń w okolicach uszkodzeń.

4. Jeżeli usuwanie warstwy uszkodzonej następuje przez szlifowanie, niezbędnym zabiegiem w procesie remontu jest operacja obróbki cieplnej-odprężania.

5. Wibrokulowanie jako obróbka przeciwmęczeniowa jest pewnym sposobem właściwego ukonstytuowania warstwy wierzchniej tak pod względem wielkości, jak i rozkładu naprężeń.

Porty lotnicze w nowoczesnym świecie

Część 3 – dokończenie

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

Przepustowość portów lotniczych

Liczba portów lotniczych niezbędnych do obsługi danego regionu zależy między innymi od ich przepustowości w korelacji z przewidywaną wielkością przewozów. Przepustowość portu lotniczego jest pojęciem złożonym biorąc pod uwagę, że każdy element portu lotniczego ma własną przepustowość i to przepustowość zmieniającą się w zależności od wielu czynników (powiększenie pojemności samolotów, ulepszenie procedur czy metod obsługi, zagęszczenie przestrzeni powietrznej itp.). Porównania między oczekiwanym rozwojem przewozów i planowanym zwiększeniem przepustowości paryskich portów lotniczych przedstawia rysunek 4. Przepustowość globalna portu lotniczego ograniczona jest przepustowością jego najsłabszego ogniwa, stąd też należy dążyć do zachowania równowagi między wszystkimi zasadniczymi elementami portu, a mianowicie:

- drogami startowymi łącznie ze wszystkimi urządzeniami zabezpieczającymi ruch lotniczy,
- zabudową portową wraz z uzbrojeniem,
- dojazdami do portu lotniczego czyli infrastrukturą transportu naziemnego.

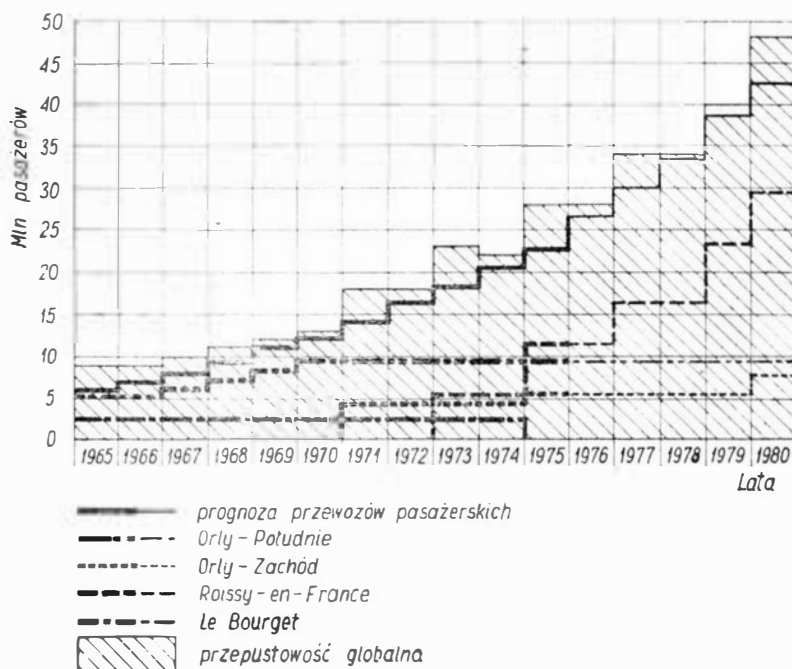
Przepustowość dróg startowych wyrażona liczbą operacji (start lub lądowanie) na godzinę jest zależna od warunków atmosferycznych, od rodzaju ruchu i stopnia jego zróżnicowania, od układu dróg startowych, od liczby i rozmieszczenia dróg szybkie-

go zejścia i dróg kołowania oraz stopnia zagęszczenia przestrzeni powietrznej w rejonie lotniska.

W normalnych warunkach można przyjąć, że przy lotach z widocznością jedna droga startowa może zapewnić około 45 operacji na godzinę, a przy lotach instrumentalnych (trudne warunki atmosferyczne) poniżej 40.

Dwie drogi startowe równoległe odpowiednio oddalone mogą przenieść podwójny ruch, lecz gdy położone są blisko siebie, zwiększenie przepustowości nie rośnie w takim stopniu. Czynnikiem krytycznym w przepustowości danej drogi startowej jest separacja pozioma, czyli przedział czasowy samolotów podchodzących do lądowania wynikający z warunków bezpieczeństwa. Postęp w elektronice umożliwi przypuszczalnie możliwość zmniejszenia tej separacji, a w konsekwencji na zwiększenie przepustowości dróg startowych.

Przepustowość dworców lotniczych wyraża się liczbą pasażerów czy towaru (w tonach) jakie mogą być obsłużone w danym dworcu w jednostce czasu. Wielkości te zależą między innymi od liczby stanowisk samolotów na płytach dworcowych, od czasu postoju samolotów na płycie, wielkości dworca i urządzeń w nim zainstalowanych, procedur stosowanych w procesie obsługi pasażerów, bagażu i towarów, od rodzaju i charakteru ruchu (międzynarodowy, krajowy, podróże służbowe czy turystyka) itp.



4. Przewidywany rozwój pasażerskich przewozów lotniczych Paryża i planowany równoległy wzrost przepustowości portów lotniczych le Bourget, Orly i Roissy-en-France

Przepustowość dróg dojazdowych do portu lotniczego określona jest liczbą podróżujących na godzinę w potokach w jednym kierunku w przypadku środków transportu zbiorowego lub liczbą pojazdów również w jednym kierunku w przypadku transportu indywidualnego.

Przepustowość ta zależy od liczby dróg dojazdowych, od częstotliwości i pojemności pojazdów transportu zbiorowego, od natężenia i rodzaju ruchu ogólnego, wielkości parkingów itp.

A zatem jak wynika z tych rozważań, nie ma wartości bezwzględnej dla określenia przepustowości portu lotniczego, gdyż jest ona zależna nie tylko od rodzaju wyposażenia, ale również od sposobu użytkowania oraz barier stawianych przez środowisko. Jest ona zmienna w czasie i w miejscu w zależności od postępu technicznego, od założonych zadań, a nawet od czynników obiektywnych, często nie dających się przewidzieć, jak np. warunki atmosferyczne. Szczególnie skomplikowana jest ocena przepustowości portu w okresie godziny. Zmienność potrzeb w zakresie przewozów lotniczych powoduje, że proste przeliczenie wynikające z rachunku iż rok ma 8760 godzin stanowiłoby oczywisty absurd.

Stosunek ruchu godzinnego do rocznego jest bardzo różny w poszczególnych portach. Jednak w oparciu o dane statystyczne można wydedukować pewną prawidłowość mianowicie stosunek ten zmniejsza się w miarę wzrostu globalnego ruchu rocznego. Zjawisko to zwane „spłaszczeniem szczytów” albo dokonuje się świadomie jako że towarzystwa lotnicze nie mogą programować wszystkich lotów na jedną godzinę, albo jest niejako „wymuszone” po prostu przez wielkość ruchu lotniczego, który w swojej masie nie pozwala na przyjęcie nadmiernej liczby samolotów w ciągu godziny.

W oparciu o obserwacje — proporcje między ruchem w godzinie szczytu a ruchem dziennym i rocznym — w funkcji przewozów rocznych przedstawić można następująco:

Ruch roczny [mln pasażerów]		1	2	5	10	20	Prze- szło- 20
Ruch w go- dzinnie szczy- tu	w proporcji do średnie- go ruchu dziennego	17%	15%	13%	11%	9%	8%
	w proporcji do ruchu rocznego	$\frac{1}{2200}$	$\frac{1}{2450}$	$\frac{1}{2800}$	$\frac{1}{3300}$	$\frac{1}{4000}$	$\frac{1}{4500}$

Jak wskazują przedstawione proporcje wielki port lotniczy o przewozach rocznych ponad 20 mln pasażerów musi być przygotowany na przyjęcie w szczycie godzinowym około 200 pasażerów na każdy milion pasażerów przewożonych w ciągu roku, natomiast w porcie małym (o przewozach poniżej 1 mln pasażerów w ciągu roku) muszą być stworzone warunki dla szczytowych przewozów rzędu 400 pasażerów w okresie godziny — na 1 mln pasażerów przewożonych rocznie.

W tym aspekcie zatem jest oczywiste, że wielki port, stwarzając możliwość bardziej właściwego wy-

korzystania całego zespołu urządzeń (obiektu) zapewni również o wiele większą rentowność. W dalszych rozważaniach na temat przepustowości portów należy uwzględnić liczbę operacji. W tym celu przyjmuje się średnią liczbę pasażerów w samolocie w zestawieniu z wielkością ruchu.

Według danych Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego (ICAO) średnia liczba pasażerów w samolocie komunikacyjnym w latach 1945—1969 wykazuje wyraźną tendencję wzrostową i wynosiła:

Rok	1945	1950	1955	1960	1965	1969
Średnia liczba pasażerów w samolocie	13	19	27	35	48	52

Dla przykładu dla dróg startowych: droga zdolna przyjąć obecnie 40 samolotów na godzinę (średnio po 50 pasażerów na pokładzie) osiągała przepustowość 2000 pasażerów na godzinę, co odpowiada przepustowości rocznej 5 do 6 mln pasażerów. Zakładając postęp w automatyce w przyszłości ta sama droga startowa być może przyjmie na godzinę 50 samolotów po 100 pasażerów na pokładzie, tj. 5000 pas./h i odpowiednio około 20 mln rocznie. Przepustowość dróg startowych określona liczbą pasażerów przewiezionych w ciągu roku wzrośnie więc 3 lub nawet 4-krotnie.

A zatem wzrost ruchu automatycznie „spłaszczając” szczyty w połączeniu z postępem techniki zwiększającym pojemność samolotów dają podstawę do przewidywań, że liczba dróg startowych nie będzie stanowiła ograniczenia przepustowości portu lotniczego. Wąskie gardła tworzyć się będą raczej w zakresie urządzeń dworcowych i dojazdów do portów.

