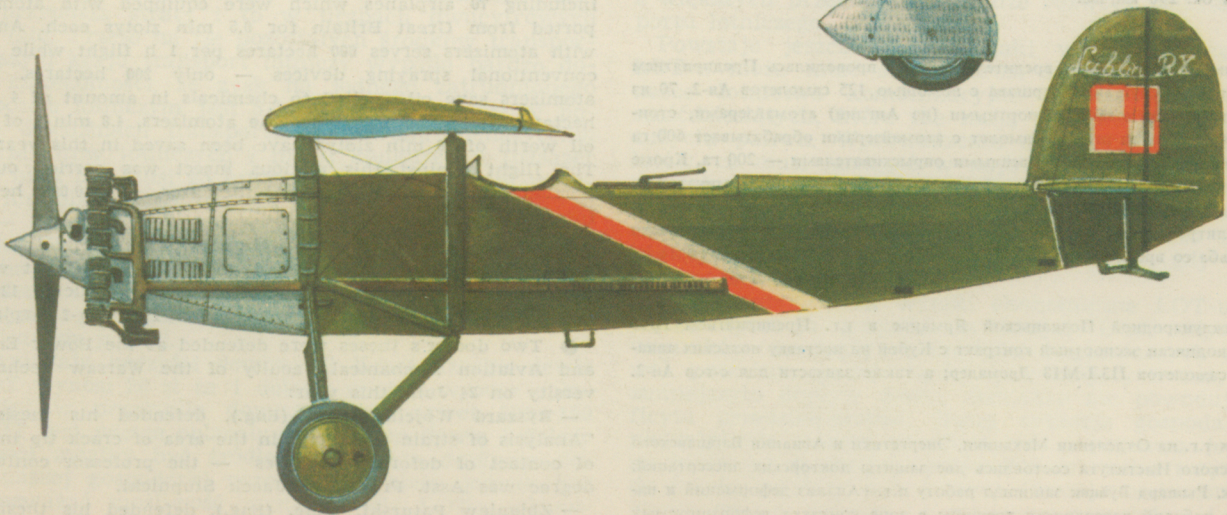
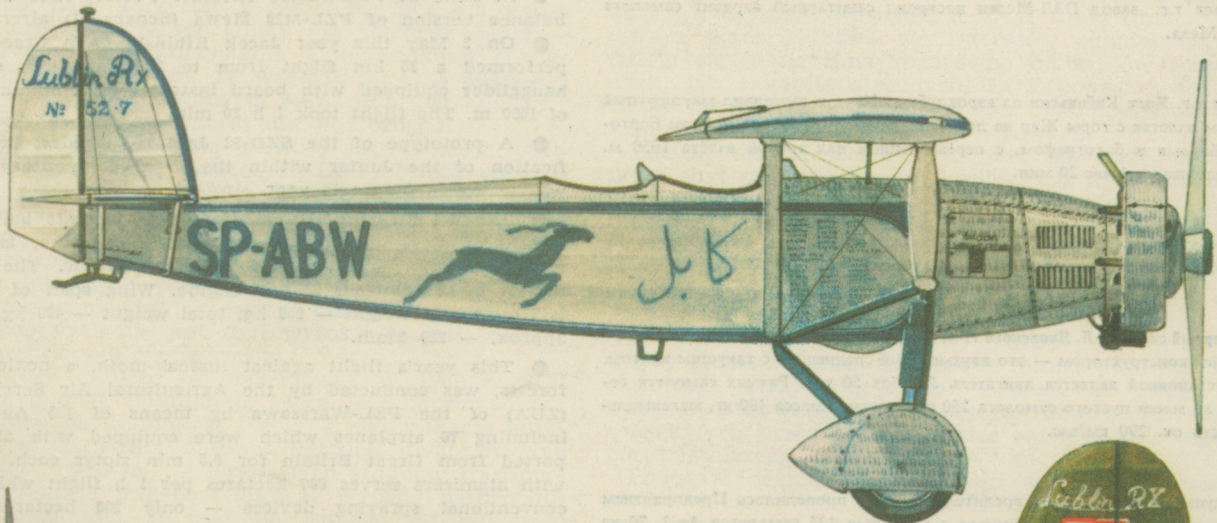
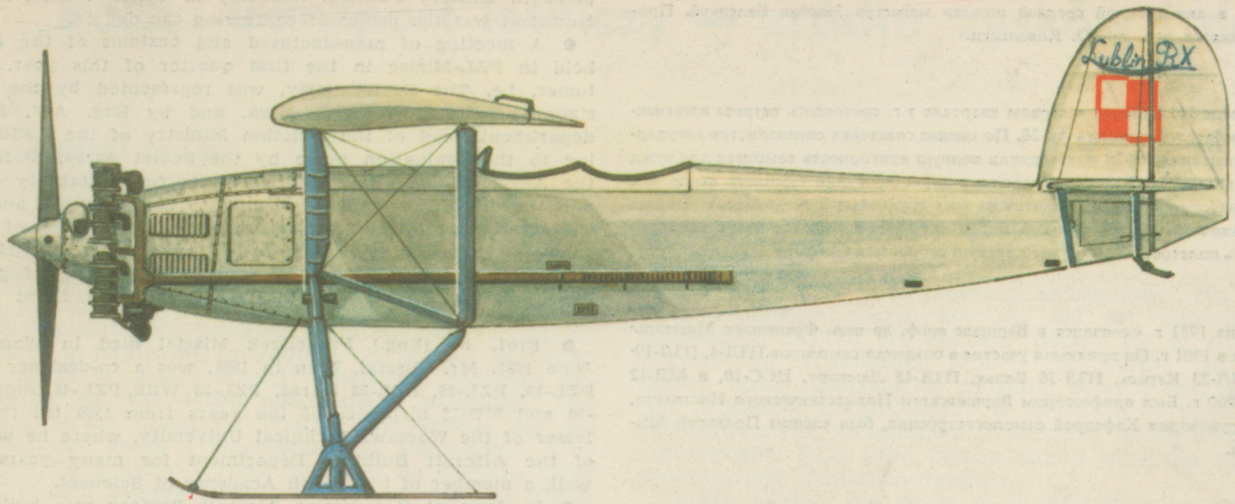


# lotnicza

# i ASTRONAUTYCZNA



● Студенты факультета механики, энергетики и авиации Варшавского Политехнического Института построили сверхлегкий стеклопластиковый планер, по компоновке напоминающий одноместные учебные планеры.

Технические данные: размах 10,87 м, длина 5,45 м, несущая поверхность 12,65 м<sup>2</sup>, удлинение крыла 9,34, масса пустого 45 кг, полная масса 125 кг, коэффициент перегрузки — 5,3; — 2,65; лётные данные: минимальная скорость 40 км/час, минимальная скорость снижения 0,85 м/с, при экономической скорости 45 км/час; качество 17 при наилучшей скорости 55 км/час; макс. скорость 125 км/час.

● 20 мая в Военно-политехнической Академии в Варшаве состоялась защита докторской диссертации по теме: «Факторы определяющие подготовку кандидатов в авиационной средней школе» магистра Зенобии Бялецкой. Промотором являлся доц. др Ю. Ковальски.

● На заводе ПЗЛ-Мелец в первом квартале т.г. состоялась встреча изготовителей и потребителей самолета Ан-28. По оценке советских специалистов государственные испытания Ан-28 подтвердили полную пригодность самолета для нужд советского хозяйства. Взлетно-посадочные характеристики самолета выше чем Ан-2, так как самолет может садиться на всех грунтовых аэродромах, имеющих взлетнопосадочную полосу длиной в 550 м. Самолет обеспечивает высокую безопасность полетов, высокую крейсерскую скорость и комфорт для пассажиров.

● 9 июня 1981 г. скончался в Варшаве проф. др инж. Францишек Миштал, родившийся в 1901 г. Он принимал участие в создании самолетов ПЗЛ-4, ПЗЛ-19, ПЗЛ-26, ПЗЛ-23 Карась, ПЗЛ-38 Вильк, ПЗЛ-48 Лямпарт, ЦСС-10, и МД-12 с 1930 по 1960 г. Был профессором Варшавского Политехнического Института, много лет руководил Кафедрой самолетостроения, был членом Польской Академии Наук.

● В июне т.г. завод ПЗЛ-Мелец построил санитарный вариант самолета ПЗЛ-М20 Мева.

● 2 мая т.г. Яцек Кибийски из аэроклуба г. Кракув выполнял маршрутный полёт 35 км взлетая с горы Жар на дельтаплане Баланс, оборудованном бортовыми приборами и барографом, с превышением над точкой взлёта 1650 м. Полёт продолжался 1 час 20 мин.

● В мае т.г. прошел испытания прототип планера СЗД-52 Янтарь 15, являющийся вариантом планера Янтарь в классе 15 м (по ФАИ).

● Четвертый самолет Я. Яновского Я-4, конструктора самолета «Пшонсничка» строящийся конструктором — это двухместный среднеплан с танущим винтом. Силовой установкой является двигатель Лимбах 50 квт. Размах самолета составляет 7 м, масса пустого самолета 250 кг, взлетная масса 480 кг, максимальная скорость ок. 290 км/час.

● В текущем году борьба с вредителями лесов проводилась Предприятием Агроавиационных Услуг ПЗЛ Варшава с помощью 125 самолетов Ан-2. 70 из этих самолетов оборудованы импортными (из Англии) атомайзерами, стоимостью в 500 тыс. зл за штуку. Самолет с атомайзерами обрабатывает 600 га за лётный час, тогда как с обыкновенными опрыскивателями — 200 га. Кроме того атомайзеры позволяют сэкономить масло применяемые для химикатов — 4 л/га. Благодаря применению атомайзеров за одну акцию в тек. году сэкономлено 4,8 млрд литров импортного масла стоимостью 50 млрд зл. В северной части Польши борьба со вредителями проводилась на поверхности 910 тыс. га лесов

● На Международной Познаньской Ярмарке в т.г. Предприятием ПХЗ ПЭЗЭТЭЛЬ подписан экспортный контракт с Кубой на поставку польских авиационных изделий: 12 самолетов ПЗЛ-М18 Дромедер; а также запчасти для с-тов Ан-2.

● 24 июня т.г. на Отделении Механики, Энергетики и Авиации Варшавского Политехнического Института состоялась защита докторских диссертаций: — mgr инж. Рышард Вуйчик защищал работу п.т. «Анализ деформаций и напряжений на лобовой поверхности трещины в зоне контакта деформируемых тел» — промотором является доц. др инж. Яцек Ступницки; — mgr инж. Збигнев Патурски защищал работу п.т. «Исследования динамики упругого реактивного самолета при наборе высоты методом цифрового моделирования, с учётом изменений аэродинамических характеристик» — промотором является проф. др инж. Ежи Марыняк.

● Students of the Power Engineering and Aviation Mechanical Faculty of the Warsaw Technical University have built a laminated ultra-light glider ULS, the arrangement of which is similar to that of single-seat training gliders. Mass of the glider amount to about 45 kg.

● The first landing of a Polish Il-62 airplane in Australia took place on 26 March this year. The charter flight along the route Warsaw-Khabarovsk-Guam-Sydney lasted 25.5 hours. The airplane from Polish Airlines LOT transported fishermen of „Dalmor” to Sydney.

● On 20 May this year a defense of doctoris thesis by Zeno-bia Bialecka, entitled „Factors affecting preparation of candidates for air force pilots in the Aviation High School WOSL” took place in Military Political Academy in Warsaw. Asst. Prof. Józef Kowalski was the professor conferring the degree.

● A meeting of manufactured and customs of the An-28 was held in PZL-Mielec in the first quarter of this year. The customer, i.e. The Soviet party, was represented by the chief designer of the An-28, D.S. Kiva, and by Eng. A.V. Markov, a department head of the Aviation Ministry of the USSR. According to the evaluation made by the Soviet party. State tests of the An-28 airplane have confirmed its full suitability for transport needs of the Soviet economy. The take-off and landing characteristics of this aircraft are better than those of the An-2, since this airplane can land on any soil-surfaced airfields having an air strip 550 m long. The aircraft shows high flight safety, high cruising speed, and ensures comfortable flight conditions for passengers.

● Prof. Dr (Eng.) Franciszek Misztal died in Warsaw on 9 June 1981. Mr. Misztal, born in 1901, was a co-designer of PZL-4, PZL-19, PZL-26, PZL-23 Karaś, PZL-38 Wilk, PZL-48 Lampart, CSS-10 and MD-12 airplanes of the years from 1930 till 1960, a professor of the Warsaw Technical University, where he was a head of the Aircraft Building Department for many years, and, as well, a member of the Polish Academy of Sciences.

● In June at PZL-Mielec Aircraft Factory was built the ambulance version of PZL-M20 Mewa (Seneca II) aircraft.

● On 2 May this year Jacek Kibiński from Cracow Aeroclub performed a 35 km flight from the Zar mountain on a Balans hangglider equipped with board instruments, obtaining overheight of 1650 m. The flight took 1 h 20 min.

● A prototype of the SZD-52 Jantar 15 glider, being a modification of the Jantar within the 15 m competitory class (FAI) was tested in May this year.

● The J-4 airplane, being the fourth aircraft built by J. Janowski, a designer of the Prążniczka airplane, is a two-seat mid-wing monoplane with a tractor airscrew. The airplane is driven by a Limbach 50 kW engine. Wing span of the airplane is 7 m, empty weight — 250 kg, total weight — 480 kg, max. speed approx. — 290 km/h.

● This year's flight against tussock-moth, a noxious insect in forests, was conducted by the Agricultural Air Services Division (ZUA) of the PZL-Warszawa by means of 125 An-2 airplanes, including 70 airplanes which were equipped with atomizers imported from Great Britain for 0.5 mln zlotys each. An airplane with atomizers serves 600 hectares per 1 h flight while that with conventional spraying devices — only 200 hectares. Moreover, atomizers save oil applied to chemicals in amount of 4 litres per hectare. Owing to the use of the atomizers, 4.8 mln l of imported oil worth of 50 mln zlotys have been saved in this year's action. The flight against this noxious insect was carried out in the northern part of Poland on the area of 910 000 hectares of forests.

● At the this year's International Poznań Fair, the PEZETEL Foreign Trade Enterprise signed an export agreement with Cuba for delivery of Polish aviation industry products: 12 PZL-M18 Dromader airplanes and spare parts for PZL An-2 airplanes.

● Two doctor's theses were defended at the Power Engineering and Aviation Mechanical Faculty of the Warsaw Technical University on 24 June this year:

— Ryszard Wójcik, M.Sc. (Eng.), defended his thesis entitled "Analysis of strain and stress in the area of crack tip in the zone of contact of deformable bodies" — the professor conferring the degree was Asst. Prof. Eng. Jacek Stupnicki,

— Zbigniew Paturski, M.Sc. (Eng.), defended his thesis entitled "Investigation of dynamics of elastic jet aircraft during the elevation stage, with consideration of changes in aerodynamic characteristics, conducted with use of a digital simulation method" — the professor conferring the degree was Prof. Dr Eng. Jerzy Marzynek.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVI PAŹDZIERNIK 1981

TECHNIKA

10'81

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

## Polski transport lotniczy — źródło zysków i dewiz

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Czy polski transport lotniczy jest opłacalny? Na pewno najtaniej jest chodzić pieszo, nieco drożej jeździć rowerem, jeszcze drożej statkiem, pociągiem i autobusem, następnie samochodem, a najdrożej samolotem. A jednak nie brak chętnych na te wszystkie środki transportu. Podróżny zainteresowany jest nie tylko pokonaniem odległości, lecz także małą stratą czasu na podróż. Oczywiście nie dla każdego wartość czasu i zmęczenia jest jednakowa. Jeśli wartość czyjejś godziny wynosi 20 zł to do 700 km (przy obecnych cenach biletów), czyli na terenie naszego kraju, nie opłaca się nam korzystać z samolotu, lecz dla instytucji dla której godzina specjalisty ma wartość 150 zł — uzasadnione może być korzystanie z komunikacji powietrznej już powyżej 150 km. Ze względu na czas dojazdów do lotniska faktycznie granica ta jest rzędu 300 km. Tyle o opłacalności podróży lotniczej dla podróżnego.

A jak jest z opłacalnością polskiej komunikacji lotniczej, czyli Polskich Linii Lotniczych LOT? Miarą opłacalności jest zarówno porównanie kosztu z efektem usług transportowych jak i przyniesiony zysk, wpływy dewizowe czy obniżenie wydatków dewizowych. Przy aktualnych taryfach przewozowych gospodarka narodowa korzysta i chce korzystać z lotniczych przewozów osób i towarów, czyli jest zapotrzebowanie na przewozy. Oznacza to, że cena usług przewozowych nie jest zbyt wysoka, że jest opłacalna dla korzystających z przewozów.

Czy przewozy lotnicze są dochodowe? W 1980 r. PLL LOT miał 8 mld zł akumulacji, która jest odprowadzana do skarbu państwa. Natomiast i kolej i komunikacja autobusowa przynoszą straty i to w liczbach dwucyfrowych licząc w mld. Przeto na tle pozostałych środków transportu w naszym kraju transport lotniczy wypada bardzo dobrze, w szczególności, że zysk na jednego zatrudnionego w transporcie lotniczym jest 5-krotnie większy niż w pozostałych dziedzinach transportu. Z powodu nienasyconego rynku przewozów lotniczych i małej konkurencji (pasażer czeka na bilet lub musi go kupować o kilka tygodni wcześniej, a nie bilet i miejsce czeka na pasażera do chwili odlotu) — procent zysku w naszym transporcie lotniczym jest rzędu 25% obrotów przedsiębiorstwa, podczas gdy w USA waha się między 5% a deficytem. Przez najbliższe dziesięciolecie nastąpi u nas tylko nieznaczny wzrost nasyconienia rynku przewozów, a zatem i procent zysku powinien obniżyć się powoli.

Jak wyglądają korzyści dewizowe? Koszt uzysku dewiz przez LOT wynosi 20 zł za 1 dolara, co jest wysoce opłacalne, gdyż w przemyśle dopuszcza się nawet 100÷150 zł/dol. LOT jest wielce opłacalnym źródłem dewiz i dalszy jego rozwój mógłby być źródłem szybkiego dopływu dewiz dla naszej gospodarki narodowej. Należy jednak bez zwłoki rozważyć możliwość wynajmu dla LOT-u ekonomicznych samolotów i wykorzystanie ich do przewozów czarterowych na atrakcyjnych trasach.

Poważne korzyści dewizowe daje też „antyimportowa” działalność LOT-u. Wszędzie, gdzie docierają samoloty LOT-u do krajów strefy dolarowej — nasze państwo osz-

czędza dewizy. A są to poważne oszczędności. Np. bilet do USA samolotem obcym kosztuje 400 dol, natomiast przy przewozach LOT-u 3/4 kosztów ponosi się w złotych, a tylko 1/4 w dolarach (opłaty lotniskowe, paliwo itp.). Gdyby nasza gospodarka musiała ponosić wszystkie koszty przelotów zagranicznych w dewizach — byłoby to dla niej poważnym obciążeniem. Natomiast dalszy rozwój linii i przewozów PLL LOT będzie dalszą ulgą dla naszej gospodarki pod względem dewizowym.

Taryfy LOT-u nie są w pełni kształtowane przez PLL LOT wg kosztów własnych, lecz na wielu liniach są regulowane przez państwo wg interesów ogólnopństwowych. Dzieje się to na liniach zarówno do krajów socjalistycznych, jak i kapitalistycznych. LOT ponosi z tego tytułu straty rzędu 1 mld zł, lecz są one rekompensowane stosowaniem specjalnych kursów dewizowych.

Rozwój działalności LOT-u jest poważnie ograniczony przez zbyt powolny rozwój lotnisk, ich wyposażenia radionawigacyjnego i portów lotniczych. Niestety ta infrastruktura transportu lotniczego jest oderwana od działalności PLL LOT i, należąc do Zarządu Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych, jest finansowana z budżetu państwa. A o dotacje na rozwój lotnisk jest trudno. W ciągu ubiegłych 5 lat przeznaczono na nie tylko 0,9 mld zł, podczas gdy LOT odprowadzał do skarbu państwa 5,6 mld zł. Gdyby infrastruktura transportu lotniczego była przedsiębiorstwem utrzymującym się z opłat za usługi, to bez trudu sfinansowałyby się szybszy jej rozwój, usuwając jedną z większych przeszkód na drodze rozwoju polskiego transportu lotniczego.

Powstaje jeszcze pytanie jaki wpływ na opłacalność LOT-u może mieć stały wzrost kosztu paliwa? Obecnie nasze lotnictwo komunikacyjne stosuje samoloty z lat sześćdziesiątych, które nie mają silników o zmniejszonym zużyciu paliwa. Wprowadzenie do LOT-u nowych samolotów, co musi nastąpić w najbliższych latach, spowoduje zmniejszenie zużycia paliwa, lub przy wzroście przewozów pozwoli na niezwiększenie zużycia, gdyż na pewno będą to samoloty paliwooszczędne. Lot zużywa dziś 1% paliw płynnych zużywanych w kraju, podczas gdy w USA transport lotniczy zużywa 5%.

A jak wpływa na wyniki ekonomiczne LOT-u obecna, ciężka sytuacja gospodarcza kraju? Brak odpowiednich warunków do napływu turystów zagranicznych spowodował poważny spadek liczby przylatujących turystów, co zmniejszyło dopływ dewiz. Jednakże nie powoduje to deficytu przedsiębiorstwa. Nasza sytuacja gospodarcza jest niewątpliwie stanem przejściowym i poprawa jej w ciągu kilku lat spowoduje przywrócenie ruchu turystycznego do Polski i dalszy jego rozwój. Raczej powinniśmy zastanowić się czy zdążymy z zakupami samolotów i rozbudową lotnisk na moment wzmożenia się przewozów lotniczych do Polski.

Mamy lotnictwo pasażerskie, które przynosi gospodarce narodowej zysk i korzyści dewizowe. Istnieją możliwości zwiększenia tych korzyści. Wykorzystajmy tę szansę.



● 26 marca br. odbyło się pierwsze lądowanie polskiego samolotu Il-62 w Australii. Lot czarterowy na trasie Warszawa-Chabarowsk-Guam-Sydney trwał 25,5 godz. Samolot Polskich Linii Lotniczych LOT przewoził do Sydney rybaków z Dal-moru.

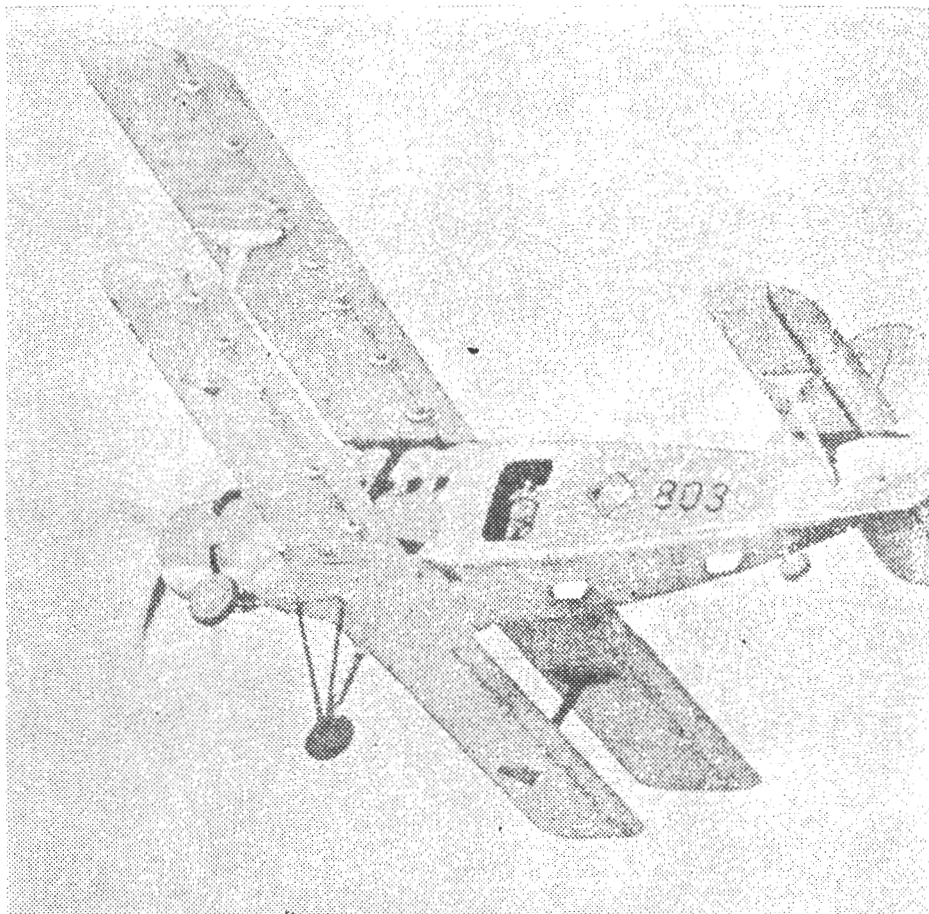
● 20 maja br. w Wojskowej Akademii Politycznej w Warszawie odbyła się obrona pracy doktorskiej pt. „Czynniki warunkujące przygotowanie kandydatów na pilotów wojskowych w Liceum Lotniczym przy WOSL” mgr Zenobii Białeckiej. Promotorem był doc. dr hab. Józef Kowalski.

● W PZL-Mielec w I kw. br. odbyło się spotkanie producentów i użytkowników An-28. Użytkownika — czyli stronę radziecką reprezentowali gł. konstruktor An-28 D.S. Kiwa oraz naczelnik oddziału Ministerstwa Lotnictwa ZSRR inż. A.W. Markow. W ocenie strony radzieckiej próby państwowe samolotu An-28 potwierdziły pełną jego przydatność do potrzeb transportowych gospodarki radzieckiej. Charakterystyki startowo-ładowe są lepsze niż An-2, gdyż samolot może lądować na wszystkich gruntowych lotniskach posiadających pas startowy o długości 550 m. Samolot wykazuje duże bezpieczeństwo lotów, wysoką prędkość przelotową oraz zapewnia pasażerom komfortowe warunki lotu.

● W dniu 19 maja 1981 r. zmarł w Warszawie Alfred Maksymowicz, przed wojną asystent mechaniki technicznej u prof. M.T. Hubera, po wojnie długoletni pracownik naukowy Politechniki Warszawskiej.

● W dniu 2 czerwca 1981 r. zmarł w Warszawie w wieku 82 lat Józef Dzienniak, który przez 60 lat służył i pracował w lotnictwie: w 12 eskadrze wielkopolskiej od 1919 r., w odbiorze wojskowym w Państwowych Zakładach Lotniczych na Mokotowie i Okęciu, w Polskich Siłach Zbrojnych w Wielkiej Brytanii oraz po wojnie w kontroli technicznej WSK-Okęcie, zaś po przejściu na emeryturę — jako tłumacz publikacji technicznych w WSK-Okęcie.

● W dniu 9 czerwca 1981 r. zmarł w Warszawie prof. dr inż. Franciszek Miśtał. Urodzony w 1901 r. we Lwowie, ukończył Politechnikę Lwowską, w 1929 r. uzyskał stopień doktora nauk technicznych w Akwizgranie u słynnego aerodynamika Teodora v. Kármána. W latach 1929÷1939 konstruktor w Państwowych Zakładach Lotniczych. Pracował przy samolocie pasażerskim PZL-4, był współkonstruktorem samolotów sportowych PZL-19 i PZL-26, rozpoznawczo-bombowego PZL-23 Karaś i konstruktorem samolotów myśliwskich PZL-38 Wilk i PZL-48 Lampart, w których zastosowano konstrukcję kesonową skrzydła z blachy falistej wg własnego patentu. Równocześnie prowadził wykłady w Grupie Technicznej Oficerskiej Szkoły Lotniczej w Warszawie. Od 1945 r. wykładał budowę płatowców w Szkole Inżynierskiej im. Wawelberga, a następnie kierował Katedrą Budowy Samolotów Politechniki Warszawskiej. W latach 1945÷1946 był dyrektorem technicznym PLL LOT, a w latach 1946÷1950 dyrektorem Centralnego Studium Samolotów, gdzie był współkonstruktorem samolotu CSS-10. Od 1954 r.



Samolot An-2 w lotnictwie NRD

Foto: Flieger Revue

pracował w Instytucie Lotnictwa i od 1957 r. w OKL-WSK Okęcie, gdzie był współkonstruktorem samolotu MD-12. Od 1958 r. był członkiem Polskiej Akademii Nauk.

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy WSK PZL-Mielec opracował wersję sanilarną samolotu PZL-M20 Mewa. Prototyp tej wersji wykonano w czerwcu br. Samolot ma wyposażenie reanimacyjne.

● 2 maja br. Jacek Kibiński z Acrokłubu Krakowskiego wykonał przelot długości 35 km z góry Żar na lotni Balans wyposażonej w przyrządy pokładowe i barograf, uzyskując przewyższenie 1650 m. Lot trwał 1 h 20 min.

● W maju br. został wypróbowany prototyp szybowca SZD-52 Jantar 15 będący odmianą Jantara w 15-metrowej klasie zawodniczej FAI.

● Budowany przez konstruktora samolotu Przańniczka — J. Janowskiego czwarty jego samolot J-4 jest dwumiejscowym średniopłatem ze śmigłem ciągnącym. Napęd samolotu stanowi silnik Limbach 50 kW. Rozpiętość samolotu wynosi 7 m, masa własna 250 kg, masa całkowita 480 kg, prędkość maks. ok. 290 km/h.

● W br. walkę z mniszką brudnicą szkodnikiem lasów prowadził Zakład Usług Agrolotniczych PZL-Warszawa za pomocą 125 samolotów An-2, z których 70 otrzymało atomizery importowane z Anglii po 0,5 mln zł szt. Samolot z atomizerami obsługuje 600 ha w ciągu godziny lotu, zaś z tradycyjnymi opryskiwaczami — 200 ha. Ponadto atomizery dają oszczędność oleju stosowanego do chemikaliów — 4 l/ha. Dzięki zastosowaniu atomizerów w tegorocznej akcji zaoszczędzono 4,8 mln l importo-

wanego oleju wartości 50 mln zł. W północnej części Polski zwalczano szkodnika na obszarze 910 tys. ha lasów.

● Na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej studenci zbudowali laminatowy ultralekki szybowiec ULS układem zbliżony do jednomiejscowych szybowców szkolnych.

Dane techniczne: rozpiętość — 10,87 m, długość — 5,45 m, powierzchnia nośna — 12,65 m<sup>2</sup>, wydłużenie płata — 9,34, masa własna — 45 kg, masa całkowita — 125 kg, współ. obciążenia od +5,3 do -2,65; osiągi: prędkość min. — 40 km/h, opadanie min. przy prędkości ekonom. 45 km/h — 0,85 m/s, doskonałość przy prędk. opty. 55 km/h — 17, prędkość maks. 125 km/h.

● Na tegorocznych Międzynarodowych Targach Poznańskich PHZ PEZETEL podpisała z Kubą umowę eksportową na dostawę polskich wyrobów lotniczych: 12 samolotów PZL-M18 Dromader oraz części zamiennych do samolotów PZL An-2.

● W dniu 24 czerwca br. na Wydziale Mechanicznym Energetycznym i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej odbyły się dwie obrony prac doktorskich:

— mgr inż. Ryszard Wójcik bronił pracy pt. „Analiza odkształceń i naprężeń w obszarze czoła pęknięcia w strefie kontaktu ciał odkształcalnych” — promotorem był doc. dr hab. inż. Jacek Stupnicki,

— mgr inż. Zbigniew Paturski bronił pracy pt. „Badania metodą symulacji cyfrowej dynamiki sprężystego samolotu odrzutowego w fazie wznoszenia z uwzględnieniem zmian charakterystyk aerodynamicznych” — promotorem był prof. dr hab. inż. Jerzy Maryniak.



## FINLANDIA

● Lotnictwo wojskowe zamierza zakupić 15 samolotów myśliwskich. Mają to być samoloty MiG-21M bis lub używane Saab-35 Draken. (Air. Int. 6/81)



## FRANCJA

● We Francji jest 480 aeroklubów, dysponujących 330 lotniskami i 2500 samolotami oraz zrzeszających 40 000 członków (w tym 7% kobiet). (Av. Mag. 801)

● 9.04. br. wykonał pierwszy lot pierwszy samolot transportowy C-160 Transall z nowej serii. Produkcję tego samolotu wznowiono po wieloletniej przerwie. Zamówionych jest 28 samolotów tego typu. (GIFAS-1303)

● Wytwórnia Socata zamierza rodzinę samolotów sportowych TB-9 Tampico i TB-10 Tobago oraz TB-20 Trinidad rozszerzyć o nowe odmiany oznaczone TB-12 i TB-15. (Av. Mag. 801)

● Wytwórnia Robin buduje prototyp czteromiejscowego samolotu sportowego R-3140L. (Av. Mag. 801)

● Wytwórnia Siren przejęła z Finlandii produkcję motoszybowca PIK-20E. (Fl. Rev. 5/81)

● 5 prototypów samolotu myśliwskiego Mirage 2000 wykonało 1000 h lotów podczas prób fabrycznych. (GIFAS-1303)

● 9 maja 1981 r. wykonał pierwszy lot prototyp samolotu patrolowego Dassault-Breguet Atlantic ANG, różniący się od poprzednich samolotów Atlantic nowym wyposażeniem. (GIFAS-1305)

● Nowościami na tegorocznym Paryskim Salonie Lotniczo-Kosmicznym (4÷14.6.1981 r.) były:

- treningowy Embraer EMB-312 (Brazylia),
- holowniczy PIK-23 Towmaster (Finlandia),
- transportowy C160 Transall TNG (Francja),
- sportowy Socata TB20 Trinidad (Francja),
- patrolowy Dassault-Breguet Atlantic ANG (Francja),
- akrobacyjny CAP-21 (Francja),
- motoszybowiec Fournier RF-10 (Francja),
- wielozadaniowy Dornier Do-228-200 (RFN),
- służbowy Cessna Citation III (USA),
- służbowy Learjet 55 Longhorn (USA),
- służbowy Commander Jetprop 1000 (USA),
- treningowy Commander Peregrin 600 (USA),
- transportowy Lockheed L100-30 (USA),
- doświadczalny Bell XV-15 (USA),
- służbowy Piper PA602 Sequoya (USA),
- treningowy SIAI-Marchetti SF211 (Włochy),
- śmigłowiec Mi-17 (ZSRR),
- śmigłowiec dźwigowy Mi-26 (ZSRR), z tego tylko 12 konstrukcji jest zupełnie nowych. (GIFAS-1305)



## HOLANDIA

● Wytwórnia Fokker zbudowała już 47 samolotów myśliwskich F-16, zaś belgijska SABCA — 54. Łącznie w Europie zbudowano ponad 100 samolotów F-16. W USA wyprodukowano 265 F-16. (AI 5/81)

● Brytyjski nadzór lotnictwa cywilnego CAA akceptował podwyższenie trwałości zmęczeniowej samolotów Fokker F-27 Friendship używanych w Wlk. Brytanii z 45 tys. lotów do 90 tys. lotów — na podstawie prób przeprowadzonych przez wytwórnię Fokker. (Int. 6/81)



## INDIE

● Rząd Indii zamówił 150 samolotów myśliwskich Mirage 2000, które będą budowane z licencji w wytwórni HAL. (Air. Int. 6/81)

● Lotnictwo wojskowe przewiduje uruchomienie w Indiach licencyjnej produkcji śmigłowców w wersji przeciwczołgowej i do zwalczania łodzi podwodnych. Największe zainteresowanie lotnictwa indyjskiego wzbudza zachodniemiecki Bo-105. (L+K 8/81)



## INDONEZJA

● Indonezja otrzymała pierwsze z zamówionych w Szwajcarii 20 samolotów szkolnych FFA-Repair AS-202-18A3 Bravo za sumę 3 mln dol. (Air. Int. 6/81)



## IZRAEL

● Projektowany obecnie samolot myśliwski Lavi ma być oblatany w 1984 r., zaś jego dostawy mają się rozpocząć w 1988 r. (Air. Int. 6/81)