Przepustowość dróg dojazdowych do portu lotniczego

Drogi dojazdowe do portu lotniczego obciążone są tak znacznym ruchem, że w ramach danej aglomeracji miejskiej stanowi on istotne zagadnienie. Rangę zagadnienia mogą zobrazować wyniki badań przeprowadzonych w tym aspekcie dla regionu Paryża. Do analizy przyjęto szczyt godzinowy w liczbie 200 pasażerów na 1 mln pasażerów rocznie zakładając, że 65% ruchu odbywa się w jednym kierunku. Dalej przyjęto 2000 pracowników na 1 mln pasażerów rocznie, z czego 60% pracujących równocześnie, przy różnicy czasu w rozpoczęciu pracy w granicach 2 godzin. Otrzymane wyniki przeprowadzonych studiów są następujące:

Na każdy 1 milion pasażerów rocznie			
Liczba osób w jednym kierunku w ciągu godziny szczytu	pasażerowie		zatrudnieni
	130	600	
Procent używających masowy transport*	A	40%	50%
	B	20%	25%
Liczba samochodów osobowych w jednym kierunku w godzinie szczytu przy założeniu 1,1 do 1,3 osoby na samochód	A	70	230
	B	95	345
Łączna liczba pojazdów w jednym kierunku w godzinie szczytu	A	300	
	B	440	

* A — atrakcyjny środek transportu

B — mało atrakcyjny środek transportu

Tak więc port lotniczy o ruchu rzędu 30 mln pasażerów rocznie stwarza w godzinie szczytu potoki pojazdów od 9000 do 13000 w jednym kierunku, co stanowi obciążenie dla 5 do 8 pasm ruchu. Obserwuje się przy tym, że na szczyt ruchu wpływają głównie przejazdy zatrudnionych w porcie.

Stąd wniossek, że należy dążyć do takich rozwiązań, aby osiedla mieszkaniowe dla pracowników portu były zlokalizowane możliwie blisko oraz, żeby powiązania komunikacyjne tych osiedli z portem były rozwiązane w sposób nieobciążający arterii przewidzianych dla transportu pasażerów z i do lotniska. Podane dane nie są w pełni adekwatne w naszych warunkach. Bowiem z jednej strony należałoby brać pod uwagę większy szczyt godzinowy (rzędu 400 pasażerów na każdy mln przewozów rocznych, co odpowiada warunkom dla portu o ruchu rocznym od 1—5 mln pasażerów), a z drugiej strony odsetek osób korzystających z komunikacji masowej będzie również znacznie większy.

A zatem, czy istnieje granica przepustowości portu lotniczego? Usiłując dać odpowiedź na to pytanie można ustalić następującą tablicę teoretyczną przy założeniu, że nie istnieją zewnętrzne bariery rozwoju i, że liczba pasażerów w samolocie za około 10 lat wyniesie średnio 100 osób.

Wyszczególnienie	1 droga startowa	2 drogi startowa	4 drogi startowe
Maksymalna liczba operacji w godzinie szczytu	45	90	120
Maksymalna liczba pasażerów w godzinie szczytu	4 500	9 000	12 000
Maksymalna liczba pasażerów rocznie	18 mln	40 mln	60 mln
Maksymalna liczba operacji rocznie	180 000	400 000	600 000
Zatrudnienie bezpośrednie w porcie	36 000	80 000	120 000
Pojazdy w godzinie szczytu w jednym kierunku	5 400	12 000	18 000
Liczba pasm w jednym kierunku	4	8	12
Niezbędna liczba miejsc parkingów	20 000	45 000	70 000

Jak widać, cztery równoległe drogi startowe, co jest obecnie graniczną wielkością postawioną przez kontrolę ruchu lotniczego, mogą przyjąć ruch rzędu 60 mln pasażerów rocznie. Tę wielkość można przyjąć za maksymalną dla portów lotniczych — gigantów. Dojazdy do takiego portu odbywają się co najmniej 4 autostradami, z których każda będzie miała 3 pasma ruchu w jedną stronę (pomimo wprowadzenia atrakcyjnego środka transportu masowego przewożącego 40% pasażerów i 50% pracowników portu), parkingi muszą zapewnić miejsca postojowe dla około 70 000 pojazdów, zatrudnienie sięga rzędu 120 000 ludzi, a samoloty komunikacyjne lądują czy startują w godzinach szczytu co 30 sekund.

Specjalizacja portów lotniczych

Różne rodzaje transportu lotniczego stawiają odmienne wymagania w zakresie infrastruktury lotni-

czej, stąd wynika uzasadnienie lotnictwa lekkiego od lotnictwa komunikacyjnego. Oczywiście czynnik decydujący stanowią rozmiary ruchu w danym porcie lotniczym. Dopóki bowiem ruch lotniczy w porcie jest daleki od granicznej przepustowości, dopóty działanie obok siebie obu rodzajów lotnictwa nie tylko nie stwarza żadnych zakłóceń, ale jest wręcz korzystne z ekonomicznego punktu widzenia.

Natomiast w miarę zwiększania się ruchu komunikacyjnego lotnictwo lekkie powinno być przenieszone na lotniska lub porty wyspecjalizowane. Wynika stąd pewna hierarchizacja portów lotniczych.

Wielkie porty lotnicze w danym regionie powinny być lokalizowane w pierwszej kolejności, przy zapewnieniu możliwie najlepszych warunków usytuowania.

Dopiero w dalszej kolejności należy rozpatrywać lokalizację portów dla lotnictwa lekkiego. Porty te lub lotniska można podzielić na dwie kategorie:

a. Małe porty lotnicze dla transportu pasażerów, obsługujące ruch związany z pracą pewnych grup ludzi lub z turystyką indywidualną. Dla tych celów używane są niewielkie samoloty, ale dość nowoczesne i dobrze wyposażone, latające dniem i nocą, również przy złej widoczności, co wiąże się z koniecznością zapewnienia precyzyjnych urządzeń naziemnych. Zatem lotnictwo to stawia na ogół te same wymagania w zakresie urządzeń portowych co lotnictwo komunikacyjne, tyle tylko, że w ograniczonej skali. Przyjmuje się więc, że przy rozważaniach nad lokalizacją portów lotniczych ten rodzaj lotnictwa powinien mieć pierwszeństwo zaraz po dużych portach komunikacyjnych.

W naszych warunkach temu rodzajowi lotnictwa odpowiada lotnictwo dyspozycyjne oraz sanitarne. Łączą je bowiem wspólne wymagania dotyczące lokalizacji i wyposażenia portu lotniczego, a mianowicie:

— usytuowanie w pobliżu centrum danej aglomeracji,

— przystosowanie do startów i lądowań możliwie w każdych warunkach atmosferycznych.

b. Lotniska (w tym przypadku nie chodzi już o porty lotnicze) dla lotnictwa sportowego i gospodarczego, które używają samoloty nieskomplikowane, a loty odbywają się na ogół przy dobrej pogodzie. Lotnictwo nie wymaga takiego wyposażenia lotnisk jak pozostałe rodzaje lotnictwa cywilnego, a jednocześnie lokalizacja nie musi być tak ściśle związana z ośrodkami życia gospodarczego.

Podział lotnictwa na komunikacyjne, dyspozycyjne i sportowe nie zawsze może być dokonany w sposób ścisły. Niekiedy niewielki samolot komunikacyjny używany w lotach czarterowych stanowi w innej sytuacji samolot dyspozycyjny. Z kolei samolot dyspozycyjny może służyć niekiedy jako samolot treningowy dla pilotów.

Dalej samoloty lekkie bywają przyjmowane w wielkich portach lotniczych wówczas, gdy np. dowożą pasażerów na linie regularne lub gdy ich lądowania wiążą się z działalnością przemysłu zlokalizowanego w bezpośredniej bliskości portu lotniczego. Na lotniskach sportowych natomiast często lądują lub bazują samoloty dyspozycyjne czy sanitarne.

Odrębną sprawą jest zakładanie portów lotniczych przeznaczonych specjalnie do przewożenia to-

warów. Lotnicze przewozy towarowe po pewnym okresie stagnacji przeżywają obecnie gwałtowny renesans, którego przyczyna tkwi przede wszystkim w zmniejszeniu kosztów eksploatacyjnych wielkich samolotów. Wpływ miały w tym przypadku również czynniki pośrednie takie, jak oszczędności na opakowaniu i ubezpieczeniach, skrócenie czasu zamrożenia i składowania towaru, możliwość szybkiego reagowania na mechanizmy rynku, możliwość stosowania centralnej dystrybucji itp. Zatem do przewozów towarowych zaczyna się stosować odrębną sieć połączeń, rozwija się konteneryzacja, co pozwala przewidywać, że w niezbyt odległym czasie masa przewozów towarowych prześcignie tonaż przewozów pasażerskich oraz, że dla tych celów będą używane największe samoloty. A pojemność ogólna samolotów ciągle wzrasta, stwarzając możliwość zwiększania ładunków bagażu i towarów. Stąd też towarzystwa lotnicze dążąc do właściwego wykorzystania pojemności samolotów na ogół nie znajdują uzasadnienia dla rozwoju masowych przewozów towarów specjalnymi samolotami towarowymi.

Przesłanki ekonomiczne przesądzają również o tym, że budowa wyspecjalizowanych lotniczych portów towarowych może być celowa dopiero wówczas, gdy port lotniczy, którego podstawowym przeznaczeniem jest obsługa ruchu pasażerskiego, jest wystarczająco obciążony tym ruchem, a zwiększające się przewozy stwarzają trudności w pracy portu.

Tak więc mimo znacznego rozwoju lotniczych przewozów towarowych podane wyżej względy sugerują, że w najbliższych latach nie należy przewidywać w szerokim zakresie budowy specjalnych portów towarowych.

Studia przeprowadzone w tym względzie dla regionu Paryża dały następujące wyniki:

Rok	1970	1975	1980
Wielkość masy towarowej przewożonej transportem lotniczym w tonach	240 000	600 000	1 500 000
Liczba operacji samolotów pasażerskich	220 000	340 000	480 000
Średni ładunek towarem samolotu pasażerskiego w tonach	0,6	1	1,5
Masa towarowa przewożona samolotami pasażerskimi w tonach	132 000	340 000	720 000
Masa towarowa pozostała do przewiezienia samolotami towarowymi w tonach	88 000	260 000	780 000
Średni ładunek samolotu towarowego w tonach	10	20	30
Liczba operacji samolotów towarowych	8 800	13 000	26 000

a więc liczba operacji towarowych w stosunku do operacji samolotów pasażerskich jest tak niewielka, że w perspektywie roku 1980 dla rejonu Paryża nie ma potrzeby budowy specjalnego portu lotniczego dla ruchu towarowego.

Podsumowując omawiane w tym artykule zagadnienia można stwierdzić, że zagospodarowanie terenu pod postać portu lotniczego jest zagospodarowaniem o dużej efektywności ekonomicznej, natomiast jego lokalizacja jest sprawą trudną i wielce skomplikowaną.

WCT/260/K/74

Świdziński J.: **Samolot szkolno-treningowy TS-8 Bies**. Seria: *Typy Broni i Uzbrojenia*, zeszyt 29. Wyd. MON, Warszawa 1974, str. 16 + IV, cena zł 7

Książeczka o Biesie jest jedną z najbardziej udanych pozycji tej serii. Okładka z barwnym zdjęciem zwraca uwagę i jest znacznie korzystniejsza od rysunków zamieszczanych na okładkach większości zeszytów TBU. Należałoby dążyć jednak do pokazywania na okładce również samolotów w locie, a nie tylko na ziemi. Dla samolotów historycznych rozwiązaniem mogłoby być zdjęcie rozbarwione, w braku oryginalnego barwnego.

W książeczce zostały przedstawione dzieje samolotu oraz jego konstrukcja, przy czym odmiennie niż w poprzednich zeszytach tej serii, na dzieje samolotu poświęcono dwa razy mniej miejsca niż na opis techniczny. Wynika to z krótkiego rozwoju samolotu i małej liczby wersji. Można było jednak dodać parę szczegółów z historii samolotu, jak np. utrata śmigła podczas prób, lot w północny rejon Związku Radzieckiego dla przeprowadzenia prób eksploatacyjnych w warunkach arktycznych, podczas którego temperatura w rejonie prób była wyższa niż w tym samym czasie w Warszawie, koncepcja stworzenia czteromiejscowej odmiany dyspozycyjnej Biesa o nazwie Goniec czy fakt, iż jeden z prototypów Biesa znajduje się w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.

W opisie technicznym można było pokazać różnice między prototypami i wersjami seryjnymi, jak np. większa wypukłość tyłu osłony kabiny w prototypach, zmiana słupka anteny, usunięcie pokryw kół, czy dodanie w samolotach dziesiątej serii wylotu powietrza przed przednią szybą wiatrochronu oraz podać, że pojemność zbiornika dodatkowego wersji „paryskiej” wynosiła 80 l. Mówiąc o malowaniu samolotu należało wspomnieć, iż pierwszy prototyp początkowo latał z szachownicami, lecz namalowanymi nietypowo, gdyż na wierzchu płata i z boku kadłuba, lecz z pominięciem usterzenia. Nie podano również, że prototypy w późniejszej fazie prób, zgodnie z przepisami, miały ster kierunku malowany na żółto. Szkoda, że na rysunkach w widoku z boku nie pokazano różnic w kształcie osłony kabiny. Przedstawiając Biesa, należało pokazać wszystkie jego wersje i odmiany malowania. Tymczasem wśród sylwetek bocznych zabrakło prototypu z szachownicami, samolotu wersji BI z serii informacyjnej z wysięgnikiem na uzbrojenie, egzemplarza wojskowego BI z niebieskim pasem wzdłuż kadłuba i niebieskimi krawędziami płata i usterzenia, oraz egzemplarza z dziesiątej serii z malowaną na szaro górą osłony silnika i kadłuba przed wiatrochronem i z wylotem powietrza przed wiatrochronem (wylot ten narysowany jest niesłusznie na rzucie bocznym samolotu 0309 z 3 serii). Wymienione rodzaje malowania należało pokazać choćby kosztem rysunków samolotów Żak, Zuch i Junak, które nie były niezbędne. Wśród rysunków i zdjęć poważnym mankamentem jest pokazanie aż dwóch zdjęć i dwóch rysunków tablicy przyrządów w przedniej kabinie, a żadnego — w tylnej. Jakość zamieszczonych zdjęć jest bardzo dobra. Zamieszczony na ostatniej stronie przekrój perspektywiczny samolotu daje ogólną informację o konstrukcji samolotu.

Powyższe uwagi stanowią tylko uzupełnienie i nie umniejszają dużej wartości tej udanej pozycji.

A. G.

Dokończenie ze str. 1

sów itp. oraz zawierać przykłady obliczeniowe. Oczywiście podręcznik powinien ograniczyć się tylko do najczęściej stosowanych układów samolotu i do zasadniczych typów rozwiązań konstrukcyjnych. Ponadto konieczne jest wydanie osobnego **podręcznika o konstrukcji i pilotażu lotni.**

2. Wydanie wzorcowej dokumentacji samolotu słabosilnikowego i motoszybowca. Samolot winien być jednorodny, w rodzaju Prząśniczki. Motoszybowiec winien wykorzystywać elementy np. skrzydła od szybowca zbliżonego osiągnięciami i prostotą konstrukcji do Muchy 100. Oczywiście musiałyby to być dokumentacja samolotu i motoszybowca, który otrzymał certyfikat IKCSP oraz aprobatę jako konstrukcja wzorcową do budowy amatorskiej, a zarazem opinię APRL o przydatności do taniego treningu w aeroklubach. Można także rozważyć możliwość weryfikacji dokumentacji zagranicznej (w rodzaju samolotu Jodel), po przejściu w niej na krajowe materiały i części normalne.

3. Uzyskanie certyfikatu IKCSP dla silnika osiągalnego w kraju. Najrealniejsza jest przeróbka silnika Trabant lub Volkswagen. Aby silnik otrzymał certyfikat musi z wynikiem pozytywnym przejść odpowiednią liczbę godzin prób (dla silnika do motoszybowców wymagane jest 50 h pracy). Następnie konieczne jest znalezienie warsztatu, który będzie dokonywał przeróbek, lub dostarczał zestawy elementów do przeróbki silników. Ponadto niezbędne będzie powielenie dokumentacji takiego silnika — do użytku konstruktorów i przerabiających silniki. Tego rodzaju całość prac związanych z silnikiem mógłby wykonać bardzo wytrwały konstruktor amator prawdopodobnie z pomocą finansową innych konstruktorów amatorów zainteresowanych sprawą napędu, a ponadto pod opieką odpowiednich instytucji. Najbardziej potrzebny jest silnik o mocy 25—36 KM. Można również rozważyć możliwość użycia u nas silników zagranicznych będących przeróbką VW, lecz cena ich jest rzędu 1500 dolarów, które musiałyby konstruktor samolotu mieć, by silnik sprowadzić. Natomiast śmigło do określonego typu silnika, po opublikowaniu rysunków w podręczniku konstruktora amatora nie powinno nastęrczać większych kłopotów.

4. Nabywanie materiałów i części normalnych. Aby konstrukcja mogła być dopuszczona do lotu przez IKCSP wszystkie materiały i części normalne muszą być lotnicze, czyli ich wytrzymałość musi być sprawdzona na zgodność ze stawianymi im warunkami technicznymi. Materiały lotnicze nie są ogólnie dostępne w sprzedaży, a otrzymują je tylko wytwórnie i warsztaty lotnicze. Najbardziej pożądanym zjawiskiem byłoby wydawanie przez którąś z odpowiednich instytucji lotniczych zaświadczeń stwierdzających, że dany konstruktor amator przedstawił dokumentację wzorcową lub własną, którą IKCSP dopuszcza do realizacji. Takie zaświadczenie winno otwierać przed konstruktorem amatorem drogę do nabycia w wytwórniach i warsztatach lotniczych niezbędnej ilości materiałów.

5. Udostępnianie warsztatów. Prawidłowe wykonanie samolotu wymaga sporej ilości narzędzi i kilku obrabiarek oraz aparatu do spawania. Ponieważ konstruktorzy amatorzy nie mają tak wyposażonych warsztatów — istnieje konieczność umożliwienia im dostępu do warsztatów przy aeroklubach i wytwórniach. Oczywiście powinno to następować już po zatwierdzeniu projektu do budowy.

6. Uzgodnienie z IKCSP (Inspektorem Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych) całego trybu zatwierdzania projektu i kontroli budowy oraz kontroli zastosowanego zespołu napędowego oraz osprzętu i wyposażenia — w celu maksymalnego uproszczenia wymaganych obliczeń, prób w locie oraz warunków rejestracji sprzętu.

7. Ustalenie formalno-prawnej opieki nad Kołami Amatorów Konstruktorów (KAK). Do mecenatu nad KAK-ami predestynowane są Sekcja Lotnicza SIMP, Sekcja Lotnicza SITK, wytwórnie lotnicze i użytkownicy sprzętu lotniczego (w szczególności aerokluby względnie lotnictwo wojskowe). Wydaje się, że ani przemysł, ani użytkownicy nie zamierzają przejąć w swe ręce inicjatywę w sprawach konstrukcji amatorskich. Prawdopodobnie byłoby pożyteczne, aby przy zarządzie którejś z organizacji lotniczych powstała Komisja KAK, która byłaby zwierzchnikiem Kół Amatorów Konstruktorów oraz reprezentowała interesy konstruktorów amatorów wobec odpowiednich władz m. in. uwzględniając z instytucjami realizację wyżej wymienionych punktów programu.

Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

● 20 września odbył się pierwszy — po okresie urlopowym — odczyt z inicjatywy Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej, w ramach zebrań odczytowych organizowanych przez Oddział Warszawski SIMP. Odczyt wygłosił dr hab. inż. Jerzy Lewitowicz, z Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, na temat metody badania stopnia zużycia silników lotniczych na podstawie produktu zużycia części. Punktem wyjścia dla badań jest wykres intensywności zużycia części silników turbiniowych samolotów naddźwiękowych w zależności od czasu pracy silników. Zdemonstrowane krzywe przedstawiały zużycie tarczowe części pracujących w oleju w czasie eksploatacji silników, w okresach: docierania, normalnej pracy i intensywnego zużycia się prowadzącego do awarii. Sporządzono oddzielne wykresy dla silników nowych i remontowanych. Znane dotychczas metody określania stopnia zużycia mechanizmów (np. chemiczne) są pracochłonne i długotrwałe.

Nowa metoda, doświadczalnie zastosowana w ITWL, polegająca na wyznaczaniu metali ze zużytych części, oparta na rentgenowskiej fluorescencji izotopowej — pozwala uzyskać miarodajne wyniki w kilka minut. W defektoskopie izotopowym umieszcza się źródło promieniowania: izotop kadmu (109) lub plutonu (238). Próbki oleju pobierane są w ilości około 100 mililitrów.

Prelegent opisał stosowane w procesie krzywe cechowania dla różnych me-

tali, omówił równania zmiany ilości produktów zużycia, gdy oleju nie dolewa się oraz przy n-krotnym jego uzupełnianiu.