● Wytwórnia IAI wyprodukowała dotychczas 170 odrzutowych samolotów służbowych Westwind (amerykański Jet Commander) i ma zamówienia na dalsze 55 szt. Cena samolotu 3,7÷4,3 mln dol. (Fl. Rev. 5/81)



## KANADA

● Wytwórnia de Havilland Canada buduje kosztem 67 mln dol. nowy zakład do produkcji samolotu pasażerskiego DHC-8 Dash 8. Zakład ten ma zatrudnić 3000 osób. Próby w locie prototypu mają rozpocząć się w 1983 r., a produkcja seryjna w 1984 r. Wytwórnia Pratt Whitney of Canada przy opracowaniu i produkcji silnika PW 117 do tego samolotu ma zatrudnić 1000 osób. Wy-

twórnie pomocnicze otrzymały już zamówienia na 200 kompletów podwozi i ustereżeń do tego samolotu. (AI 5/81)



## NORWEGIA

● Lotnictwo wojskowe Norwegii otrzyma w br. 6 śmigłowców Lynx zamówionych w Wlk. Brytanii. (Air. Int. 6/81)



## RFN

● Luftwaffe ma zakupić 4 izraelskie odrzutowe samoloty dyspozycyjne IAI 1124 Westwind do holowania celów latających. Przy prędkości holowania 540 km/h samolot ten ma czas lotu 4 h. (L+K 8/81)

● 6 marca br. wykonał pierwszy lot pierwszy egzemplarz serii informacyjnej śmigłowca MBB-Kawasaki BK-117. Wytwórnia ma zamówienia na 130 śmigłowców tego typu. (AI 5/81)

● 31 marca br. pierwszy samolot obserwacji radarowej Boeing E-3A AWACS przybył do RFN. (Av. Mag. 801)

● 18 marca br. wykonał pierwszy lot prototyp samolotu lokalnej komunikacji Dornier Do-228-100. (Fl. Rev. 5/81)

● Luftwaffe otrzymała już 100 samolotów treningowych Alpha Jet. (AK 4/81)



## ZSRR

● Jako nowości Paryskiego Salonu Lotniczo-Kosmicznego w czerwcu br. były zaprezentowane:

— śmigłowiec dźwigowy Mi-26 napędzany dwoma silnikami turbinowymi D-136 po 8500 kW (11 400 KM). Masa własna śmigłowca — 40 tys. kg, masa paliwa — 10 700 kg, ładunek użyteczny — 16 100 kg, masa w locie — 66 800 kg. Jest to największy śmigłowiec dźwigowy na świecie,

— śmigłowiec transportowy Mi-17 będący odmianą Mi-8 z silnikami o większej mocy. Napędzany jest dwoma silnikami TW-117MT po 1400 kW (1900 KM). Jego ładunek użyteczny wynosi 4000 kg, pojemność kabiny pasażerskiej — 24 osoby, masa startowa — 11 tys. kg (maks. 13 tys. kg), prędkość przelotowa — 240 km/h, średnica wirnika — 21,3 m,

— lotnia Antonowa Sławutisz UT o rozpiętości 8,8 m, powierzchnię nośną 17,5 m<sup>2</sup>, masie własnej 25 kg, doskonałości 7 i opadaniu 1,3 m/s. (Av. Mag. 803, Air. Int. 6/81)

● Udział samolotów Il-62, Tu-134, Tu-154 w przewozach Aeroflotu wyniósł 70% w 1980 r. Wynosi on dla Il-62 13,5%, dla Tu-134 18,6% i dla Tu-154 37,7%. (FR 4/81)

● Angola nabyła 5 samolotów transportowych An-26. (FR 4/81)

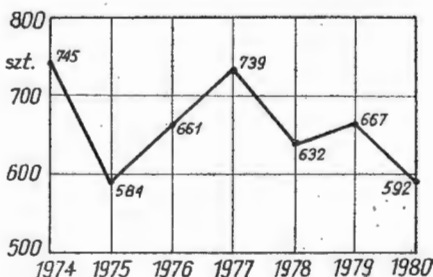
● Ośrodek Szkolenia Personelu Lotniczego RWPG ma szkolić 5000 osób rocznie. (FR 4/81)

● Średnia wydajność samolotów rolniczych An-2 Aeroflotu wynosi 256 ha/h lotu.

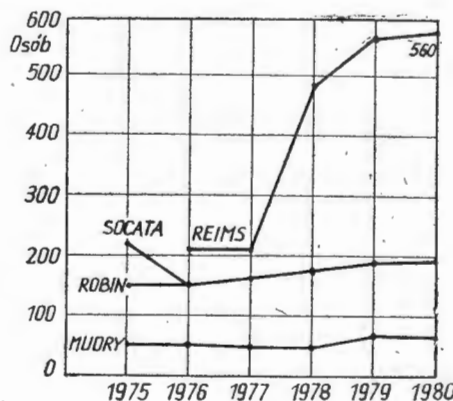
## Francuska produkcja samolotów lekkich

Zatrudnienie i produkcja samolotów lekkich we Francji w latach 1979-1980

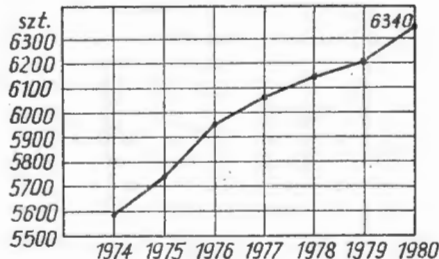
Wytwórnia	Robin		Mudry		Reims Aviation		Socata	
	1979	1980	1979	1980	1979	1980	1979	1980
Zatrudnienie	146	143	79	79	555	560	860	900
Wartość produkcji (mln Fr)	27,654	31,000	7,000	8,500	106,349	116,766	170,085	183,000
Sprzedaż	108	100	17	28	446	322	234	133
— krajowa	58	41	11	24	53	42	90	10
— eksportowa	50	59	6	4	393	280	144	122
Produkcja	119	106	35	30	400	378	132	174
Produkcja miesięczna	11	11	3	3	36	15	12	10



Rys. 1. Produkcja samolotów lekkich we Francji



Rys. 2. Zatrudnienie we francuskich wytwórniach samolotów lekkich



Rys. 3. Wzrost liczby samolotów lekkich we Francji

Produkcja francuskich wytwórni samolotów lekkich w latach 1974-1980, sztuk

Lata	1974			1975			1976			1977			1978			1979			1980		
	1)	2)	3)	1)	2)	3)	1)	2)	3)	1)	2)	3)	1)	2)	3)	1)	2)	3)	1)	2)	3)
Cerva		1	1	9	3	12	3	1	4			21		2	8	15	4	4	7	3	10
Fourmier							17	1	18	21		21		7	283	329	51	349	400	42	280
Mudry	10	2	12	7	2	9	10	1	11	13	1	14		46	57	139	61	51	112	41	59
Reims	75	303	378	63	246	309	87	260	347	53	330	383	46	57	139	61	51	112	41	59	100
Robin	107	71	118	92	54	146	86	29	115	68	54	122	82	88	147	77	67	144	10	122	132
Socata	124	28	152	62	30	92	96	58	154	68	110	178	59								
Wassmer	10	14	24	8	8	16	9	3	12	14	7	21									
Razem	326	419	745	241	343	584	308	353	661	237	502	739	196	436	632	197	470	667	124	468	592

1) kraj, 2) eksport, 3) łącznie

Zródło: GIFAS, 1981 s. 18-19

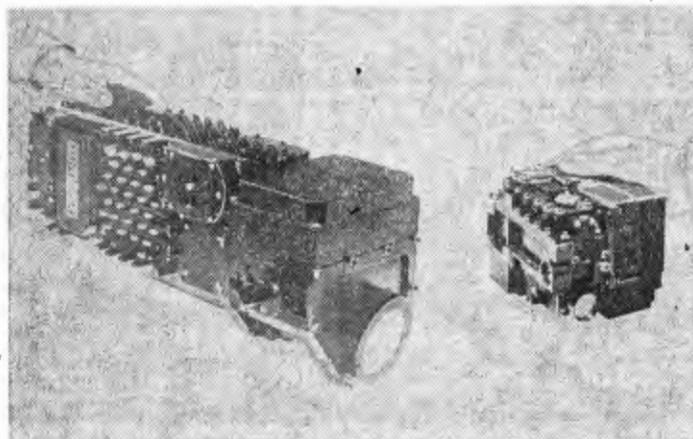
A.G.

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### Pokładowy odległościomierz laserowy o zmniejszonych wymiarach

Firma Ferranti (W. Brytania, Edynburg) przystąpiła do produkcji zmniejszonej wersji laserowego odległościomierza typu 105, który został zastosowany w doświadczalnej wersji na wszelkie warunki meteorologiczne samolotu szturmowego A-10. Nowe urządzenie — 105D — ma moduł nadawczo-odbiorczy z bardzo blisko siebie rozmieszczonymi osiami promieniowania. Promień lasera (Neodym — YAG) można odchylić w obrębie stożka o kącie 20° i stabilizować w zakresie 360° względem pionowej osi samolotu. Częstotliwość pulsacji promienia wynosi 10 Hz. Znaczna część echa zakłócającego jest automatycznie eliminowana dzięki specjalnej optyce. W skład urządzenia wchodzi również układ do samoczynnego testowania. Przy masie 8,7 kg wymiary odległościomierza wynoszą 308×210×204 mm. Do zasilania stosowany jest prąd stały o napięciu 28 V. Pobór prądu w czasie pracy 9 A, na biegu jałowym (stan gotowości) 10 mA, okres bezusterkowej pracy 1000 h. Urządzenie zostało zamówione przez lotnictwo duńskie do samolotów Draken.

W.K.



# Samolot Boeing E-3A\*) z systemem AWACS

Mgr inż. WALDEMAR DURANC  
Instytut Lotnictwa

Samolot Boeing E-3A (AWACS — Airborne Warning and Control System) reprezentuje grupę samolotów specjalnych, przeznaczonych do wczesnego wykrywania celów powietrznych. Wyposażony w stację radiolokacyjną dalekiego zasięgu samolot E-3A wykorzystywany jest również do dowodzenia lotnictwem obrony powietrznej ze względu na większą odporność na zniszczenie bronią atomową niż naziemne stacje radiolokacyjne i stanowiska dowodzenia.

Wstępne prace nad opracowaniem systemu AWACS podjęto na początku 1970 r. Jako bazę nowo opracowywanego systemu postanowiono wykorzystać konstrukcję seryjnego samolotu transportowo-komunikacyjnego Boeing 707-320C. Dwa z tych samolotów zmodyfikowano w celu zamocowania radarów zaprojektowanych przez Hughes Aircraft Company i Westinghouse Electric Company i oznaczono symbolem EC-137D. Po kilku miesiącach prób w powietrzu pod koniec 1972 r. wybrano radar firmy Westinghouse. Próby z całym wyposażeniem AWACS zostały zakończone pod koniec 1976 r.

Podczas prób samolotu E-3A prowadzonych pod koniec 1977 r. w Europie zachodniej sprawdzono m.in.:

- możliwość technicznej obsługi w zależności od miejsca bazowania,
- możliwość pracy z naziemnym centrum przetwarzania danych i wzajemną łączność samolotu z systemem NADGE (NATO Air Defence Ground Environment),
- badanie wspólnych bojowych działań z przeciwlotniczą rakieta Rapier.

Pierwszy gotowy samolot przekazano siłom zbrojnym lotnictwa Stanów Zjednoczonych na początku 1977 r.

Wyposażenie systemu AWACS na samolocie E-3A składa się z części antenowej i części pokładowej. Systemy na pokładzie samolotu dzielą się na sześć funkcjonalnych podsystemów: stacja radiolokacyjna, identyfikacja, przetwarzanie danych, łączność, nawigacja i kierowanie, wyświetlanie danych i sterowanie.

## Część antenowa

Modyfikacja samolotu Boeing 707-320C przy opracowywaniu samolotu E-3A związana była m.in. z problemem mocowania specjalnej obracającej się anteny. W tym celu zastosowano dwa wsporniki umiejscowione w tylnej części kadłuba. Talerzowa osłona anteny o średnicy 9,14 m i wysokości 1,83 m mieści w sobie dwie anteny: antenę stacji radiolokacyjnej i antenę urządzenia identyfikującego.

Osłona wraz z antenami obraca się podczas pracy stacji z prędkością 6 obr./min, a gdy stacja nie pracuje — z prędkością 0,25 obr./min, w celu zapewnienia smarowania łożyskowania.

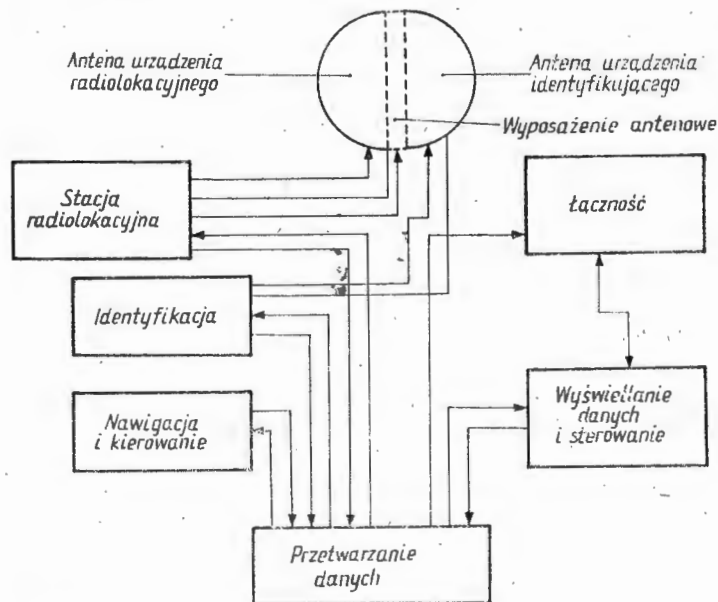
## Stacja radiolokacyjna

W skład stacji wchodzi następujące podzespoły:

- antena stacji radiolokacyjnej typu AN/APY-1 firmy Westinghouse,
- pulpit sterowania i obsługi radaru,
- cyfrowy dopplerowski procesor,
- korelator danych z radaru,
- nadajników impulsów w kierunku radaru.

Przeszukiwanie przestrzeni w azymucie realizowane jest za pomocą mechanicznego obrotu anteny, w elewacji odbywa się elektronicznie.

Aktualnie produkowane samoloty E-3A wyposażone są w zmodyfikowane urządzenia (m.in. podsystemu antenowego i przetwarzania danych) pozwalające na rozszerzenie przestrzeni kontrolnej na obszary morskie i spoza horyzontu. Wykorzystanie techniki impulsu Dopplera z impulsami



Rys. 2. Schemat blokowy wyposażenia systemu AWACS na samolocie E-3A

o wysokiej częstotliwości powtarzania pozwoliło stacji m.in. na śledzenie nieruchomych i poruszających się z małą prędkością okrętów na morzu lub w pobliżu linii brzegowej. Obszar przeszukiwania stacji równy jest 360° i dzieli się na 24 obszary azymutalne. Pracą stacji radiolokacyjnej kieruje centralny komputer cyfrowy, do którego przekazywane są wszelkie dane o zlokalizowanych obiektach.

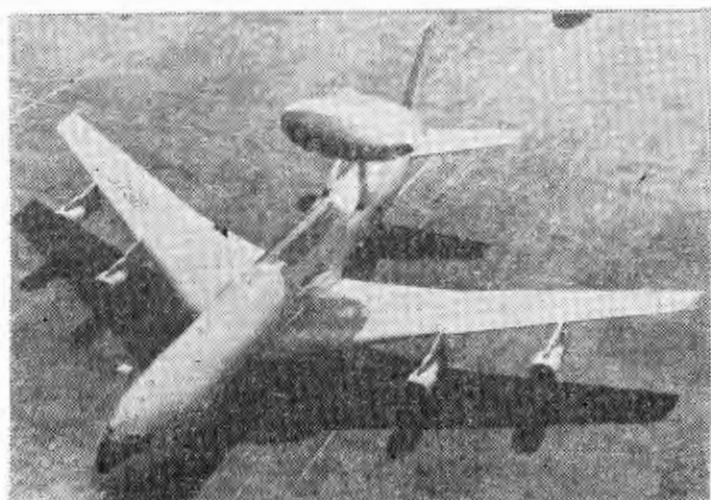
Podczas pokazów możliwości systemu AWACS jeden z trzech przedseryjnych samolotów E-3A kierował naprowadzaniem 134 swoich samolotów na 274 samoloty „przeciwnika”. Zasięg wykrywalności nisko lecących celów przez stację radiolokacyjną wynosi 370 km.

## Identyfikacja

W skład tego podsystemu wchodzi:

- antena urządzenia identyfikującego „swój — obcy” IFF-TADIL-C (identification friend or foe) typu AN/APY-103,
- dwa procesory nadawczo-odbiorcze typu RT-1126/A,
- procesor danych o zlokalizowanym obiekcie,
- urządzenia sygnalizacyjne.

Obracająca się razem z anteną stacji radiolokacyjnej przeciwnie skierowana antena urządzenia identyfikującego



Rys. 1. Samolot E-3A, widok ogólny

\*) Plany Boeing E-3A są opublikowane w kartotece TLiA nr 2/79 s. 17.

przesyła sygnały do centralnej maszyny cyfrowej, skąd trafia na ekrany wieloczynnościowych pulpitów podsystemu wyświetlania danych i kontroli. Po sprawdzeniu przez operatorów, skontrolowana informacja wraca do urządzenia nadawczo-odbiorczego w celu dalszej transmisji w przypadku zlokalizowania „obcego” obiektu.

### Przetwarzanie danych

Na samolocie E-3A zainstalowany jest wieloprocesorowy system obliczeniowy do przetwarzania danych przesyłanych przez system radiolokacyjny. System obliczeniowy jest uniwersalny i zapewnia:

- kierowanie pracą stacji radiolokacyjnej,
- demodulowanie celów,
- współpracę z centralną maszyną cyfrową (komputer typ 4P model CC-1 firmy IBM),
- zapis otrzymywanych danych na taśmie magnetycznej,
- wydawanie żądanych danych na pulpit sterowania operatora.