Na ekranie pokazane zostały wykresy widma promieniowania fluorescencyjnego próbek oleju z silników turbiniowych oraz części w stanach przedawaryjnych.

Metoda badań wprowadzona przez ITWL — przy wykorzystaniu radiogramów izotopowych — umożliwia wykrywanie silników niesprawnych, prognozowanie stanów awaryjnych oraz wnioskowanie, jak długo jeszcze silnik może pracować.

Prelekcja dra Lewitowicza wzbudziła wielkie zainteresowanie, wysłuchały jej 72 osoby, wśród których licznie byli reprezentowani studenci z WAT oraz członkowie kół Sekcji Lotniczej SIMP z Wojskowej Akademii Technicznej, Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych i Lotniczych Zakładów Remontowych.

Konferencja naukowo-techniczna: „Ergonomia w lotnictwie”

W dniach 17—19 marca 1975 r. w Instytucie Lotnictwa w Warszawie odbędzie się konferencja naukowo-techniczna „Ergonomia w lotnictwie”. Przewiduje się następu-

jące grupy tematyczne referatów (komunikatów):

● Psychiczne i fizjologiczne aspekty pracy pilota (załogi) — metodyka i wyniki badań psychologicznych i fizjologicznych

● Zagadnienia bezpieczeństwa pracy — ergonomia a bezpieczeństwo, analiza wypadków ze szczególnym uwzględnieniem prac agrolotniczych

● Stanowisko pracy pilota (kabina)

- urządzenia sterownicze
- elementy informacyjne
- organizacja przestrzeni kabiny
- widoczność z kabiny
- hałas i drgania w kabinie
- mikroklimat kabiny
- zagadnienia toksykologiczne
- psychologiczny klimat pracy
- zagadnienia normalizacyjne

● Inne zagadnienia ergonomiczne.

Opiata za uczestnictwo i materiały wynosi 400 zł, od której to opłaty zwolnieni są wszyscy autorzy nadesłanych w wyznaczonym terminie prac.

ELEMENTY KONSTRUKCYJNE

CONSTRUCTIONAL COMPONENTS

ЭЛЕМЕНТЫ
КОНСТРУКЦИИ

DIE BAUELEMENTE

1 — nit
2 — sworzeń
3 — śruba, wkręt
4 — śruba dwustronna,
kołek gwintowy
5 — podkładka
6 — p. sprężysta
7 — nakrętka
8 — n. koronowa
9 — n. kotwiczna
10 — n. skrzydełkowa,
n. motylkowa
11 — przeciwnakrętka
12 — zabezpieczenie
13 — zawlecza
14 — zacisk
15 — obejmą, opaska
16 — usztywnienie
17 — kołnierz
18 — kątownik
19 — profil
20 — teownik
21 — ceownik
22 — zastrzał
23 — rozpórka, stójka, słupek
24 — ciągnio
25 — taśma
26 — okucie, węzeł
27 — ucho, uszko
28 — wspornik, konsola
29 — sprężyna
30 — nakładka, płytka
31 — wkładka, wstawka,
wypełniacz
32 — jarzmo, strzemię, łącznik
33 — pierścień
34 — widełki,
końcówka widełkowa
35 — dźwignia, wałacz
36 — tuleja
37 — dławica, dławik
38 — czop
39 — oś
40 — zawiasa, przegub
41 — łożysko kulkowe
42 — wał, wałek
43 — wrzeciono
44 — połączenie
wielowypustowe
45 — popychacz
46 — nożyce
47 — zderzak,
ogranicznik ruchu
48 — garb, krzywka
49 — kołek, palec
50 — zamek
51 — kołek blokujący
52 — zapadka
53 — hak
54 — zderzak, amortyzator
55 — prowadnica
56 — smarownicza
57 — linka, ciągnio linkowe
58 — łausza
59 — ściągacz
60 — rolka, krążek linkowy
61 — bęben
62 — sektor
63 — łańcuch (ł. Galla)
64 — koło zębate łańcuchowe

K.D.

1 — rivet
2 — bolt
3 — screw
4 — stud (bolt),
double nutted bolt
5 — washer, shim
6 — spring washer
7 — nut
8 — castellated nut
9 — anchor nut
10 — wing nut, butterfly nut
11 — lock nut
12 — safety lock
13 — cotter pin
14 — clamp, clip
15 — clamp
16 — stiffener
17 — flange, collar
18 — angle
19 — profile
20 — tee bar, T-bar
21 — channel
22 — strut
23 — strut
24 — tie (rod), pull rod, wire
25 — band, strip, tape
26 — fitting, joint
27 — lug, eye, ear, clevis
28 — bracket
29 — spring
30 — strap, plate
31 — spacer, insert
32 — clevis, link, shackle
33 — ring
34 — fork, f. terminal
35 — lever, arm, bellcrank
36 — bushing, sleeve
37 — grease seal felt
38 — pivot
39 — axle
40 — hinge, articulated joint
41 — ball bearing
42 — shaft
43 — spindle
44 — spline joint
45 — push rod, push-pull tube
46 — toggle joint
47 — travel stop
48 — cam
49 — pin
50 — latch
51 — latch rod, retainer
52 — pawl, ratchet, latch
53 — hook
54 — buffer, bumper
55 — guide, fairlead
56 — grease nipple,
grease fitting
57 — cable
58 — thimble
59 — turnbuckle
60 — roller, pulley
61 — drum
62 — sector, quadrant
63 — roller chain
64 — sprocket

K.D.

1 — заклепка
2 — болт
3 — винт
4 — шпилька
5 — шайба
6 — пружинная ш.
7 — гайка
8 — корончатая г.
9 — анкерная г.
10 — барашек
11 — контрочная гайка,
контргайка
12 — контровка
13 — шплинт
14 — зажим, клемма
15 — хомут, обойма
16 — жесткость
17 — фланец
18 — уголок, угольник
19 — профиль
20 — тавр, таврик
21 — швеллер
22 — подкос, раскос
23 — стойка
24 — расчалка
25 — лента
26 — фитинг, узел
27 — ухо, проушина
28 — кронштейн
29 — пружина
30 — накладка, планка
31 — прокладка, вкладыш
32 — серьга, скоба
33 — кольцо
34 — вилка, вилокобразная
головка
35 — рычаг, качалка
36 — букса, втулка
37 — сальник
38 — шип, цапфа
39 — ось
40 — шарнир, петля
41 — шарикоподшипник
42 — вал, валик
43 — шпиндель, веретено
44 — шлицевое соединение
45 — толкатель, ползун
46 — шлицшарнир
47 — упор, ограничитель хода
48 — кулачок
49 — штырь, палец, штифт
50 — замок
51 — стопор
52 — защелка
53 — крюк
54 — буфер, амортизатор
55 — направляющая
56 — масленка
57 — трос, тросовая проводка
58 — коуш
59 — тандер
60 — ролик
61 — барабан
62 — сектор
63 — цепь, роликовая цепь
64 — цепная шестерня, зве-
здочка

K.D.

1 — die Niete
2 — der Bolzen
3 — die Schraube
4 — die Bolzenschraube
5 — die Scheibe
6 — die Federscheibe
7 — die Mutter
8 — die Kronenmutter
9 — die Anker Mutter
10 — die Flügelmutter
11 — die Gegenmutter
12 — die Sicherung
13 — der Splint
14 — das Klemmstück,
die Klemme
15 — die Schelle, der Bügel
16 — die Steifung
17 — der Flansch
18 — der Winkel
19 — das Profil
20 — das T-Profil
21 — das C-Profil
22 — die Strebe
23 — der Stiel
24 — das Spannseil
25 — das Band
26 — der Beschlag
27 — die Öse, das Auge
28 — der Bock, der Träger,
die Konsole
29 — die Feder
30 — die Lasche
31 — das Zwischenstück
32 — der Bügel, der Schäkel
33 — der Ring
34 — die Gabel, der Gabelkopf
35 — der Hebel,
der Schwinghebel
36 — die Büchse, die Hülse
37 — die Büchse
38 — der Zapfen
39 — die Achse
40 — der Scharnier,
das Gelenk
41 — das Kugellager
42 — die Welle
43 — die Keilwellenverbindung
44 — die Spindel
45 — der Stössel
46 — der Lenker
47 — der Anschlag
48 — der Nocken
49 — der Stift
50 — das Schloss,
die Verriegelung
51 — der Riegel,
der Sperrbolzen
52 — die Sperrklinke
53 — der Haken
54 — der Puffer
55 — die Führung
56 — der Druckschmierkopf
57 — der Seilzug
58 — die Kausche
59 — das Spannschloss
60 — die Rolle
61 — die Trommel
62 — der Sektor
63 — die Kette,
die Rollenkette
64 — das Kettenzahnrad,
der Kettenstern

WCT/531/K/74

K.D.

W następnym numerze...

O problemach rozwoju polskiego lotnictwa cywilnego można się dowiedzieć z wywiadu, którego udzielił płk. dypl. Mieczysław Roman, dyrektor Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego.

W artykule *Produkcja i eksport szybowców w RFN* omówiono rozwój produkcji szybowców w RFN, ich liczbę w eksploatacji oraz obroty zagraniczne.

Następnie podany będzie przegląd nowości z wystawy lotniczej w Farnborough, która odbyła się we wrześniu br.

W dziale *PROBLEMY LOT* w artykule *Minima meteorologiczne* przedstawiono metodę ustalania minimum meteorologicznego opracowaną na zlecenie Stowarzyszenia Polskich Pilotów Liniowych i przedstawioną następnie na dorocznej Konferencji Międzynarodowego Stowarzyszenia Pilotów Liniowych w roku 1974 w Tokio oraz na Dorocznej

Konferencji Socjalistycznych Towarzystw Lotniczych w roku 1974 w Berlinie.

W dziale *PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK KOMUNIKACYJNYCH* w artykule *Port lotniczy elementem składowym aglomeracji miejskiej* przedstawiona będzie rola, jaką spełnia port lotniczy jako czynnik działalności i rozwoju regionu.

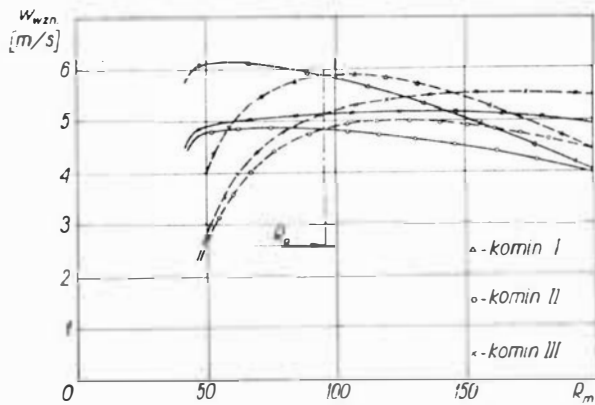
W artykule *Wpływ paliwa ze zwiększoną zawartością siarki na pracę agregatów układów paliwowych turbiniowych silników odrzutowych* przedstawiony będzie wpływ związków siarki wchodzących w skład paliwa do napędu turbiniowych silników odrzutowych na materiały, z których wykonane są elementy układów paliwowych. Wskazano też możliwości usunięcia szkodliwego działania paliw z zawartością siarki na elementy i części silnika.

W dziale *Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ* przedstawiono historię powstania i rozwój Wytwórni Balonów i Spadochronów w Legionowie (1922—1939). Opisano konstrukcje balonów wykonane w tej wytwórni: balon obserwacyjny WBS wz. 39, motobalon WBS, balony wodne WBS i stratostat „Gwiazda Polski”.

W *POMOCACH KONSTRUKCYJNYCH* podana jest *Praca konstrukcji dźwigara po utracie stateczności przez jego ściankę*.

W *KARTOTECE TLIA* podany będzie opis lekkiego samolotu szkolno-treningowego *Aerospatiale Rallye 100 Sport*, produkowanego we Francji oraz opis wyczynowego szybowca klasy standard *IS-29D* produkowanego w Rumunii.

W *TECHNICZNYM SŁOWNIKU LOTNICZYM* podajemy terminologię podwozia.



10

minowe powstające przez superpozycję prędkości noszeń kominowych w_K oraz prędkości opadania motoszybowca w_ϕ (w krążeniu z silnikiem wyłączonym) względnie wznoszenia w_0 (w krążeniu z pracującym silnikiem) [1].

Istnieją różne teoretyczne funkcje określające rozkłady prędkości prądów wznoszących w funkcji promienia komina. Najkorzystniej jednak będzie oprzeć się na danych pomiarowych. Pomiaru takie dla typowych „europejskich” warunków meteorologicznych dokonane zostały podczas ubiegłorocznego obozu studenckiego IDAFLIEG w RFN. Wyniki tych pomiarów przedstawiono na tegorocznym sympozjum IDAFLIEG w Stuttgarcie. Na ich podstawie można wyróżnić 3 najbardziej typowe rozkłady prędkości w kominach termicznych występujących u nas w porze letniej (rys. 8):

- komin ciasny silny (I) o noszeniach zmieniających się od około 4 m/s w centrum do 1 m/s na promieniu $R = 200$ m,
- komin ciasny słaby (II) o noszeniach od około 2,5 m/s w centrum do 1 m/s na granicy $R = 200$ m,
- komin rozległy słaby (III) wykazujący noszenia do 2,5 m/s w centrum oraz około 2 m/s na promieniu $R = 200$ m.

Charakterystyki rozkładu prędkości w typowych kominach sporządzone zostały w przedziale promieni $R = 0-200$ m, a więc nie wzdłuż całej połowy średnicy komina (tzn. do obszaru gdzie noszenia spadają do zera wyznaczając krawędź komina). W praktyce szybownik centruje komin i nawet przy bardzo płaskim krążeniu nie zostaje przekroczona średnica 400 m.

Charakterystykę wykorzystania przez motoszybowiec w locie z wyłączonym silnikiem trzech przyto-

czonych kominów termicznych przedstawiono na rys. 9. Dla każdego z typów kominów podano optymalny promień krążenia (przy którym komin zostaje maksymalnie wykorzystany). Natomiast na rys. 10 pokazano charakterystykę wykorzystania komina termicznego w locie z silnikiem pracującym. Linie ciągłe dotyczą lotu z prędkością i przechyleniem określonymi przez optymalną bieżunową krążenia dla lotu bezsilnikowego, natomiast linie przerywane dotyczą lotu z prędkością odpowiadającą maksymalnemu wznoszeniu w locie prostoliniowym.

Wnioski

Ponieważ motoszybowce dwumiejscowe przeznaczone są głównie do szkolenia i wykonywania lotów treningowych, natomiast wyczyn dotyczy ich w stopniu raczej nikłym, zagadnienie krążenia staje się bardzo istotnym kryterium doboru własności lotnych.

Analiza krążenia w locie z wyłączonym silnikiem pozwala stwierdzić, iż motoszybowiec dwumiejscowy o typowych parametrach konstrukcyjnych w średnich warunkach europejskich uzyskiwać będzie zależnie od intensywności kominów wznoszenia rzędu od 0,9 do 2,2 m/s przy krążeniu na promieniu od 75 do 115 m.

Należy przewidywać, iż komin termiczny szczególnie w dniach, gdy ich podstawa jest dosyć niska, będą wykorzystywane przez motoszybowce do krążenia z silnikiem pracującym. Lot taki przy zachowaniu parametrów krążenia wynikających z optymalnej bieżunowej krążenia opłacalny będzie przy zachowaniu promienia mniejszego od wielkości granicznej R_0 . Przy większych promieniach krążenia lepsze wyniki uzyskuje się przy zachowaniu parametrów lotu dającego maksymalną prędkość wznoszenia w locie poziomym. Oczywiście pilot zawsze kieruje się wskazaniem wariometru i praktyczne centrowanie komina w locie silnikowym oparte będzie na wskazaniach wariometru, natomiast rozważania teoretyczne mają znaczenie dla konstruktora, w fazie projektu wstępnego przy ustalaniu parametrów konstrukcyjnych projektowanego motoszybowca.

Literatura

1. Nowakowski W.: Wpływ parametrów konstrukcyjnych szybowca wyczynowego na jego własności przelotowe przy wykorzystywaniu kominów termicznych, TLiA 1968 nr 5.
2. Stafiej W.: Kryteria doboru profilu szybowca wysokowyczynowego, TLiA 1963 nr 1 i 2.
3. LBA Mitteilungen zu Bau und Prüfvorschriften, Braunschweig 1971.
- [5] Birger J. A.: Ostatecznyje napraženija. Wyd. Maszgiz

Dokończenie ze str. 29

Literatura

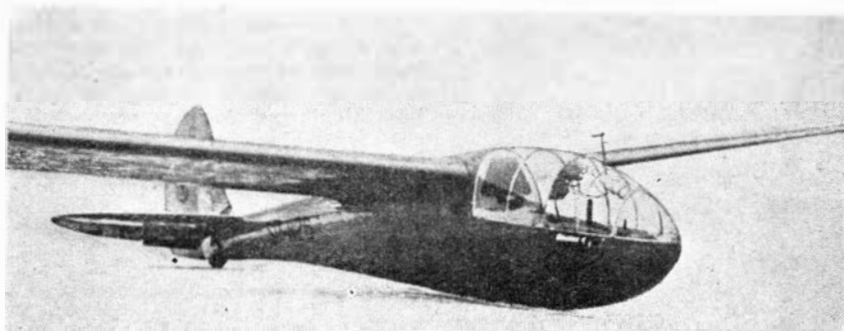
- [1] Abramow A. M. i inni: Proizwodstwo gazoturbinnych dwigatielej. Wyd. Maszynostrojenije, Moskwa 1965.
- [2] Mirer G., Dawydowa W.: Wlijanije sposobow obrabotki łopatok turbin na sostojanije ich powierchnostnogo stoja, „Wietnik Maszynostrojenija” 1971 nr 7.

- [3] Marciniak M., Stefko A.: Przebieg i efekty obróbki w wykładzce wibracyjnej, „Przeład Mechaniczny” 1967 nr 23.
- [4] Marciniak M.: Nowoczesne metody renowacji łożysk sprężarek i turbin silnika odrzutowego. III Konferencja Naukowo-Techniczna nt. Technologia przepływowych maszyn wirnikowych. Rzeszów — wrzesień 1973.
- [5] Birger J. A.: Ostatecznyje napraženija. Wyd. Maszgiz 1963.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Opisano wysokowyczynowy szybowiec PWS-102 Rekin skonstruowany w końcu lat trzydziestych przez Wacława Czerwińskiego.
Omówiono konstrukcję szybowca i podano jego dane techniczne.

Szybowiec wysokowyczynowy PWS-102 Rekin



◀ Prototyp PWS-102 SP-1126 przed pomalowaniem, w marcu 1939 r.

cja PWS-101, lecz zupełnie nowa konstrukcja. Kadłub otrzymał kształt kropłowy, z kabiną wpisaną w jego obrys, a płaty i usterzenie poziome otrzymały obrys eliptyczny. Dokumentacja konstrukcyjna szybowca została opracowana do końca czerwca 1938 r., przy współdziałaniu Józefa Niespała. Prototyp został zbudowany na zamówienie Departamentu Lotnictwa Cywilnego Min. Komunikacji przez drugą połowę 1938 r. i początek 1939 r. we Lwowskich Warsztatach Lotniczych, które były filią PWS — Podlaskiej Wytwórni Samolotów.

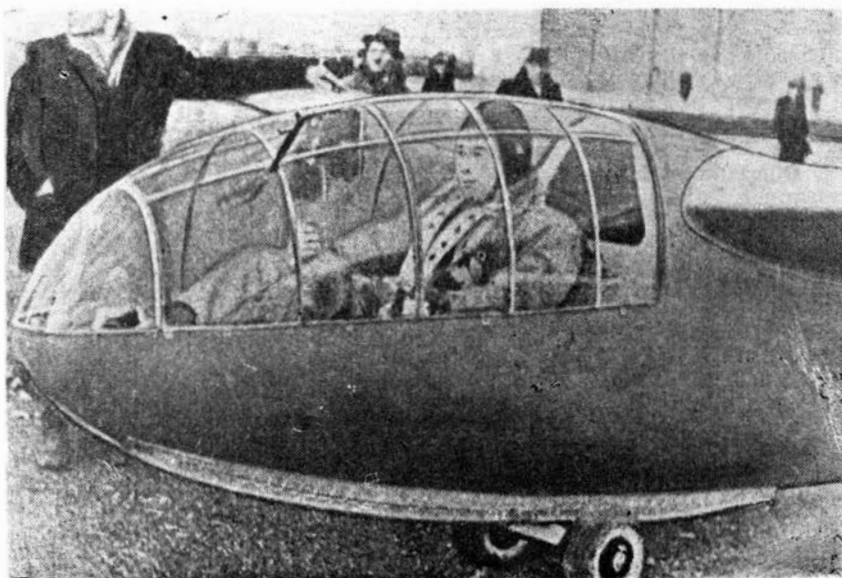


◀ Prototyp PWS-102 podczas prób

Silny rozwój polskiego szybownictwa i produkcji szybowców w drugiej połowie lat trzydziestych sprzyjał powstawaniu nowych konstrukcji. W tym okresie na czoło wysuwały się wysokowyczynowe szybowce konstrukcji Wacława Czerwińskiego. Zbudowany w 1937 r. PWS-101 jego konstrukcji odniósł sukcesy na Międzynarodowych Zawodach Szybowcowych w 1937 r. w Rhön-Wasserkuppe, a następnie wykazał się licznymi lotami wyczynowymi w kraju, których uwieńczeniem był rekordowy lot Tadeusza Góry długości 579 km (dzieje PWS-101, patrz TLiA nr 6/73).