W celu zwiększenia efektywności i niezawodności, system obliczeniowy jest wieloprocesorowy (w jego skład wchodzi trzy procesory). Przewidziano i inne ważne elementy

Dane wyjściowe z komputera przekazywane są na ekrany dziewięciu niezależnych wieloczynnościowych konsol lub telemetrycznie do stacji radiolokacyjnych naziemnych.

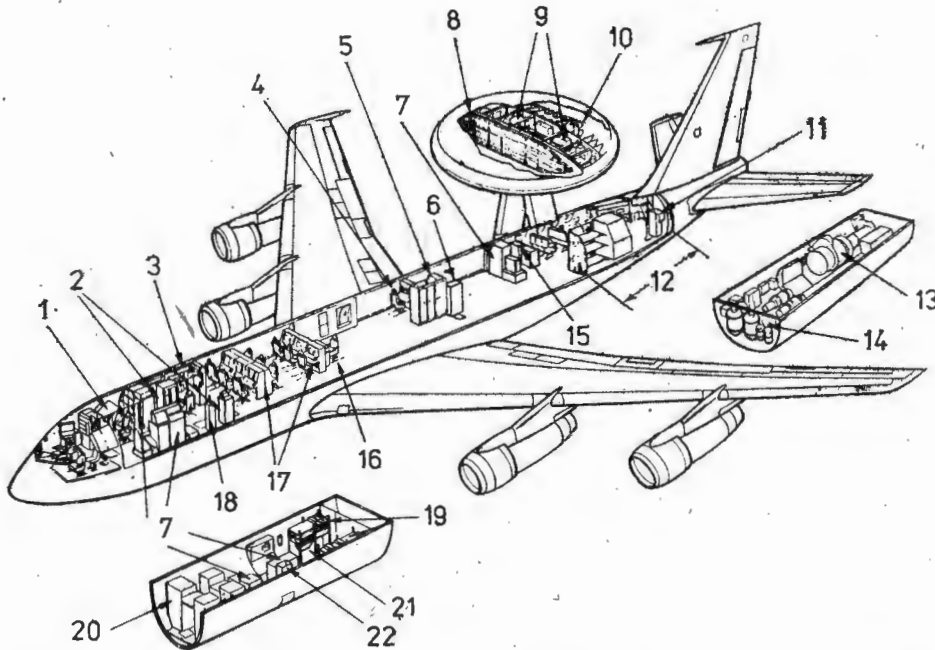
### Łączność

W skład tego podsystemu wchodzi:

- centralne urządzenie sygnalizacyjne,
- procesor systemu łączności,
- system TDMA (Time — Division Multiple — Access),
- pulpit sterowania systemem łączności,
- czytniki taśm,
- dalekopisy.

Podsystem ten dysponuje czternastoma łączami do komunikacji zewnętrznej i systemem radiofonii wewnętrznej zapewniającej łączność między operatorami poszczególnych podsystemów. Wyposażenie podsystemu łączności zostało opracowane przez firmy Collins Radio, Electronic Communications Inc., E-System i Hughes Aircraft. Zapewnia ono prowadzenie łączności kanałami HF, VHF i UHF.

Przesyłanie lub odbieranie informacji może być prowadzone fonicznie lub cyfrowo dzięki zastosowaniu systemu TDMA (Time — Division Multiple — Access).



Rys. 3. Samolot E-3A: 1 — pulpit łączności, 2 — urządzenia obróbki i transmisji danych, 3 — stanowisko kierowania komputerem, 4 — stanowisko operatora stacji radiolokacyjnej, 5 — obróbka sygnałów stacji radiolokacyjnej, 6 — system cyfrowego przekazywania informacji, 7 — łączność, 8 — antena stacji radiolokacyjnej, 9 — pomocnicze wyposażenie antenowe, 10 — antena urządzenia identyfikującego, 11 — zapasowy sprzęt ratowniczy, 12 — kabina wycieczkowa, 13 — pomocniczy zespół silnikowy, 14 — nadajnik radaru, 15 — nawigacja i identyfikacja, 16 — pulpit specjalny, 17 — wieloczynnościowy pulpit wyświetlania danych, 18 — mechanizm zrzutowy, 19 — rozdzielnia, 20 — zasadnicze wyposażenie awioniki, 21 — zespół prądu stałego, 22 — ryna do opuszczania samolotu przez załogę

mające wpływ na zabezpieczenie ciągłej gotowości do pracy systemu nawet w przypadku dwóch kolejnych awarii tego samego typu (Fault Tolerant System). Wydajność każdego z trzech procesorów wynosi ok. 1,5 mln operacji w ciągu 1 s. Pamięć operacyjna systemu obliczeniowego zrealizowana jest w postaci pamięci poleceń i pamięci operandów (po 64 K słów każda). Złącze zewnętrzne łączy podsystem przetwarzania danych z całym systemem awioniki samolotu E-3A i jest elementem przekazującym funkcjonalne dane z systemu obliczeniowego do wszystkich podsystemów AWACS.

### Nawigacja i kierowanie

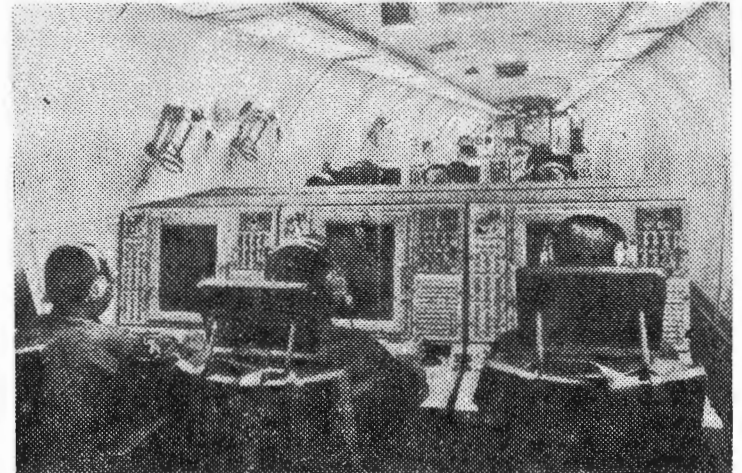
Wyposażenie tego systemu składa się z:

- dwóch bezwładnościowych platform nawigacyjnych typu Delco AN/ASN-119,
- systemu nawigacyjnego Northrop AN/ARN-120,
- dopplerowskiego systemu nawigacyjnego typu Ryan AN/APN-213,
- jednostek kontroli i sygnalizacji.

Dane o położeniu samolotu, jego prędkości i kursie potrzebne do jego sterowania i wypełniania zadań przez



Rys. 4. Kabina pilotów



Rys. 5. Wielozadaniowe pulpity sterowania



stację radiolokacyjną są dostarczane przez ten podsystem. Określa on:

- dokładne dane przekazywane do podsystemu radarowego w celu dokonania namiaru i określenia elewacji celu,
- informacje o pozycji i wysokości samolotu,
- sterujące sygnały do systemu autopilota w celu dokładnego utrzymywania warunków lotu.

#### Wyświetlanie danych i sterowanie

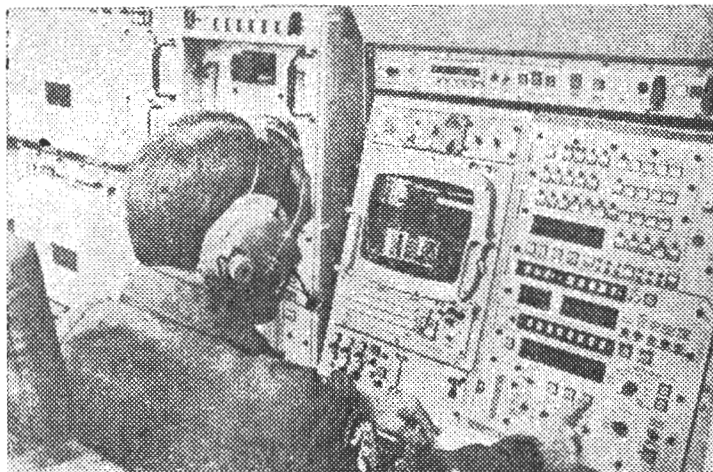
Podsystem ten wyposażony jest w:

- urządzenie sterujące wyświetlaniem danych,
- dziewięć wieloczynnościowych pulpityw firmy Hazeltine Corporation.

Na ekranie pulpityw ukazują się dane przekazywane z centralnej maszyny cyfrowej w postaci punktu lub wektora zwróconego w kierunku lotu celu. Informacja o obiekcie może być przekazana także w formie cyfrowej. Na podstawie wyselekcjonowanych informacji operatorzy podejmują odpowiednie decyzje, w celu dowodzenia obroną przeciwniczą.

Poprawne działanie wszystkich podsystemów zapewnia instalacja elektryczna z czterema generatorami o łącznej mocy 600 kV·A. Czas lotu samolotu przy tankowaniu paliwa w locie może osiągnąć 22 h i jest ograniczony zapasem oleju w olejowych systemach silników.

Załoga samolotu E-3A składa się z 13 operatorów syste-



Rys. 6. Stanowisko operacyjne komputera

mu AWACS oraz czterech członków obsługi lotu.

Samolot E-3A reprezentuje jedno z największych osiągnięć w AEW (Airborne Early Warning) pokładowych stacjach radiolokacyjnych wczesnego ostrzegania, dozoru, rozkazywania i kontroli.

## PROTOTYPY

### Piper Saratoga SP • USA •

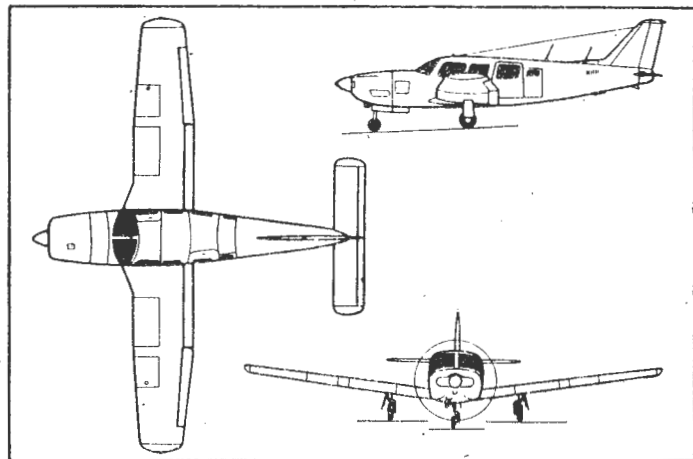
#### Jednosilnikowy sześciomiejscowy samolot turystyczny

Odczuwa się obecnie brak jednosilnikowych turystycznych samolotów sześciomiejscowych, których zaletą w porównaniu z samolotami czteremiejscowymi jest obszerniejsza kabina pozwalająca zabrać więcej bagażu, gdy nie jest wykorzystana pełna liczba miejsc, a w porównaniu z samolotami dwusilnikowymi — niższe koszty eksploatacyjne i brak konieczności uzyskania przez pilota dodatkowych uprawnień. W związku z tym firma Piper opracowała rodzinę samolotów Saratoga wywodzącą się z samolotu Cherokee Six i jego wersji rozwojowej Cherokee Lance (z chowanym podwoziem) i Lance II (z usterzeniem T).

Rodzina ta składa się z czterech wersji: ze stałym podwoziem, ze stałym podwoziem z turbodoładowaniem, z chowanym podwoziem (wersja SP), z chowanym podwoziem z turbodoładowaniem. Charakterystyczną cechą nowej rodziny jest obrys płata zapewniający bardzo dobre właściwości aerodynamiczne. Lotki nie dochodzą do końca skrzydeł, co zmniejsza opór indukowany. W porównaniu z Cherokee zwiększono o 1 m rozpiętość płata, a w związku z opiniami użytkowników wrócono do konwencjonalnego usterzenia. Napęd stanowią silniki Lycoming IO-540 i TIO-540 o mocy 224 kW (300 KM) z dwułopatowym śmigłem jako standardowym (na życzenie śmigło trójłopatowe). Dzięki ulepszeniom zewnętrznemu chłodzeniu silnika zużycie paliwa w warunkach przelotowych zmniejszyło się do 15 l/h. Samoloty wersji SP mogą być wyposażone w instalację przeciwbłędzeniową. Samoloty odznaczają się łatwością pilotażu i dużą ekonomią (w przeliczeniu na warunki drogowe zużycie paliwa wersji SP bez doładowania wynosi 11,5 l/100 km przy prędkości 260 km/h).

**Dane techniczne wersji SP (w nawiasach dane dla wersji z doładowaniem):**

Rozpiętość	11,02 m
Długość	8,84 m
Wysokość	2,90 m
Powierzchnia nośna	16,23 m <sup>2</sup>
Wydłużenie	7,48
Masa własna z wyposażeniem	901 (941) kg
Masa paliwa	283 kg
Masa użyteczna	732 (692) kg
Masa startowa maks.	1633 kg
Prędkość maks.	361 (304) km/h



Prędkość przelotowa na 55% mocy	267 (282) km/h
Wznoszenie	5,1 (5,6) m/s
Pułap praktyczny	5090 (6096) m
Długość startu na 15 m (śmigło trójłopatowe)	480 (433) m
Długość lądowania z 15 m	491 (500) m
Zasięg maks. na 55% mocy z rezerwą paliwa na 45 min	1820 (1760) km W.K.

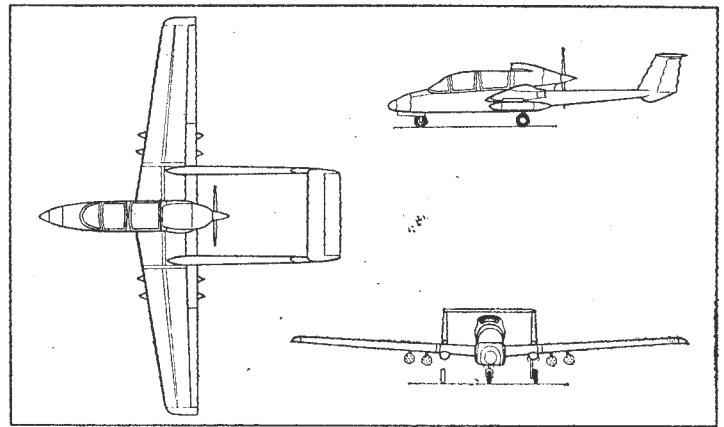
## Pazmany PL-5 • Argentyna •

Lekki jednosilnikowy samolot patrolowy

Władysław Pazmany, amerykański konstruktor samolotów lekkich, opracował projekt ultralekkiego samolotu patrolowego PL-5 przeznaczonego głównie dla krajów niezamożnych. Jest to dwuosobowy dolnopłat o prostej, metalowej konstrukcji, w układzie dwukadłubowym z pchającym śmigłem i płatem przystosowanym do małych prędkości lotu. Płat ma konwencjonalną konstrukcję ze skrzynekowym dźwigarem i żeberkami, z pokryciem nitowanym w sposób zapewniający gładką powierzchnię. Środkowa część płata jest integralna z kadłubem i mieści 340 l paliwa. Pod każdym skrzydłem są przewidziane dwa punkty do podwieszania zewnętrznych ładunków. Kadłub półskorupowy, z kabiną pilota o wymiarach 1,0×1,11×0,71 m i umieszczoną za nią kabiną kopilota wyposażoną w proste urządzenia do przeprowadzania obserwacji — radar i kamerę. Usterzenie wysokości jest zamontowane na szczycie podwójnego usterzenia kierunku. Podwozie chowane. Napęd stanowi silnik Lycoming 235-C2 o mocy 85 kW (115 KM).

Poza wersją podstawową są przewidziane trzy wersje pochodne: PL-5PT z silnikiem o mocy 118 kW (160 KM), o zmniejszonej do 11,4 m rozpiętości; PL-5JT z dwuprzepływowym silnikiem odrzutowym Williams WR19-3 o ciągu 255 daN (260 kG); PL-5EJ również z silnikiem WR19-3, przeznaczona do przelotów na odcinkach o długości 2500 km z prędkością 340 km/h.

Pazmany ocenia, że zapotrzebowanie na samoloty przeznaczone do patrolowania mórz, granic i lasów wyniesie w najbliższych latach 1700 samolotów. Podstawową zaletą samolotu PL-5 ma być ekonomia eksploatacji. Przy założeniu 1000 h lotu rocznie i amortyzacji 5,62% dla płatowca i 7,14% dla wyposażenia koszty przypadające na godzinę lotu wyniosą 35,2 dol. (w cenach z 1980 r.), czyli 8-godzinne patro-



lowanie będzie kosztować 281 dol., przy czym obejmie ono obszar 195 000 km<sup>2</sup>.

### Dane techniczne

Rozpiętość	14,70 m
Đięgość	8,70 m
Wysokość	2,86 m
Powierzchnia nośna	18,58 m <sup>2</sup>
Wydłużenie	12
Masa własna	580 kg
Masa startowa	1007 kg
Prędkość maksymalna	230 km/h
Prędkość przelotowa	220 km/h
Prędkość patrolowania na małych wysokościach	95 km/h
Prędkość przeciągnięcia	79 km/h
Wznoszenie n.p.m.	3,15 m/s
Pułap praktyczny	6000 m
Zasięg na 70% mocy	3420 km
Đługotrwałość lotu	14 h

W.K.

cd. ze s. 24

**SZCZECIŃSKI S., ŁAGOSZ M.:** An attempt to optimization of strength and mass of the disc-drum type rotors. *TLiA*, vol. XXXVI, 1981, Nr 10, p. 18

In turbine engines the carrying elements of rotors are usually discs or thin-walled drums. During recent years, mixed designs, i.e. disc-drum types, have spread in this field. The paper discusses, utilizing a relatively simple model easy to be physically imagined, the influence of characteristic dimensions on stresses in the drum and disc constituting an integral carrying element and, as well, compares this design with the drum-only type. This analysis shows that application of the disc-drum designs serves a purpose because of their lower mass and higher load capacity.

**SZCZEPANIK R.:** Comments of the paper "Impact type damages in aircraft turbine engines with axial compressor". *TLiA*, vol. XXXVI, 1981, No. 10, p. 22

A polemic with the article "Impact type damages in aircraft turbine engines with axial compressor" by Dr Eng. M. Ostapkowicz, published in *TLiA* vol. 8/9/80, has been undertaken in this paper.

### ZUSAMMENFASSUNG

**DURANC W.:** Das Flugzeug Boeing E-3A und das AWACS-System. *TLiA*, XXXVI Jrg., 1981, H. 10, S. 5

Es wird das zum Frühausfinden von Luftzielen und als Befehlsstelle für die Luftabwehr bestimmte Flugzeug F-3A AWACS behandelt. Auch die Subsysteme, die das ganze AWACS-System bilden, ihre gegenseitige Verknüpfung und Mitwirkung bei der Verwirklichung der während des Fluges gestellten Aufgaben, werden eingehend erörtert. Die Geschichte der Entwicklung dieses Flugzeuges, das auf besonderen Auftrag der USA-Luftstreitkräfte entstand, ergänzen den Beitrag.

**WISLICKI B.:** Feststellung der bevorstehenden Störungszustände bei luftfahrttech-

nischen Tribologiesystemen. *TLiA*, XXXVI Jrg., 1981, H. 10, S. 9

Es werden die Bestimmungsmethoden des Gehalts von Reibungs-Verschleiss-Metallteilen in den Arbeitsflüssigkeiten, die in den Reibungsknoten entstehen, hinsichtlich der Detektions- und Erkennungsmöglichkeit von bevorstehenden Störungszuständen bei verantwortlichen luftfahrttechnischen Antierbs-, Übersetzungsgetriebe- und Hydraulik-Baugruppenerörtern. Mittels der Vergleichsanalyse über die Möglichkeit und Wirksamkeit der Voraussage von bevorstehenden Störungszuständen anhand der vorgestellten Methoden und hinsichtlich der eigenartigen luftfahrttechnischen Forderungen und dem gegenwärtigen Forschungsstand, werden die elektrischen Methoden, darunter die ferromagnetischen, bevorzugt.

**SZCZECIŃSKI S., ŁAGOSZ M.:** Optimierungsversuch der Festigkeit und der Masse von Scheiben-Trommel-Läufern. *TLiA*, XXXVI Jrg., 1981, H. 10, S. 18

In den Turbinenmotoren werden als Tragelemente von Läufern in der Regel Scheiben bzw. dünnwandige Trommeln verwendet. Die letzten Jahre weisen die Verbreitung von Scheiben-Trommel-Mischkonstruktionen auf. In dem Beitrag wird anhand eines relativ einfachen und physikalisch wahrnehmbaren Modells der Einfluss der kennzeichnenden Abmasse auf die Spannungen in der Trommel und Scheibe, die ein integrales Tragelement bilden, untersucht und mit der Nutrtrommel-Lösung verglichen. Aus den Erwägungen geht hervor, dass die Anwendung der Scheiben-Trommel-Lösung infolge geringer Masse und besserer Übertragung von Belastun-

**SZCZEPANIAK R.:** Bemerkungen zu dem Beitrag „Stoschäden an Turbinen-Flugmotoren mit Axialverdichter“. *TLiA*, XXXVI Jrg., 1981, H. 10, S. 22

Der Verfasser unternimmt eine Polemik mit dem Aufsatz „Stoschäden an Turbinen-Flugmotoren mit Axialverdichter“ von Dr inz. M. Ostapkowicz, der in *TLiA* H. 8/9-80 veröffentlicht wurde.

### СОДЕРЖАНИЯ

**ДУРАНЦ В.:** Самолет Бэинг Б-3А с системой АВАКС. *TLiA*, Т. 36, 1981 г. № 10, стр. 5.

В статье представлен самолет Е-3А АВАКС предназначен для раннего обнаружения воздушных целей и управления противовоздушной обороной. Описаны системы, входящие в состав всей системы АВАКС их связи и содействие при выполнении заданий в полете. Статья дополняется историческим очерком о развитии этого самолета, построенного по особому заказу ВВС США.

**ВИСЛИЦКИ Б.:** Диагностика предаварийных состояний авиационных трибологических систем. *TLiA*, т. 36, 1981 г. № 10 стр. 9

Описаны методы определения содержания в авиационных жидкостях металлических частиц трения-износа, образующихся в трущихся парах, с учётом возможности дефектации и наблюдения за предаварийными состояниями ответственных узлов привода, шестеренчатых передач и гидравлики. Сравнительный анализ возможностей и эффективности прогнозирования предаварийных состояний при помощи представленных методов с учётом специальных требований авиационной техники и современного состояния исследований на переднем месте выдвигает электрические, в том числе ферромагнитные методы.

**ЩЕЦИŃСКИ С., ЛАГОШ М.:** Пыпытка оптимизации прочности и массы искрово-барабанных роторов. *TLiA*, т. XXXVI, 1981, № 10, стр. 18

На сравнительно простой, оризически легкопонятной модели в статье рассмотрено влияние характерных размеров на напряжения в барабане и диске, которые являются интегральным несущим элементом, а также проведено сравнение этой конструкции с исключительно барабанной конструкцией.

**ЩЕПАНИК Р.:** Замечания к статье: «Ударные повреждения авиационных газотурбинных двигателей с осевым компрессором». *TLiA*, т. 36, 1981 г., № 10, стр. 22

Статья является полемикой со статьей др инж. М. Остapковича под указанным выше заглавием, опубликованной в *TLiA*, № 8/9-80.

# Diagnostowanie stanów przedawaryjnych lotniczych systemów tribologicznych

Dr BOGDAN WIŚLICKI  
Instytut Lotnictwa

Niezawodność układu roboczego warunkuje próg niezawodności fizycznej podzespołów. Zależy ona od racjonalnego usytuowania tych elementów w konstrukcji głównych węzłów lub systemu urządzenia. Złożoność i trudności w problemie niezawodności wynikają przede wszystkim z praktycznej niemożności określenia niezawodności fizycznej całego układu. Sposobem polepszenia niezawodności urządzeń jest więc przede wszystkim racjonalne podwyższanie niezawodności ich elementów.

Duży stopień skomplikowania i ekstremalne warunki pracy sprzętu latającego, współdziałanie różnych tworzyw i elementów konstrukcji, do których należy zaliczyć paliwa, oleje smarowe i hydrauliczne, różnorodną i trudną do przewidzenia ich wrażliwość, określają skalę problemu. Nieodzowne właściwe zaprojektowanie, wysoka jakość produkcji, najbardziej zaostrożona kontrola, np. badanie pomp paliwowych samolotów odrzutowych na gorszym paliwie (benzynie bądź innym) [1], nie mogą eliminować wszystkich ukrytych wad, a tym bardziej przewidzieć dokładnie żywotności podzespołów. Np. liczba katastrof i awarii w lotnictwie cywilnym USA w latach 1965÷1969 wynosiła odpowiednio 184 i 2452 [2]; blisko połowa (46÷47%) była wynikiem pogorszonej jakości paliw i „techniki” z nimi związanej.

## Diagnostyka systemów tribologicznych

Śród lotniczych systemów tribologicznych można wyróżnić grupę urządzeń związanych z napędem i hydraulicznymi. Ich elementem są także ciecz robocze, których podstawowe funkcje dotyczą m.in. smarowania. Jeśli przyjąć, że spektrum jakościowo-wymiarowo-ilościowe cząstek emitowanych przez parę tarczą może stanowić informację o stanie technicznym danego węzła, wtedy ich obecność skądinąd kłopotliwa, staje się cenna dla diagnostyki. Ciecz robocza staje się natomiast nośnikiem informacji o węzle tarcia. Jej przemieszczanie się z cząstkami emitowanymi z powierzchni pary tarczą do najdalszych miejsc systemu tribologicznego pozwala w dowolnym praktycznie miejscu systemu (na linii przesyłowej skojarzenie-przewody-zbiornik) detektować te cząstki bezpośrednio w systemie bądź, po uprzednim pobraniu próbki cieczy roboczej, poza nim.

Przedmiotem szczególnej uwagi są w zespołach napędów: łożyska sprężarki, wentylatora, turbiny, uszczelnienia labiryntowe w silniku turbinowym; tłok-pierścienie, łożyska wału głównego, popychacze w silniku tłokowym; mechanizmy przekładni zębatych. W układach hydraulicznych, w tym paliwowych, są nimi elementy, których dokładności obróbki i pasowania charakteryzują się dużą wrażliwością na zanieczyszczenia i zacieranie, np. pary suwakowe rozdzielaczy (2÷3 μm), pomp tłokowych (3÷5 μm).

Większość procesów zużycia będących wynikiem spiętrzenia dużych naprężeń mechanicznych (do 2500 MN/m<sup>2</sup>) na powierzchniach trących charakteryzuje zmienność w czasie (do 10<sup>-6</sup> s) [3]. Naprężenia te mogą wielokrotnie się wskutek zmian wymiarowych i metalograficznych powierzchni trących. Tworzące się zarodnikowe mikropęknięcia powodują odrywanie się z powierzchni kawałków metalu, następnie lawinowe rozprzestrzenianie się tych zjawisk, w konsekwencji narastanie ilości i rozmiarów generowanych cząstek metalu. Przedział czasu między początkiem tych procesów a uszkodzeniem elementu stanowi okres, w którym można wykrywać stan przedawaryjny (SP) zakładając, że okres ten jest wystarczająco długi.

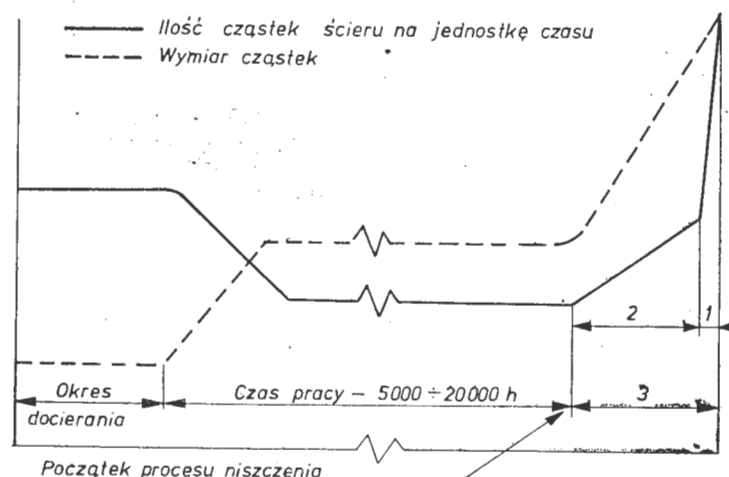
Procesy zużycia węzłów tarcia charakteryzuje przebieg podobny do stwierdzonego dla wielu innych procesów fizykochemicznych (rys. 1) [4].

Po okresie docierania, w którym wzrasta rozmiar generowanych cząstek, natomiast maleje ich ilość, następuje okres indukcyjny. W skali makroskopowej charakteryzuje się on brakiem lub nieznacznym przyrostem ilości oraz rozmiarów emitowanych cząstek. Po nim następuje okres zużycia elementu: stopniowo narasta szybkość procesu, zwiększają się ilości i rozmiary cząstek zużycia, przy czym

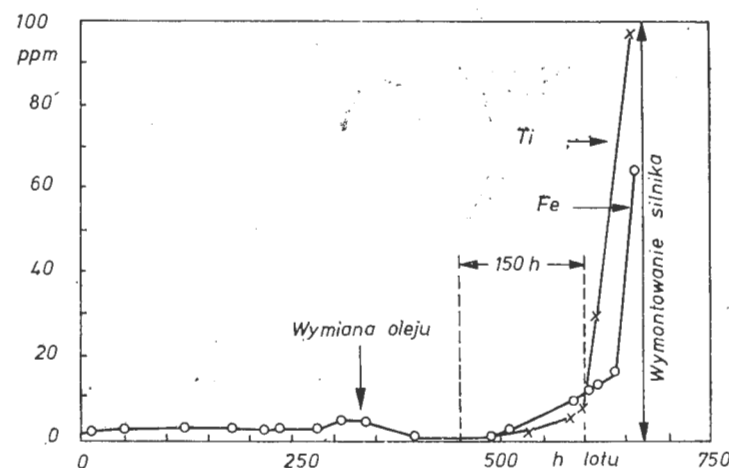
efekty te mają podobny charakter. Końcową fazą tego okresu jest wykładniczy wzrost szybkości zużycia, przybierający charakter katastroficzny. Następuje całkowite zniszczenie powierzchni trących — uszkodzenia danego węzła.

Kinetyka tych procesów zależy głównie od: prędkości względnego przemieszczania się, wielkości naprężeń i geometrii powierzchni trących, właściwości fizykochemicznych materiałów i środowiska oraz temperatury. Np. w tych samych warunkach zużycie łożysk ślizgowych będzie na ogół mniejsze niż tocznych, ze względu na mniejsze powierzchniennie przenoszące obciążenie w tych ostatnich.

Dotychczasowe doświadczenia wykazują, że dla potrzeb wykrywania SP obiektów, praktyczna możliwość i celowość analizowania zmian ilościowych cząstek metalicznych, pochodzących z procesów tarcia-zużycia węzłów tarcia w systemach tribologicznych, powinna dotyczyć przede wszystkim cząstek o rozmiarach ok. 1÷30 μm. Cząstki większe od 30 μm nie powinny być brane pod uwagę; ich ilości i rozmiary mogą być zależne od konstrukcji urządzenia, tj. intensywności rozdrabniania na powierzchniach trących lub eliminowania przez filtry. Niezależnie ich obecność, jeśli pominią zdarzenia przypadkowe, wskazuje na daleko zaawansowane zużycie elementu. Może to ograniczać, wręcz uniemożliwiać, zapobiegnięcie zniszczeniu urządzenia ze względu na drastyczne skrócenie okresu czasu „od wykrycia do zapobiegnięcia”. Cząstki o rozmiarach 2÷5 μm oraz



Rys. 1. Kinetyka emisji metalicznych cząstek tarcia-zużycia w układzie olejowym systemu tribologicznego: 1 — zniszczenie ostateczne, 2 — 90% okresu wykrywalności niszczenia, 3 — okres wykrywalności procesu niszczenia



Rys. 2. Krzywa spektrograficzna zależności koncentracji Fe i Ti w oleju od czasu pracy silnika odrzutowego

przyrosty ich ilości do ok. 10 ppm powinny być na ogół traktowane jako produkty normalnie przebiegających procesów tarcia-uzużycia, tj. prawidłowej eksploatacji (rys. 2, 3) [5, 6].

### Sposoby kontroli

Wymaganiami, które należy uznać za najważniejsze dla kontroli stanu eksploatacyjnego lotniczych systemów tribologicznych są:

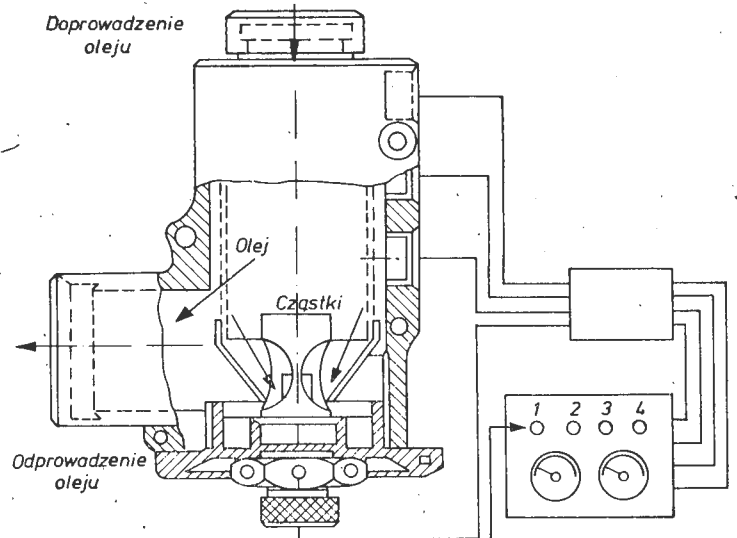
- dokładność, szybkość, prostota sposobu — metody,
- duży stopień pewności i dokładności rozpoznania stanu, rodzaju oraz miejsca uszkodzenia,
- możliwość dostatecznie wczesnego wykrywania SP, z określeniem czasu bezpiecznej eksploatacji obiektu,
- możliwość pomiarów ciągłych (on line) na obiekcie.

Bezpieczeństwo załogi, skomplikowanie konstrukcji, koszty współczesnych samolotów i śmigłowców, efekty wynikłe ze zmniejszenia liczby katastrof, awarii, remontów itp. powodują, że koszty kontroli, jakkolwiek istotne, powinny mieć znaczenie drugoplanowe.

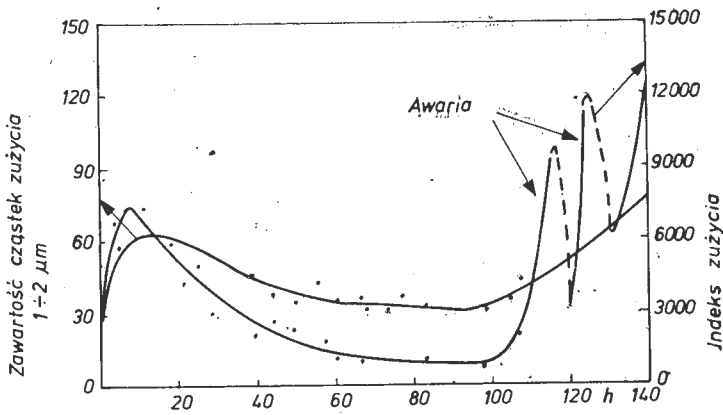
Stosowane z powodzeniem w lotnictwie przez blisko 40 lat metody kontroli silników tłokowych polegały na ocenie cząstek metalicznych na filtrze olejowym. W relacji do wymagań dla współczesnych i perspektywicznych lotniczych systemów tribologicznych stanowią bardzo zgrubne, niepewne i zbyt późne rozpoznanie. Współczesne rozwiązania konstrukcyjne silników turboodrzutowych ograniczają dokładności filtrowania w obiegu oleju do 30  $\mu\text{m}$ . Duże prędkości obrotowe mechanizmów skracają okres SP. Wynika stąd konieczność możliwe wczesnego wykrywania mniejszych ilości i rozmiarów cząstek zużycia. Maskowanie cząstek metalicznych na filtrze przez inne zanieczyszczenia może stanowić dodatkowe utrudnienie kontroli wizualnej. Stosowanie filtrów dokładniejszych, ograniczone głównie do układów hydraulicznych, umożliwia detektowanie jedynie mniejszych cząstek metalicznych (5÷10  $\mu\text{m}$ ). Jednak wraz z dokładnością filtracji wzrasta niebezpieczeństwo maskowania przez inne zanieczyszczenia.