Po zebraniu doświadczeń z eksploatacji szybowca PWS-101 inż. Wacław Czerwiński przystąpił w grudniu 1937 r. do opracowania projektu szybowca o jeszcze lepszych osiągnięciach, przy zachowaniu tych samych zasadniczych wymiarów. Nie była to jednak modyfika-

Zmienione oszklenie kabiny prototypu PWS-102





▲ PWS-102bis SP-1361 podczas montażu w lecie 1939 r. w LWL

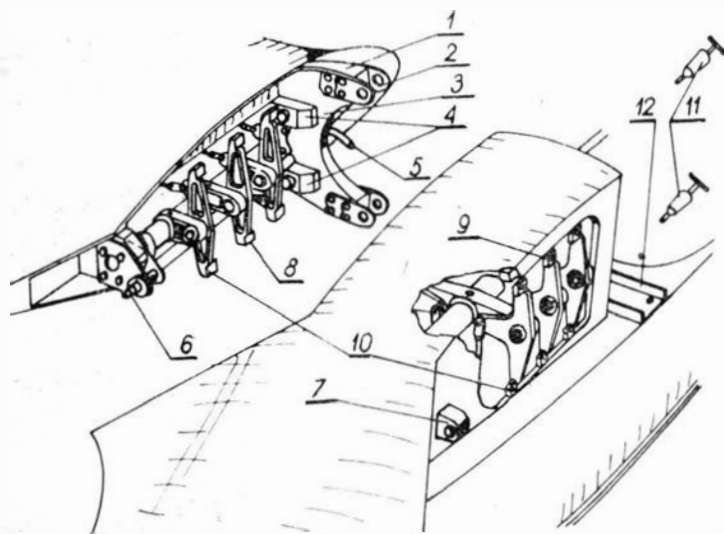
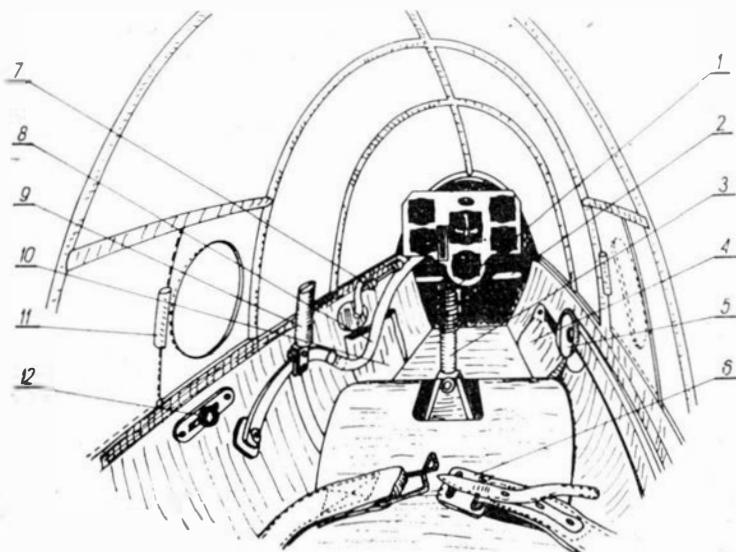
Kabina pilota: 1 — drążek, 2 — pedały, 3 — dźwignia blokowania położenia fotela, 4 — kieszeń na mapy, 5 — kółko kłapki wyważającej, 6 — pasy pilota, 7 — dźwignia napędu hamulców aerodynamicznych, 8 — skórzany uchwyt wyzwalania zaczepu, 9 — dźwignia napędu kłap, 10 — kieszeń na mapy, 11 — odsuwany wywietrznik, 12 — uchwyt zamka kabiny

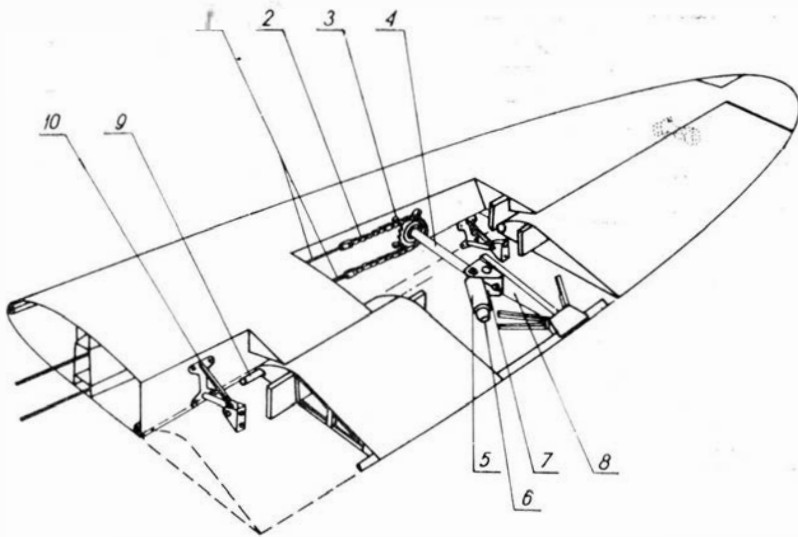
Szybowiec otrzymał oznaczenie PWS-102 „Rekin”. Prototyp o znakach rejestracyjnych SP-1126 gotów był w marcu, lecz po wykonaniu niezbędnych poprawek (m.in. zmianie konstrukcji osłony kabiny na sztywniejszą) został oficjalnie oblatany przez Z. Żabskiego dopiero 18.V.1939 r. na lotnisku lwowskim w Skniłowie. Szybowiec wziął udział w Międzynarodowym Zlocie Szybowcowym ISTUS we Lwowie w maju 1939 r. — pilotowany przez W. Kasprzyka. W czerwcu 1939 r. przechodził próby w Instytucie Technicznym Lotnictwa w Warszawie. Pomiar wykazały, iż rzeczywista doskonałość jest wyższa od obliczeniowej i wynosi 29,5, a nie 28,7. W wyniku prób prototypu J. Niespał zaprojektował lotki o powiększonej cięciwie i rozpiętości — dla zwiększenia ich skuteczności. Odmiana szybowca o zmodyfikowanych lotkach otrzymała oznaczenie PWS-102 bis. W lecie 1939 r.

Okucia skrzydłowe i połączenia napędów: 1 — sklejkowe wypełnienie końcówki dźwigara, 2 — okucia ze stali chromomolibdenowej, 3 — blachy duralowe końcówki dźwigara, 4 — pasy dźwigara zamocowane sworzniami do duralowej końcówki dźwigara, 5 — dźwignienka sworznia tylnego okucia, 6 — sworzeń tylnego okucia, 7 — tylne okucie. 8 — dźwignienki stykowego napędu lotek, 9 — dźwignienki stykowego napędu hamulców aerodynamicznych, 10 — dźwignienki stykowego napędu kłap, 11 — tożkowe sworznie okuć głównych, 12 — szyna ułatwiająca montaż okuć

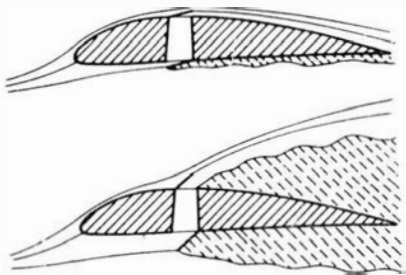
dwa egzemplarze tej odmiany były budowane przez LWL. Pierwszy egzemplarz o znakach SP-1361 i numerze fabrycznym 147 był gotów w sierpniu 1939 r. Łącznie przez DLC było zamówionych 5 szybowców PWS-102.

Szybowiec PWS-102 „Rekin” był najnowocześniejszym szybowcem wysokowyczynowym zbudowanym w Polsce przed II wojną światową. Na PWS-102 zastosowano kilka interesujących rozwiązań konstrukcyjnych. W porównaniu z PWS-101 płat otrzymał cieńszy i mniej sklepiony profil dla zmniejszenia oporu, a dla uzyskania dobrych własności krążenia — kłapy. Aby okucia skrzydłowe nie były zbyt ciężkie — dźwigar w części wchodzącej w kadłub podwyższono dwukrotnie, co pozwoliło na zastosowanie cieńszych sworzni. Dla ułatwienia montażu skrzydeł, w poprzek kadłuba biegła metalowa rynna, po której wsuwało się główne okucia skrzydeł na właściwe miejsce. Nowością było zastosowanie samo-

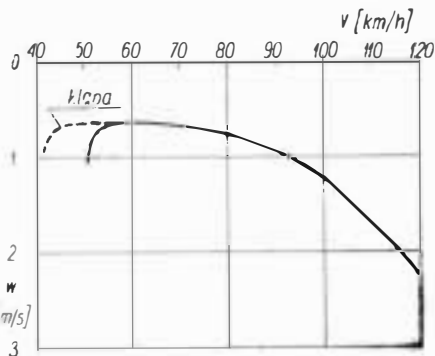




Napęd lotki: 1 — linki, 2 — łańcuch rowerowy, 3 — koło zębate, 4 — rura, 5 — tuleja, 6 — zagięty koniec rury, 7 — okucie, 8 — zebro, 9 — masa wyważająca, 10 — zawieszenie lotki