Wprowadzanie pułapek magnetycznych (magnesy umieszczone w filtrach lub korki magnetyczne — magnetic plugs) w miejscach umożliwiających grawitacyjne osadzenie ściery (miska olejowa, poblizko korka spustowego) było skutecz-

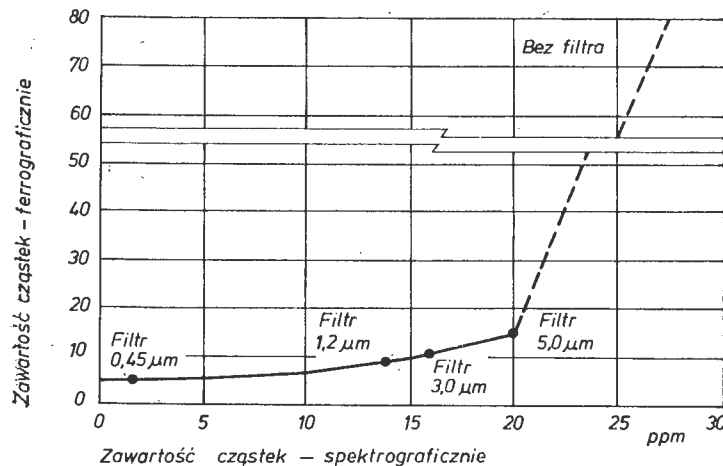
ne dla silników tłokowych; duże powierzchnie trące mogą generować ilości ściery umożliwiające dostatecznie wczesne wykrywanie SP, np. stopy korbowodu, pierścieni-tłoka. W zależności od charakteru oraz ilości osadzonych na korku i filtrze cząstek metalicznych były one przedmiotem dokładniejszej analizy. Awaria łożyska sprężarki i poważne wtórne uszkodzenie silnika turbinowego Rolls-Royce Conway w czasie lotu samolotu DC-8 Air Canada były pierwszym poważnym ostrzeżeniem. Wskazywało ono na konieczność opracowania pewniejszych sposobów kontroli [7].



Rys. 5. Schemat urządzenia z filtrem i bocznikiem do monitorowania cząstek metalicznych w oleju obiegu smarowania



Rys. 3. Zależność zawartości cząstek zużycia w oleju od czasu pracy silnika odrzutowego

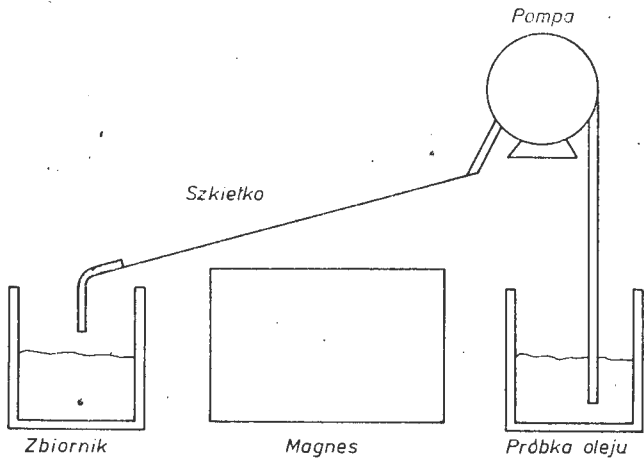


Rys. 4. Korelacja koncentracji cząstek różnych wymiarów w oleju silnika odrzutowego

Doświadczenia Air Canada na silniku turbinowym Wright R-3350 (w samolocie Super Constellation) spowodowały wykonanie przez Technical Development Corp. (Tedeco) specjalnych korków magnetycznych i doprowadziły do opracowania pierwszej użytkowej metody wczesnego wykrywania SP w silnikach turbinowych [7, 8]. Wprowadzenie do tych korków styków elektrycznych, których zwarcie przez osadzone na korku cząstki metaliczne było sygnalizowane świetlnie na tablicy przyrządów pokładowych, wywołało wiele zamieszania fałszywymi alarmami, spowodowanymi przez produkty zużycia oleju albo przypadkowe zanieczyszczenia metaliczne [7, 8]. Niezależnie, zabiegi przy ich wyjmowaniu i zakładaniu (zabezpieczenie) były kłopotliwe. Modernizacja tych korków, pod nazwą Turbomag, polegała na wprowadzeniu złącza typu bagnetowego oraz wewnętrznego zaworu w obudowie, zamykającego wpływ oleju po wyjęciu korka. Wersja ta, sprawdzona na silniku Rolls-Royce Tyne i samolotach Vanguard linii BAED i BEA, została szeroko rozpowszechniona. Wg danych [7, 8] wypracowany system kontroli pozwala (po okresie czasu stanowiącym 25% od momentu rozpoczęcia się uszkodzeń) na wykrywanie ich w postaci osadu na korku; analiza kształtu umożliwia zidentyfikowanie uszkodzonego elementu. Np. generowane w łożyskach rolkowych cząstki zużycia są nieregularnymi, prostokątnymi płatkami (0,2÷1,5 mm), niekiedy zwiniętymi, o 2÷3-krotnie większej długości od szerokości, gdy z łożysk kulkowych przypominają płatki róży, z promieniowymi pęknięciami. Aktualnie BAED stosuje korki Turbomag w samolotach z silnikami Rolls-Royce Spey analizując ich stan co 50 h, a przy pierwszych objawach uszkodzeń co 10 h, natomiast główny filtr olejowy co 600 i 700 h w samolotach Trident oraz BACSI-11. Dla innych silników Rolls-Royce stosowane są czasy sprawdzania: 25 h dla korka i 400 h dla filtru. Do wnikliwszych badań eksploatacyjnych sprzętu lotniczego wykorzystuje się mikroskopię oraz spektrometrię emisyjną i absorpcyjną atomową (SOA). Stosowanie SOA jako jedyne sposobu kontroli nie jest oceniane jako specjalnie użyteczne [7]. Do 90% SP przyrosty ilości i rozmiarów cząstek są nieznaczne (rys. 1, 2, 3); istnieje więc możliwość błędów, jeśli nie zastosuje się specjalnej techniki pomiarowej. Analiza cząstek większych od kilku mikrometrów prowadzi w przypadku spektrografii emisyjnej do błędów wskutek niepełnego spalania się cząstek w łuku elektrycznym (rys. 4) [5]. Na ogół SOA jest bardziej przydatne do analizy cząstek zużycia węzłów tarcia wykonanych z różnych metali. Niezależnie od wymienionych, w badaniach podstawowych stosowane są: rentgenografia fluorescencyjna (XRF) i ana-

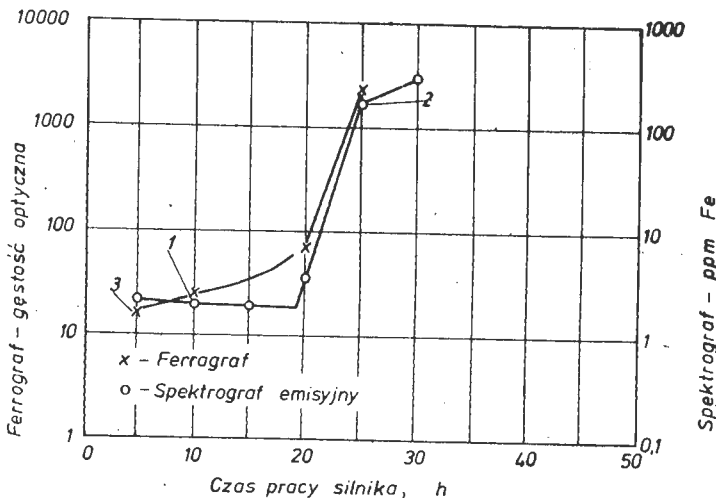
liza aktywacyjna, także w kraju w diagnostyce lotniczej [4], skaningowa mikroskopia elektronowa (SEM) i optyczna (Opton, Quantimet), fotoelektryczne analizatory cząstek (Hiac), metody kolmatacyjne [4]. Żadna z nich nie spełnia wszystkich wymagań stawianych metodzie wykrywania SP w lotnictwie, szczególnie nie może być stosowana na obiekcie.

Dalsze doskonalenie korków Turbomag doprowadziło do opracowania tzw. „detektora płatek” (Chip Detector, DP) [8]. Wykorzystano w nim efekt prądu zwarcia na stykach elektrycznych korka Turbomag, zasilanych niskim napięciem (6 V).



Rys. 6. Schemat ferrografu

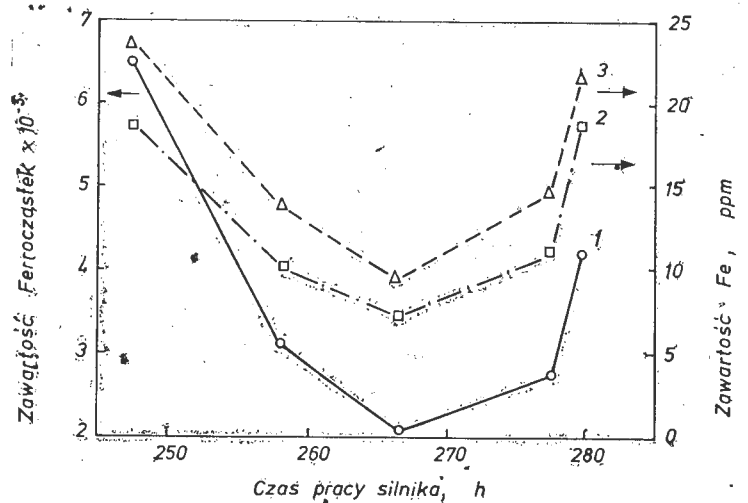
Zwarcie spowodowane cząstkami metalicznymi osadzonymi na korku wyzwała krótkotrwały wzrost napięcia (30÷60 V), powodujący wyparowanie cząstek drobnych i automatyczne obniżenie napięcia do poziomu wyjściowego. Cząstki duże pozostają nienaruszone i sygnał kontrolny zwarcia istnieje, jeśli są na korku. Skuteczność opisanych pułapek magnetycznych warunkuje przede wszystkim zdolność wychwytywania maksymalnej ilości cząstek zużycia, a więc konstrukcja i usytuowanie korka magnetycznego w systemie tribologicznym. Klasyczne korki Turbomag charakteryzują się skutecznością 50÷90%, DP — 30÷70% [8]. Kolejna modyfikacja połączyła zalety DP z równoczesną filtracją oleju [8]. Na całym przekroju strumienia oleju w przewodzie zamocowana została siatka filtracyjna (rys. 5). Kieruje ona cząstki metalu, selekcjonowane wielkością oczek siatki, na powierzchnię korka Turbomag ze stykami elektrycznymi. Rozwiązanie to pozwala odnieść ilość cząstek do całej objętości oleju płynącej przez przewód. Tym sposobem eliminowano probabilistyczny charakter pomiaru zapewniając 100% wykrywalność cząstek ścierny. Niezależnie detektowane są temperatura i spadki ciśnienia na filtrze, a w przypadku jego zatkania następuje automatyczne bocznicowanie przepływu oleju. Do silników tłokowych stosowane są czujniki większe o mniejszej czułości, ze względu na większe ilości osadów i zapobieganie zwarciu styków przez węgliste cząstki zużycia oleju. Spośród opisanych urządzeń to oceniane jest najlepiej przez użytkowników



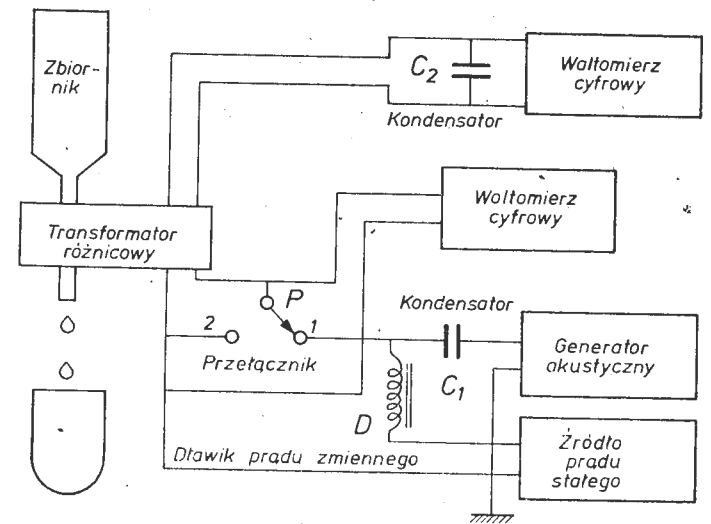
Rys. 7. Skuteczność metod ferrograficznej i spektrograficznej wykrywania stanu przedawaryjnego w silniku odrzutowym: 1 — cząstki silnego zużycia (silne ostrzeżenie), 2 — duża zawartość Fe (pierwsze ostrzeżenie), 3 — cząstki zużycia i kuliste (pierwsze ostrzeżenie)

ników i zalecane przede wszystkim nisko kwalifikowanej obsłudze, np. wymienianemu okresowo personelowi wojskowemu. Firma Tedeco zaproponowała także system monitorujący, wykorzystujący pomiar zmian rezystancji i pojemności odniesionych do prędkości przepływu i temperatury oleju, przetwarzający dane na minikomputerze [8]; brak jest informacji dotyczących szerszego zastosowania. W Instytucie Franklina w USA opracowany został prototyp przyrządu Advanced Capacitive Debris Monitor [10]. Jako czujnik wykorzystano płaski kondensator, przez który płyną zanieczyszczenia odwirowywane z badanego oleju. Firma Smith Ind. Ltd. poleca detektor elektromagnetyczny, monitorujący cząstki metaliczne przy prędkościach przepływu oleju 1÷12 m/s [10]. Skuteczność urządzenia sprawdzono na silnikach Rolls-Royce: Spey, RB-11, Turbomeca. Zdaniem autora, czułość detektora na cząstki metaliczne o wymiarach powyżej 200  $\mu\text{m}$  ogranicza zakres jego stosowania.

Jednym z ciekawszych rozwiązań, wykorzystujących zasadę pułapki magnetycznej, jest przyrząd laboratoryjny Ferrograph, opracowany przez W. Seiferta i V. Westcotta (1972 r.), produkowany w Foxboro Trans-Sonic Inc., USA [5]. Cząstki ferromagnetyka zawarte w analizowanej cieczy separowane są ilościowo i wymiarowo przez stałe pole magnetyczne o zmiennym natężeniu (rys. 6). Pod kątem



Rys. 8. Zawartość cząstek metalicznych w zależności od czasu pracy silnika odrzutowego Gnom metodami: 1 — ferromagnetyczną, 2 — XRF, 3 — SOA



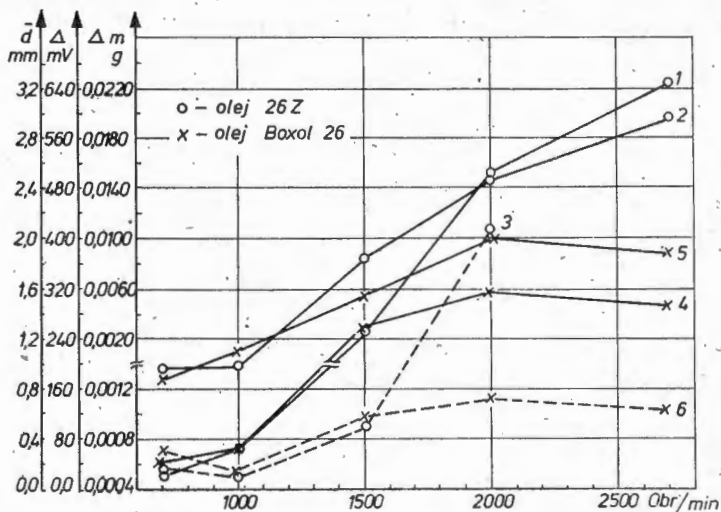
Rys. 9. Schemat czujnika laboratoryjnego ILot. do monitorowania cząstek ferromagnetycznych w oleju

do powierzchni biegunów magnesu usytuowana jest przezroczysta rynienka, po której spływa rozcieńczona próbka oleju. Pomiar gęstości optycznej powierzchni zajętej przez ferrocząstki, uszeregowane od największych (minimalne natężenie pola) do najmniejszych oraz obserwacja mikroskopowa rozmiarów i wyglądu tych cząstek, pozwalają na przeprowadzenie dosyć pełnej analizy. Badania porównawcze (metodami SOA, XRF i skaningowej mikroskopii elektronowej) olejów z eksploatacji napędów i mechanizmów lotniczych dawały na ogół lepszą korelację z eksploatacją w przypadku stosowania ferrografu (rys. 7, 8). Przyrząd ten znajduje coraz szersze zastosowanie. Opisana została udana

próba modyfikacji ferrografu pod kątem monitorowania olejów na urządzeniu [11].

W Instytucie Lotnictwa przeprowadzane są badania nad monitorowaniem ferrocząstek w oleju, metodą pułapki magnetycznej, z zastosowaniem transformatora różnicowego (TR) (rys. 9) [12]. Analizowana ciecz przepływa przez szczelinę, której ściankami są nabiegunki magnesu TR. Magnesy prądem stałym rdzeń TR, osadza się ferrocząstki na powierzchniach nabiegunków, natomiast zasilane prądem zmiennym uzwojenie pierwotne pozwala mierzyć zmiany reluktancji szczeliny, spowodowane osadzającymi się ferrocząstkami. Odłączenie uzwojenia pierwotnego TR od zasilania i zwarcie z masą likwiduje stałe pole magnetyczne, a wychwycone cząstki mogą być ilościowo wypłukane ze szczeliny pomiarowej do dalszej analizy. Przykład skuteczności i działania czujnika pokazuje rys. 10 [16].

Niedoskonałość metod wykorzystujących zasadę pułapki magnetycznej wynika z ograniczenia pomiarów w zasadzie do cząstek ferromagnetycznych; obecność materiału ferromagnetycznego w węzle tarcia nie musi gwarantować emitowania wyłącznie cząstek o takich właściwościach. Przykładowo ze skojarzenia wykonanego z Fe mogą być gene-



Rys. 10. Ocena porównawcza właściwości smarnych olejów na maszynie 4-kulowej oraz metodą ILot.

rowane cząstki FeO lub Fe<sub>2</sub>O<sub>3</sub>, jak również na poziomie rozdrobnienia molekularnego FeCl<sub>3</sub>. W przypadku metod

elektrycznych wykorzystujących pomiar oporności bądź indukcyjności, pozwalających na analizowanie cząstek przewodzących prąd elektryczny, a więc innych metali, mogą mieć także wpływ właściwości elektryczne oleju oraz innych zanieczyszczeń w nim zawartych.