Schemat hamulców aerodynamicznych



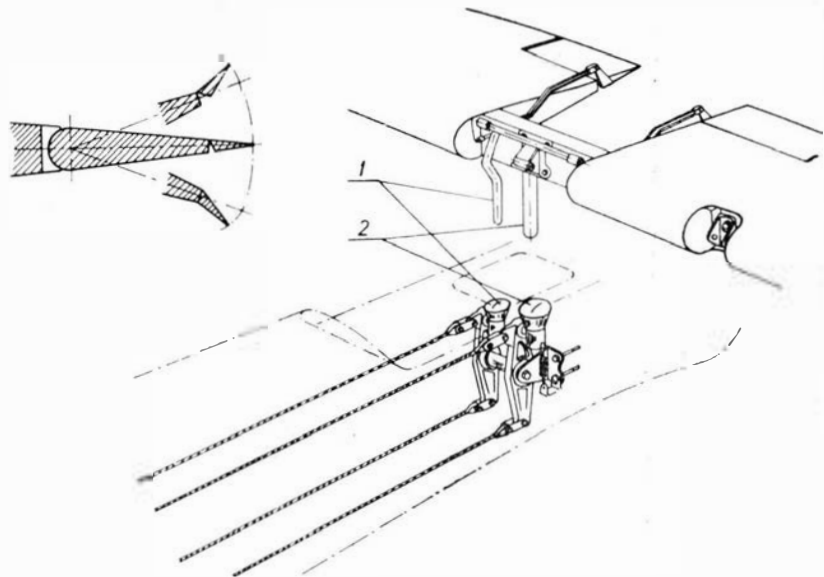
Biegunowa prędkości szybowca PWS-102

czynnie łączących się przy montażu szybowca połączeń napędów sterowania. Dla napędów lotek i klap były to stykające się z sobą dwa zespoły dwuramiennych dźwigienek o wspólnej osi obrotu. Dla napędu steru wysokości i klapki miały one postać stożkowych kubeczków na dźwigienkach w kadłubie, w które wchodziły końce dźwigienek zamocowanych na usterzeniu. Również interesujący był napęd lotek. Miał on postać rury obracanej wzdłuż

swej osi za pomocą zamocowanego do niej koła zębatego uruchamianego łańcuchem rowerowym stanowiącym przedłużenie linek sterowych. Rura ustawiona była równoległe do żeber płata, a jej zagięty tylny koniec unosząc się w górę lub opuszczając w dół podczas obrotu rury — poruszał lotkę za pośrednictwem umieszczonej w lotce tulei, w której się ślizgał.

Montaż szybowca przeprowadzały cztery osoby w trzy minuty. Szybowiec miał dobre własności pilotażowe. W krążeniu trzymał się dobrze. Przejście z przechylenia o 45° w jedną stronę w przechylenie o 45° w drugą stronę — trwało 5 do 7 sek. Kłapy zmniejszały prędkość minimalną z 51 km/h do 42 km/h, przy wychyleniu 3÷5°. W krążeniu najkorzystniejsze było wychylenie kłap 12÷15°.

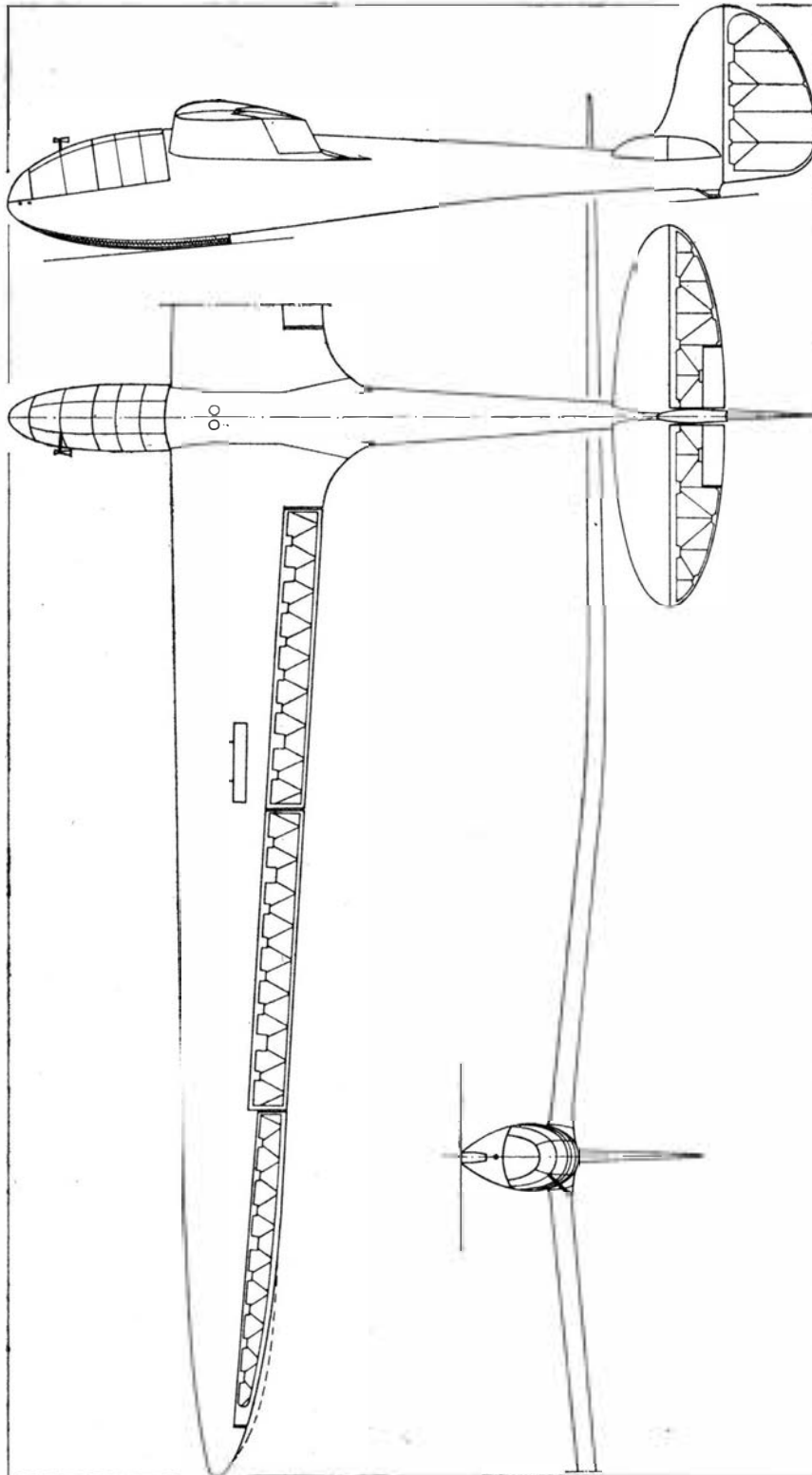
Z powodu wybuchu wojny szybowiec nie zdążył wejść do użytku i wykazać swych możliwości. Po wybuchu wojny, w pierwszych dniach września 1939 r. prototyp PWS-102 został przyholowany z ITL



Napęd steru wysokości: 1 — dźwigienki napędu steru, 2 — kubeczki na dźwigienkach

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	19,0 m
Długość	7,32 m
Wysokość	1,65 m
Powierzchnia nośna	19,3 m ²
Wydłużenie	18,7
Ciężar własny	260 kG
Ciężar użyteczny	90 kG
Ciężar całkowity	350 kG
Obciążenie powierzchni	18,1 kG/m ²
Doskonałość	29,5
— przy prędkości optymalnej	76 km/h
Opadanie minimalne	0,65 m/s
— przy prędkości ekonomicznej	58 km/h
Opadanie przy v = 100 km/h	1,2 m/s
Opadanie przy v = 120 km/h	2,25 m/s
Prędkość minimalna bez kłap	51 km/h
Prędkość minimalna na kłapach	42 km/h
Dopuszczalna prędkość nurkowania	300 km/h
Prędkość graniczna z hamulcami	250 km/h
Współczynnik obciążenia dopuszczalnego	+7/-3,7
Współczynnik obciążenia niszczonego	+11,9/-6,3



PWS-102 | PWS-102 bis

z Warszawy do Lwowa. Został on przejęty przez lotnictwo radzieckie wraz z dwoma egzemplarzami PWS-102 bis budowanymi w LWL.

Budowę drugiego z nich ukończył LWL, po przemianowaniu na Płanierny Zawod nr 5 Osoawiachima, na wiosnę 1940 r. Szybowce zostały

przetransportowane do Moskwy i były tam następnie użytkowane.

KONSTRUKCJA

Jednomiejscowy wolnonośny szybowiec wysokowyczynowy drewnianej konstrukcji.

Kadłub o kropłowym przodzie i o przekroju eliptycznym, konstrukcji półskorupowej, kryty sklejką.

Kabina szklona kształtowanym szkłem organicznym. Wiatrochron stały, osłona dwudzielna, zdejmowana, o szkielecie z rurek stalowych. Po obu stronach osłony odsuwane okienka wentylacyjne. Na osłonie umocowana dysza prędkościomierza i wariometru. Fotel pilota dostosowany do spadochronu plecowego, przesuwany na szynach podczas lotu i blokowany. Pedale nastawne na ziemi. Tablica wyposażona w komplet przyrządów do lotu bez widoczności ziemi, podwieszona do przedniej, otwieranej części osłony kabiny. Po bokach kabiny dwie kieszenie na mapy.

W konstrukcji sterownicy zastosowane elementy z elektronu. Dźwignia klap i dźwignia hamulców — na lewej burcie. Kółko pokrętła napędu klapki wyważającej — na prawej burcie. Płoza przednia jesionowa, amortyzowana dętka. Do startu za samolotem były używane odrzucane pompowane kółka. Płoza ogonowa drewniana, amortyzowana piłkami tenisowymi. Z przodu kadłuba hak do startu z lin gumowych i zaczep do startu na holu.

Plat dwudzielny trapezowo-eliptyczny, w widoku z przodu o kształcie mewim (spłaszczone M), dwudzielny, dwudźwigarowy z dźwigarem głównym skrzynkowym i z dźwigarem pomocniczym biegnącym wzdłuż lotki i klapy. Okucia trójsworznikowe ze stali chromowo-molibdenowej. Profil płata o grubości 13% u nasady i 7,5% na końcu skrzydła. Lotki szczelinowe, wyważone masowo, wychylane różnicowo (w górę 35°, w dół 15°), kryte płótnem. Klapy szczelinowe, dwudzielne, kryte płótnem. Ciężar płata — 140 kG. Napęd lotek i sterów linkami. Napęd klap — popychaczami.

Napęd hamulca aerodynamicznego jedną linką i sprężyną dociągającą. Dźwignienki napędów sterowania — z elektronu. Usterzenie wolnonośne. Stateczniki kryte sklejką, stery płótnem. Na sterze wysokości klapki dociążająco-wyważające.