Obecny stan zaawansowania metod kontroli naziemnej i monitorowania na obiekcie stanów przedawaryjnych lotniczych systemów trybologicznych pozwala już na prognozowanie ich przy użyciu stosunkowo prostych metod. Natomiast analiza charakteru zużycia i jego zlokalizowanie w systemach wielowęzłowych, wykonanych z różnorodnych materiałów, o zwartej i trudno rozbiwalnej konstrukcji, zmusza do posługiwania się zespołem wyspecjalizowanych, kosztownych metodyk badawczych przez wysoko wykwalifikowany personel. Należy jednak oczekiwać w bliskiej perspektywie mniej kłopotliwych dla eksploatacji sprzętu latającego urządzeń pomiarowych. Opisane sposoby detekcji i monitorowania zaczynają znajdować udane zastosowania w technice naziemnej [17, 18].

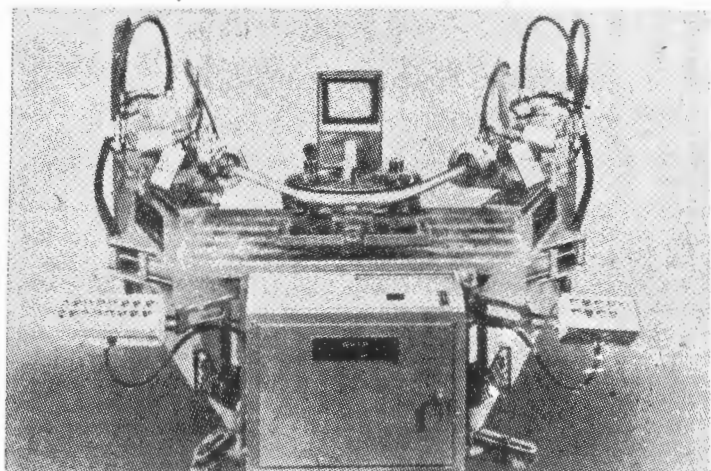
#### LITERATURA

1. Shell Aviation News, nr 440, s. 26, 1977.
2. W. A. PISKUNOW, W. N. ZRIEŁOW: Ispytanie topliw dla awiacyjnych reaktiwnych dwigatlelej. Maszynostrojenije, Moskwa, s. 199, 1974.
3. B. WISLICKI: Technika Smarownicza, t. 5, nr 4, s. 98, 1974.
4. B. WISLICKI, J. LEWITOWICZ, S. BOROWIK, W. GORSKI: Materiały Sympozjum, Hydrostatyczny napęd i sterowanie maszyn, Zanieczyszczenia w cieżach hydraulicznych, Instytut Automatyki Przemysłowej, Politechnika Warszawska, czerwiec 1977, nr 2.
5. V. C. WESTCOTT, W. W. SEIFERT: Wear, t. 21, s. 27, 1972.
6. G. POCOCCO, P. GADD: Wear, t. 39, s. 161, 1976.
7. R. C. HUNTER: Aircraft Engineering, March, s. 4, 1975.
8. D. W. BOTSTIBER: Equipment reliability through oil monitoring. Materiały Technical Development Company.
9. R. B. ARONSON: Machine Design, June, 24, 1976.
10. Prospekt firmy Smiths Industries Limited, Aviation Division, Anglia.
11. D. P. ANDERSON, R. S. SILVA: Lubrication Engineering, t. 35, nr 4, s. 203, 1979.
12. J. FORMANIAK, B. WISLICKI: Patent 72542; Materiały I Konferencji „Pneumatyczne i hydrauliczne elementy automatyki przemysłowej”, wrzesień 1979, Instytut Automatyki Przemysłowej, Politechnika Warszawska.
13. V. C. WESTCOTT, D. SCOTT: Schmiertechnik Tribologie, nr 4, 1978.
14. E. JANTZEN: ibid, nr 1, 1978.
15. V. C. WESTCOTT, D. SCOTT: Wear, t. 23, s. 239, 1973.
16. B. WISLICKI: badania nie publikowane.
17. B. WISLICKI: Niektóre aspekty diagnostyki układów sterowania i napędów hydraulicznych. Materiały konferencji NOT „Postęp techniczny w krajowych konstrukcjach napędów hydraulicznych”, Wrocław, październik 1980 r.
18. B. WISLICKI: Analiza cząstek metalicznych jako sposób optymalizacji warunków smarowania i wykrywania uszkodzeń węzłów tarcia. Materiały konferencji NOT „Racjonalizacja gospodarki paliwami ciekłymi i materiałami smarowymi w gospodarce narodowej”, listopad 1980, Warszawa.

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### Maszyna do kształtowania sterowana mikroprocesorami

Firma Caryl Bath z Cleveland produkuje całą rodzinę maszyn do głębokiego tłoczenia, ciągnięcia i gięcia sterowanych mikroprocesorami. Do zaprogramowania maszyny wystarcza wykonanie na niej pierwszego egzemplarza (wzorca) przedmiotu. Produkcja dalszych egzemplarzy przebiega w sposób całkowicie zautomatyzowany. Nowy system



kształtowania — Versamatic — pozwala na kontrolę w czasie wykonywania wzorca wymiarów przedmiotu, które pojawiają się w postaci liczbowej na ekranie. W przypadku przekroczenia założonych tolerancji następuje automatyczne wyłączenie maszyny. Maszyny firmy Bath nadają się szczególnie do formowania blach ze stopów tytanu. Zostały one zamówione przez zakłady lotnicze USA, Australii, Indii i Rumunii.

W.K.

### Film ochronny do mikroelementów systemów elektronicznych

Firma Hughes Aircraft opracowuje na zlecenie USAF metodę napyłania substancjami fotochemicznymi mikroelementów obwodów scalonych w czasie ich seryjnej produkcji. Metoda ta, Photo-CVD (Photochemical Vapour Deposition) polega na napyłaniu — przy wykorzystaniu zjawisk fotochemicznych — obwodów scalonych izolującą warstwą azotku krzemu w celu ochrony przed korozją punktów lutowania i przed uszkodzeniami wskutek nie szczelności obudowy lub zwarcia spowodowanego przez luźne cząsteczki materiału obwodu. Sam film ochronny nie atakuje obwodu, ponieważ w czasie napyłania nie uwalnia się ani cząsteczek zjonizowanych, ani promieniowania elektromagnetycznego, czego nie można uniknąć przy stosowaniu starszej metody Plasma-CVD i zwykłych metod napyłania.

W.K.

### Amatorski samolot sportowy

**KONSTRUKCJA.** Wolnonośny, jednosilnikowy, jednomiejscowy dolnopłat o konstrukcji drewnianej ze stałym podwoziem.

**Plat.** Obrys prostokątny, profil NACA 23015, wznios 5°. Konstrukcja jednocześnie drewniana, z głównym dźwigarem skrzynkowym i tylnym dźwigarkiem pomocniczym. Nosek kryty sklejką, części spływowo płótnem. Wyważone masowo lotki o szkielecie drewnianym pokryte płótnem, zawieszane w dwóch punktach. Klapy krokodylowe trójpołożeniowe zawieszane w trzech punktach. Żebra skrzydła o konstrukcji kratownicowej. Końcówki skrzydeł laminatowe. Układ sterowania lotkami prowadzony za dźwigarem głównym. Dźwigar skrzydła mocowany jest do wręg kadłuba (w wykroju) za pomocą dwóch sworzni, dźwigarek pomocniczy za pomocą sworzni usytuowanych pionowo.

**Kadłub.** Przekrój prostokątny, łukowy w części górnej. Klasyczna, drewniana konstrukcja półskorupowa, czteropasowa ze sklejki i listew o przekroju prostokątnym. W przedniej części, za ścianą ogniową a przed tablicą przyrządów, umieszczony jest zbiornik paliwa. Oszklenie kabiny trzyczęściowe, osłona otwierana na bok na prawo, zaopatrzona w wywietrznik. Tylna część kadłuba silnie zwęża się z boków przechodząc w statecznik pionowy, ostatnie wręgi kadłuba tworzą równocześnie dźwigary statecznika.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie T, obrys skośnego usterzenia pionowego — trapezowy, płytowego poziomego — prostokątny. Ster kierunku o szkielecie drewnianym pokrytym płótnem. Płyta usterzenia poziomego o konstrukcji drewnianej, jednodźwigarowa — nasek pokryty sklejką, część spływowa — płótnem, płyta wyważona masowo (masa wyważająca na rurowym wysięgniku usytuowanym w płaszczyźnie symetrii). Końcówki usterzenia poziomego laminatowe.

**Sterowanie.** Sterownice klasyczne (drążek i pedały), układy sterowania lotkami i usterzeniem wysokości — popychaczowe, ster kierunku — linkowe, klapy sterowane



dźwignią za pośrednictwem elementów skrętnych; sterowanie silnikiem — bowdenami.

**Podwozie.** Stałe, trójkołowe z kołem przednim. Golenie podwozia rurowe z amortyzatorami wewnątrz, koła zawieszane na widelcowych wahaczach wykonanych z płaskowników duralowych. Podwozie przednie umocowane do ściany ogniowej jest sterowane — bezpośrednio połączone z układem

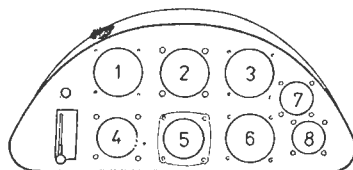
przednie 0,26 × 0,85 m. Pod tylną częścią kadłuba płoza zabezpieczająca z rury.

**Zespół napędowy.** Płaski, czterocylndrowy, chłodzony powietrzem silnik tłokowy: początkowo Praga B2 o mocy 33,1 kW (45 KM) przy obrotach 42 s<sup>-1</sup> (2520 obr./min), a następnie od 1973 r. Praga DH o mocy 62,5 kW (85 KM) przy obrotach 53,33 s<sup>-1</sup> (3200 obr./min). Śmigło stałe drewniane, dwułopatowe. Silnik zawieszony na łożu z rur stalowych.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiornik paliwowy w kadłubie, pojemność 33 l, elektryczna — akumulator zasilający przyrządy pokładowe.

**Wyposażenie.** Podstawowe przyrządy pilotażowo-nawigacyjne i kontroli silnika, prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr, busola, zakrętomierz z chyłomierzem, obrotomierz, termometr i manometr oleju.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot ten został zbudowany przez inż. Władysława Wernera w latach sześćdziesiątych. W 1973 r. wymieniono w nim silnik na mocniejszy, co znacznie poprawiło osiągi. Poprawiono również podwozie główne, wymieniając koła na większe. Samolot jest użytkowany przez swego konstruktora, któremu w pracach przy jego budowie pomagał Instytut Lotnictwa w Pradze (VZLU).



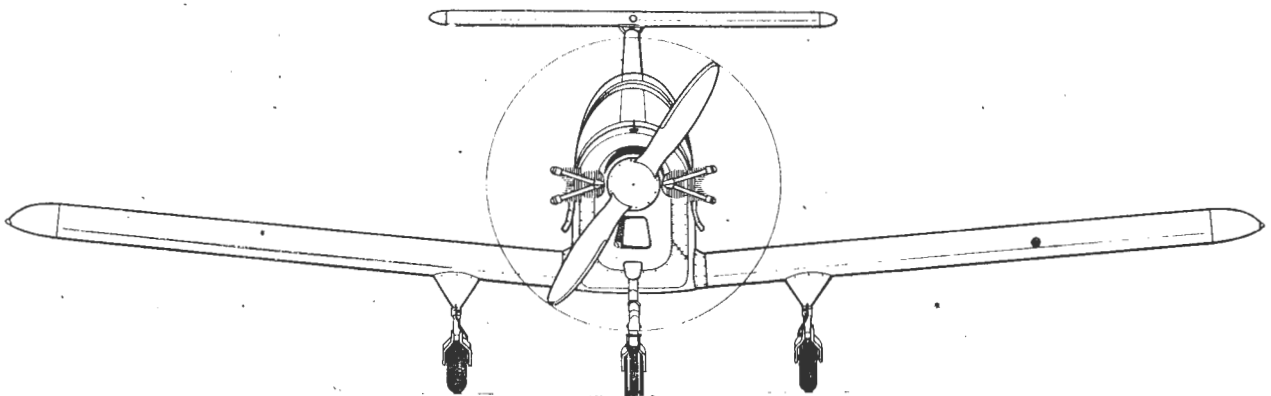
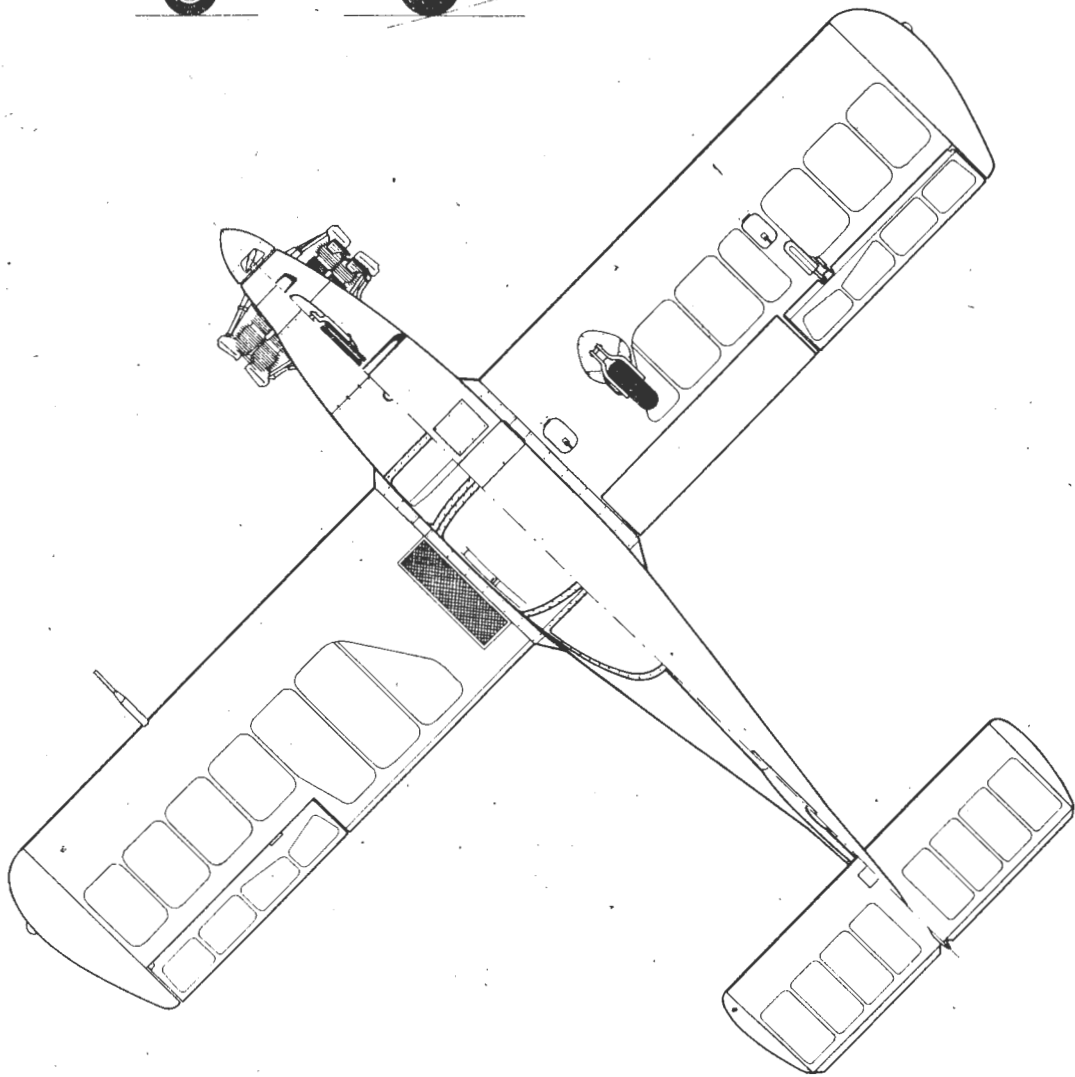
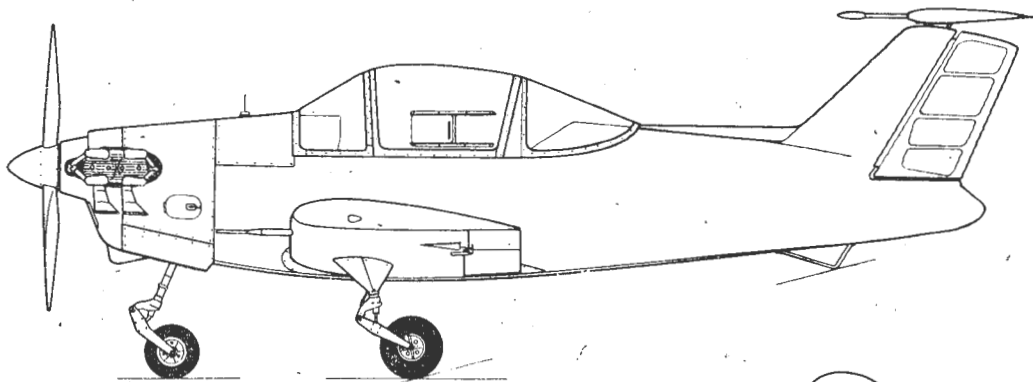
Rys. Tablica przyrządów W-1 Brouček: 1 — prędkościomierz, 2 — zakrętomierz z chyłomierzem, 3 — wariometr, 4 — wysokościomierz, 5 — busola, 6 — obrotomierz, 7 — manometr oleju, 8 — termometr oleju

sterowania sterem kierunku. Podwozie główne wsparte zastrzałami osłoniętymi owiewkami, umocowane do dźwigara głównego. Koła podwozia głównego wyposażone w hamulce mechaniczne pochodzące z motocykla Pionier. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Wymiary kół: główne 0,30 × 0,10 m,

### DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	6,09 m	Obciążenie powierzchni	58,33 kg/m <sup>2</sup>
Długość	4,94 m	Obciążenie mocy	6,16 kg/kW
Wysokość	1,82 m	Prędkość maks.	210 km/h
Rozpiętość usterzenia	1,96 m	Prędkość przelotowa	150 km/h
Cięciwa skrzydła	1,08 m	Prędkość lądowania	90 km/h
Cięciwa usterzenia poziomego	0,63 m	Wznoszenie	5 m/s
Baza podwozia	1,14 m	Pułap	4000 m
Rozstaw podwozia	1,69 m	Zasięg	300 km
Powierzchnia skrzydła	6,6 m <sup>2</sup>	Długość trwałości lotu	2 h
Powierzchnia usterzenia poziomego	1,2 m <sup>2</sup>	Długość startu na 25 m	300 m
Masa własna	280 kg	Długość lądowania	280 m
Masa startowa	385 kg		
Masa paliwa	24 kg		

T.M.