Malowanie. Szybowiec początkowo był koloru drewna malowanego bezbarwnym lakierem. Następnie pomalowany był na kremowo. Znaki rejestracyjne czarne. Na sterze kierunku napis PWS-102 i znak LWL oraz nr fabryczny.

WAŚKOWSKI W.

Настоящее и будущее производства авиационных турбинных двигателей

В статье описываются следующие предпосылки, обуславливающие производственный профиль заводов, выпускающих авиационные турбинные двигатели: новые тенденции эксплуатации двигателей и значение программы АТЕGG, рост стоимости осуществления новых программ развития двигателей, фактор времени, топливный кризис.

Представлено намечаемое развитие международной производственной кооперации в области производства авиационных турбинных двигателей.

LASOŃ J.

Воздушный транспорт в Польше — футурологическое условие современности и прогресса

Сравнение воздушного транспорта в Польше с воздушным транспортом в других странах.

Представлены преимущества, которые страна получает, располагая развитым воздушным транспортом: в частности, рост национального дохода, экономический и технический прогресс, развитие туристского движения.

STAFIEJ W.

Характеристика мотопланера во время виража

В статье дан анализ свойств парения мотопланера в движении с работающим двигателем и с выключенным двигателем.

Были приняты параметры, отвечающие мотопланеру Ogar, а именно; схема с верхнерасположенным трапециевидным крылом и профилем Вортманна с несущей поверхностью 19 м² и удлинением 16. двигатель Лимбах SL-1700 EC с толкающим воздушным винтом НД 11-150/В 65 D, вес конструкции с оборудованием и экипажем, состоящим из двух человек, — примерно 650 кг.

В заключение статьи приведены выводы.

MARCINIAK M.

Процессы ликвидации аварий лопаток компрессоров и турбин реактивных двигателей

После описания методов производства лопаток компрессоров и турбин реактивных двигателей, рассматривается возможность заменить шлифование и полирование механической виброабразивной обработкой, а также описан процесс укрепляющей вибродробеструйной обработки.

В заключение приведены выводы относительно выбора вида обработки в зависимости от рода повреждения лопаток компрессоров и турбин реактивных двигателей.

SMOLEŃSKI J.

Аэропорт — составная часть городской агломерации

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

GLASS A.

Спортивный планер PWS-102 Рекин

В статье описывается спортивный планер PWS-102 Рекин, сконструированный в конце тридцатых годов Вацлавом Червинским.

Описывается конструкция планера и приводятся его технические данные.

Z prasy zagranicznej...

Rolls-Royce (1971)

Jest to przegląd silników wystawionych na wystawie w Farnborough we wrześniu br. przez firmę Rolls-Royce. Jak wiadomo, Rolls-Royce w wyniku wielu trudności trzy lata temu ukonstytuowała się od nowa i ma swą siedzibę obecnie w Londynie, nie w Derby. Firma Rolls-Royce składa się z czterech wydziałów, które łącznie zatrudniają 63 500 osób, w tym 20 500 dział Bristol, 34 500 dział Derby, 3500 dział małych silników i 1250 dział marynarki i przemysłu.

W artykule omówiono następujące eksponaty: rodzinę silników RB-211, z których odmianę RB-211 produkuje się 15 sztuk miesięcznie, oraz silnik RB-211-524, ostatnio opracowany. Po wstępnych próbach, prototyp silnika RB-211-524 ma być wykonany na początku 1975 r. Silnik ten przeznaczony jest do samolotów TriStar i Boeing-747. Następnie przedstawiono silniki z rodziny Pegasus i ostatnio opracowany Pegasus 15 oraz silniki BS. 360, Olympus 593 i RB-199, Adour, M-45H, Spey, Gnome, Viper i Dart.

„Aviation Magazine” 1974 nr 641.

Airbus A—300 B—2

W artykule podany jest opis konstrukcji, dane techniczne, osiągi samolotu oraz charakterystyka wyposażenia i urządzenia do automatycznego lądowania.

„Aviation Magazine” 1974 nr 630.

Port lotniczy im. Charles de Gaulle

W artykule *Wyposażenie portu lotniczego* podano opis portu oraz urządzeń ogrzewczych, wentylacyjnych, klimatyzacyjnych, elektrycznych i elektromechanicznych, a także urządzeń kontrolno-sterowniczych i informacyjno-telekomunikacyjnych.

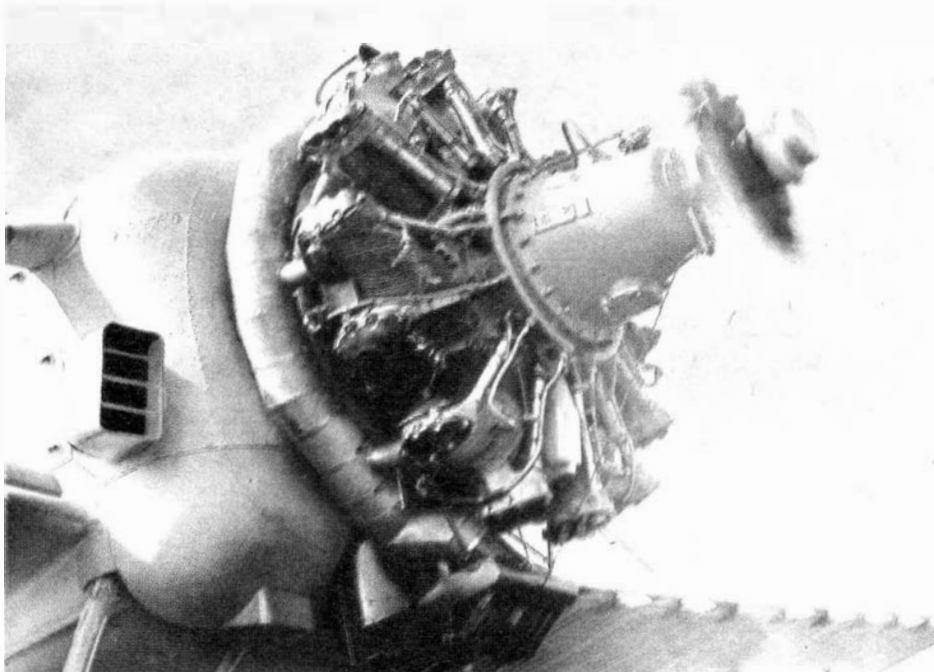
W artykule *Budynki centrum przemysłowego Zjednoczenia Transportu Lotniczego UTA* omówiono zagadnienia służby naziemnej i urządzenia remontowo-naprawcze. W artykule *Oświetlenie i wewnętrzny transport bagaży* omówiono zagadnienia transportu, a w artykule *Konstrukcja hangaru H1* opisano konstrukcję i budowę hangaru przeznaczonego do przeglądów i naprawy samolotów dalekiego zasięgu.

„La technique moderne” 1974 nr 5.

LIT-3S

AIR-COOLED RADIAL PISTON AERO ENGINE

- Fixed-wing version of helicopter LIT-3 (AI-26W) engine built in quantity for Mi-1 helicopter.
- To date the flying hours under various climatic conditions have totalled half a million.
- Power plant for agricultural aircraft, used on the PZL-106 Kruk.



Fot. A. Szczepaniak

CONSTRUCTION

- Seven-cylinder air-cooled supercharged radial
- Float-type carburettor induction
- Compressed air starter
- Radial compressor
- B-91/115 gasoline or 91/96 grade
- MK-20, MS-22 or 100 oil
- Accessories: GSK-1500W D.C. Generator
- Propeller drive: direct
- Direction of revolution: counter-clockwise

TECHNICAL DATA

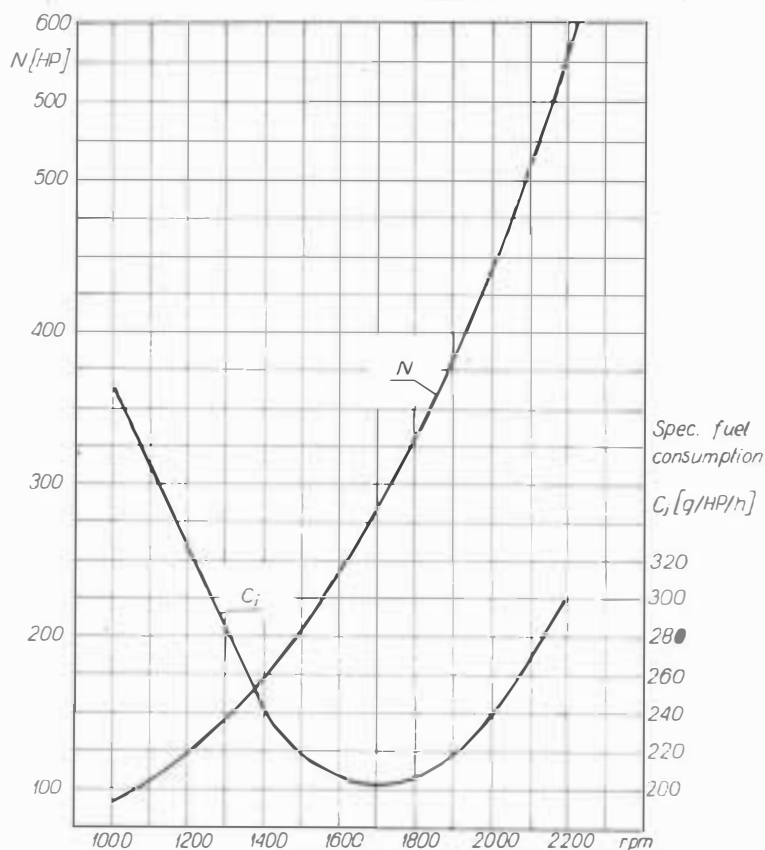
Diameter	1272 mm
Length	1368 mm
Frontal area	1.27 sqm
Bore	155.5 mm
Capacity	20600 cc
Compression ratio	6.4 : 1
Dry weight	420 kg
T-O rating (5 min)	615 hp
- at	2200 rpm
Normal rating	470 hp
- at	2050 rpm
Cruise rating	352 hp
- at	1960 rpm

Specific fuel consumption:

- at T-O rating	270 - 300 g/hp/h
- at normal rating	240 - 250 g/hp/h
- at cruise rating	240 - 255 g/hp/h

Max. oil consumption 15 g/hp/h

OVER 500 000 HOURS ACCUMULATED BY LIT-3 ENGINES



WCT/2125/K/73

Manufacturer

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



PEZETEL
POLAND

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

LIT-3S