### Artykuł 31. Świadectwo sprawności technicznej

Każdy statek powietrzny, używany do międzynarodowej żeglugi powietrznej, powinien być zaopatrzony w świadectwo sprawności technicznej, wydane lub uznane za ważne przez Państwo, w którym statek jest zarejestrowany.

### Artykuł 32. Licencje dla personelu

a) Pilot i inni członkowie załogi technicznej każdego statku powietrznego, używanego do żeglugi międzynarodowej, powinni posiadać świadectwa uzdolnienia i licencje, wydane lub uznane za ważne przez Państwo, w którym statek powietrzny jest zarejestrowany.

b) Każde z umawiających się Państw zastrzega sobie, przy przelotach ponad swym terytorium, prawo odmówienia uznania ważności świadectw uzdolnienia i licencji, wydanych jakimkolwiek z jego własnych obywateli przez inne umawiające się Państwo.

### Artykuł 33. Uznawanie świadectw i licencji

Świadectwa sprawności technicznej, świadectwa uzdolnienia i licencje, wydane lub uznane za ważne przez to z umawiających się Państw, w którym statek powietrzny jest zarejestrowany, będą uznane za ważne przez inne umawiające się Państwa pod warunkiem, że wymagania, na podstawie których wspomniane zaświadczenia i licencje zostały wydane lub uznane za ważne, są równe lub wyższe od warunków minimalnych, które mogą być ustalone co pewien czas na podstawie niniejszej Konwencji.

### Artykuł 34. Dzienniki podróży

Każdy statek powietrzny, używany do żeglugi międzynarodowej, powinien posiadać dziennik podróży, w którym będą notowane szczegóły dotyczące samego statku, jego załogi i każdej podróży w sposób, jaki może być co pewien czas ustalany na podstawie niniejszej Konwencji.

### Artykuł 35. Ograniczenia dotyczące ładunku

a) Amunicja lub sprzęt wojenny nie mogą być przywożone lub przewożone ponad terytorium żadnego z Państw statkami powietrznymi, używanymi do żeglugi międzynarodowej, chyba że dane Państwo udzieli na to zezwolenia. Każde Państwo ustali, drogą wydania odpowiednich zarządzeń, co się uważa za amunicję wojenną lub sprzęt wojenny w rozumieniu niniejszego artykułu, biorąc pod uwagę, w celu ujednostajnienia przepisów, zalecenia, jakie może co pewien czas wydawać Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego.

b) Każde z umawiających się Państw, z uwagi na porządek publiczny i bezpieczeństwo, zastrzega sobie prawo regulowania lub zakazywania przywozu lub przewożenia ponad swym terytorium artykułów innych niż artykuły wymienione w ustępie a) pod warunkiem, że nie będą czynione żadne różnice w tym względzie pomiędzy krajowymi statkami powietrznymi danego Państwa, używanymi w żegludze międzynarodowej, a statkami powietrznymi innych Państw, używanymi w tejże żegludze, i że ponadto nie będą stosowane żadne ograniczenia, które mogłyby kłócić przewóz i używanie na statkach powietrznych aparatów, niezbędnych do eksploatacji lub żeglugi statku lub dla bezpieczeństwa personelu lub pasażerów.

### Artykuł 36. Aparaty fotograficzne

Każde z umawiających się Państw może zakazać lub regulować używanie aparatów fotograficznych na statku powietrznym ponad jego terytorium.

## Rozdział VI. Wzory międzynarodowe i metody zalecone

### Artykuł 37. Przyjęcie międzynarodowych wzorów i postępowania

Każde z umawiających się Państw zobowiązuje się do współpracy w celu zapewnienia możliwie najwyższego stopnia rzeczywistej jednolitości przepisów, wzorów, postępowania i organizacji w odniesieniu do statków powietrznych, personelu, dróg lotniczych i służb pomocniczych we wszelkich przypadkach, w których takie ujednostajnienie może ułatwić i ulepszyć żeglugę powietrzną.

W tym celu Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego przyjmuje i w miarę potrzeby zmienia co pewien czas wzory międzynarodowe, zalecone metody i postępowanie, odnoszące się do:

a) systemów komunikacyjnych i ułatwień dla żeglugi powietrznej, łącznie ze znakowaniem naziemnym;

b) cech charakterystycznych portów lotniczych i lądowisk;

c) przepisów lotniczych i metod kontroli komunikacji lotniczej;

d) wydawania licencji personelowi latającemu i technicznemu;

e) sprawności technicznej statku powietrznego;

f) rejestracji i identyfikacji statku powietrznego;

g) zbierania i wymiany informacji meteorologicznych;

h) książek pokładowych;

i) map i wykresów lotniczych;

j) formalności celnych i imigracyjnych;

k) statków powietrznych, znajdujących się w niebezpieczeństwie, i do dochodzeń w sprawie wypadków, oraz do wszelkich innych zagadnień, związanych z bezpieczeństwem, regularnością i sprawnością żeglugi powietrznej, które mogą co pewien czas wymagać ulepszeń.

### Artykuł 38. Odchylenia od międzynarodowych wzorów i postępowania

Każde Państwo, dla którego byłoby niemożliwością zastosowanie się pod każdym względem do wspomnianych międzynarodowych wzorów lub postępowania, albo które nie będzie mogło dostosować swych własnych przepisów lub systemów eksploatacji do międzynarodowych wzorów i postępowania w przypadku dokonania w nich zmian, lub które uważa będzie za konieczne przyjęcie przepisów czy metod, różniących się w pewnych szczegółach od przepisów i metod, ustalonych zgodnie z wzorami międzynarodowymi, podaje niezwłocznie do wiadomości Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego różnice zachodzące pomiędzy jego własną praktyką, a wzorami międzynarodowymi. W przypadku dokonania zmian we wzorach międzynarodowych, Państwo, które nie wprowadzi do swych własnych przepisów lub systemów odpowiednich poprawek, zawiadamia o tym Radę w przeciągu sześćdziesięciu dni od daty przyjęcia poprawki do wzorów międzynarodowych, albo wskazuje, jakie są jego zamierzenia. W każdym takim przypadku Rada powiadamia niezwłocznie wszystkie inne Państwa o różnicach istniejących pomiędzy jedną lub kilkoma cechami wzoru międzynarodowego a praktyką stosowaną w tym zakresie we wspomnianym Państwie.

### Artykuł 39. Wpisy dodatkowe na świadectwach i licencjach

a) Każdy statek powietrzny lub jego część składowa co do których istnieje międzynarodowy wzór sprawności technicznej lub eksploatacji, a które nie odpowiadały pod jakimkolwiek względem wspomnianemu wzorowi w chwili wydania świadectwa sprawności technicznej, powinny na świadectwie lub załączniku do świadectwa mieć wyszczególnione dokładnie wyliczenie punktów, w których wzór nie został zachowany.

b) Każda osoba posiadająca licencję, która nie odpowiada w pełni warunkom wymaganym przez wzór międzynarodowy dla klasy posiadanej przez nią licencji lub świadectwa, powinna mieć wpisane na upoważnieniu lub w załączniku do upoważnienia dokładne wyliczenie szczegółów, co do których dana osoba nie odpowiada wymaganym warunkom.

### Artykuł 40. Ważność świadectw i licencji posiadających dodatkowe wpisy

Zaden ze statków powietrznych i żaden z członków personelu, który posiada świadectwo lub licencję zmienione w wyżej wymieniony sposób, nie może brać udziału w żegludze międzynarodowej, chyba że otrzyma na to zezwolenie Państwa lub Państw, na terytorium których ma przybyć. Rejestrowanie lub używanie takiego statku powietrznego lub jakiegokolwiek części składowej statku, dopuszczonych w ten sposób na terytorium innego Państwa niż Państwo pierwotnej rejestracji, będzie pozostawione do decyzji Państwa, na terytorium którego taki statek powietrzny lub tego rodzaju część składowa zostały importowane.

### Artykuł 41. Uznawanie dotychczasowych wzorów sprawności technicznej

Przepisów niniejszego rozdziału nie stosuje się do statku powietrznego i wyposażenia statku powietrznego należącego do typów, których prototyp został przedłożony do zatwierdzenia odpowiednim władzom krajowym w ciągu trzech lat od daty ustalenia wzoru międzynarodowego, dotyczącego sprawności technicznej takiego wyposażenia.

*Artykuł 42. Uznanie dotychczasowych wzorów uzdolnienia personelu*

Przepisów niniejszego rozdziału nie stosuje się do personelu, którego licencje są wydane po raz pierwszy w ciągu roku od daty pierwszego przyjęcia określonego wzoru międzynarodowego, dotyczącego kwalifikacji takiego personelu; niemniej przepisy te stosuje się w każdym przypadku do każdego personelu, którego licencje zachowałyby jeszcze ważność po upływie pięciu lat od daty przyjęcia takiego wzoru.

## **Część II. MIĘZYNARODOWA ORGANIZACJA LOTNICTWA CYWILNEGO**

### **Rozdział VII. Organizacja**

#### *Artykuł 43. Nazwa i skład*

Na mocy niniejszej Konwencji tworzy się organizację pod nazwą: Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego. Organizacja ta składa się ze Zgromadzenia, Rady i wszelkich innych urzędów, jakie okażą się konieczne.

#### *Artykuł 44. Przedmiot*

Celem i przedmiotem Organizacji jest rozwój zasad i techniki międzynarodowej żeglugi powietrznej oraz popieranie planowania i rozwoju międzynarodowego przewozu lotniczego w ten sposób, aby:

- a) zapewnić bezpieczny i prawidłowy rozwój międzynarodowego lotnictwa cywilnego na całym świecie;
- b) popierać rozwój techniki konstrukcyjnej i eksploatawanie statków powietrznych dla celów pokojowych;
- c) popierać rozwój dróg lotniczych, portów lotniczych i udogodnień dla żeglugi powietrznej, przeznaczonych dla międzynarodowego lotnictwa cywilnego;
- d) zapewnić potrzebny ludom całego świata bezpieczny, regularny, wydajny i ekonomiczny przewóz lotniczy;
- e) zapobiegać marnotrawstwu gospodarczemu, spowodowanemu nierozsądnym współzawodnictwem;
- f) zapewniać, by prawa umawiających się państw były w pełni respektowane i aby każde z umawiających się państw miało słuszną możliwość eksploatawania międzynarodowych linii lotniczych;
- g) unikać czynienia dyskryminacji pomiędzy umawiającymi się państwami;
- h) zwiększać bezpieczeństwo lotu w międzynarodowej żegludze powietrznej;
- i) popierać ogólnie rozwój międzynarodowej żeglugi cywilnej pod każdym względem.

#### *Artykuł 45. Stała siedziba*

Miejsce stałej siedziby Organizacji będzie wyznaczone na posiedzeniu końcowym Tymczasowego Zgromadzenia Międzynarodowej Organizacji Lotnictwa Cywilnego, zwołanym na podstawie Tymczasowego Układu o Międzynarodowym Lotnictwie Cywilnym podpisanego w Chicago dnia 7 grudnia 1944 r. Decyzją Rady siedziba Organizacji może być czasowo przeniesiona w inne miejsce.

#### *Artykuł 46. Pierwsze zebranie Zgromadzenia*

Pierwsze zebranie Zgromadzenia zwołane będzie przez Tymczasową Radę wyżej wymienioną Tymczasowej Organizacji bezpośrednio po wejściu w życie niniejszej Konwencji w czasie i w miejscu wyznaczonym przez Tymczasową Radę.

#### *Artykuł 47. Zdolność do działań prawnych*

Organizacja korzysta na terytorium każdego z umawiających się państw z takiej zdolności do działań prawnych, jaka jest konieczna dla wykonywania działalności organizacji; zachowuje ona pełną osobowość prawną tam, gdzie jest to zgodne z konstytucją i prawami odnośnego państwa.

### **Rozdział VIII. Zgromadzenie**

#### *Artykuł 48. Zebranie Zgromadzenia i głosowanie*

a) Zgromadzenie zbiera się raz do roku i zwoływane jest przez Radę w odpowiednim czasie i miejscu. Zebrania nadzwyczajne Zgromadzenia mogą się odbyć w każdym czasie na wezwanie Rady lub na żądanie jakichkolwiek

dziesięciu umawiających się państw, skierowane do Sekretarza Generalnego.

b) Wszystkie umawiające się państwa mają równe prawa reprezentacji na zebraniach Zgromadzenia przy czym każde z umawiających się państw ma prawo do jednego głosu. Delegaci, reprezentujący umawiające się Państwa, mogą korzystać z pomocy doradców, którzy mogą brać udział w zebraniach, lecz nie posiadają prawa głosowania.

c) Dla uzyskania kworum na zebraniach Zgromadzenia wymagana jest obecność przedstawicieli większości umawiających się państw. O ile w niniejszej Konwencji nie postanowiono inaczej, uchwały Zgromadzenia zapadają większością oddanych głosów.

#### *Artykuł 49. Uprawnienia i obowiązki Zgromadzenia*

Do uprawnień i obowiązków Zgromadzenia należy:

- a) wybieranie na każdym zebraniu swego przewodniczącego i innych urzędników;
- b) wybieranie tych umawiających się państw, które będą reprezentowane w Radzie, zgodnie z postanowieniami rozdziału IX;
- c) rozpatrywanie sprawozdań Rady i podejmowanie w tym zakresie odpowiedniego działania oraz decydowanie we wszelkich sprawach, przedłożonych przez Radę;
- d) ustalanie własnego regulaminu i powoływanie takich pomocniczych komisji, jakie mogą być uznane za konieczne lub pożądane;
- e) uchwalanie rocznego budżetu i podejmowanie wszelkich zarządzeń finansowych dotyczących Organizacji, zgodnie z przepisami rozdziału XII;
- f) badanie wydatków i zatwierdzanie rachunków Organizacji;
- g) przekazywanie według uznania Radzie, komisjom pomocniczym lub jakimkolwiek innemu ciału spraw należących do zakresu działania Zgromadzenia;
- h) przelewanie na Radę uprawnień i władzy, koniecznych lub pożądanych dla wykonywania obowiązków Organizacji oraz odwoływanie lub zmiana w każdym czasie tego przelania władzy;
- i) wykonywanie właściwych przepisów rozdziału XIII;
- j) rozpatrywanie wniosków dotyczących zmian lub poprawek przepisów niniejszej Konwencji i, w przypadku zatwierdzenia, zalecanie ich umawiającym się państwom, zgodnie z przepisami rozdziału XXI;
- k) rozpatrywanie każdej sprawy, należącej do zakresu działania Organizacji, a nieprzekazanej wyraźnie Radzie.

### **Rozdział IX. Rada**

#### *Artykuł 50. Skład i wybór Rady*

a) Rada jest urzędem stałym, odpowiedzialnym przed Zgromadzeniem. Rada składa się z dwudziestu jeden umawiających się Państw, wybranych przez Zgromadzenie. Wybory do Rady odbędą się w czasie pierwszej sesji Zgromadzenia, następnie zaś odbywać się będą co trzy lata. Wybrani w ten sposób członkowie Rady sprawują swe funkcje aż do następnych wyborów.

b) Przy wyborze członków Rady Zgromadzenie zapewni odpowiedni udział:

- 1) państwom odgrywającym przodującą rolę w dziedzinie przewozów powietrznych;
- 2) państwom niereprezentowanym w Radzie z innego tytułu a mającym największy wkład w dostarczeniu udogodnień dla międzynarodowej cywilnej żeglugi powietrznej;
- 3) państwom niereprezentowanym w Radzie z innego tytułu, a których wybór zapewni przedstawicielstwo w Radzie wszystkich głównych regionów geograficznych świata.

Każde wakujące miejsce w Radzie powinno być obsadzone przez Zgromadzenie w możliwie krótkim czasie. Każde umawiające się państwo, wybrane w ten sposób członkiem Rady, pełni swój mandat aż do wygaśnięcia mandatu swego poprzednika.

c) Żaden z przedstawicieli umawiających się państw w Radzie nie może być czynnie związany lub zainteresowany finansowo w eksploatacji międzynarodowej służby powietrznej.

#### *Artykuł 51. Przewodniczący Rady*

Rada wybiera przewodniczącego na okres trzech lat, z prawem ponownego wyboru. Przewodniczący nie ma prawa głosowania. Rada wybiera spośród swych członków

jednego lub więcej wiceprzewodniczących, którzy zachowują prawo głosowania w czasie, gdy pełnią funkcję przewodniczącego. Przewodniczący nie musi być wybrany spośród członków Rady, lecz jeżeli jeden z członków Rady zostanie wybrany przewodniczącym, jego miejsce w Radzie uważane będzie za wakujące i państwo, które wybrany reprezentował, wyznaczy nowego przedstawiciela.

Do obowiązków przewodniczącego należy:

- a) zwoływanie zebrań Rady, Komitetu Przewozu Powietrznego i Komisji Żeglugi Powietrznej;
- b) działanie jako przedstawiciel Rady;
- c) wykonywanie w imieniu Rady czynności, zleconych mu przez Radę.

#### *Artykuł 52. Głosowanie w Radzie*

Uchwały Rady wymagają zgody większości członków. Rada może upoważnić do załatwiania określonej sprawy Komitet, wyłoniony spośród jej członków. Każde z zainteresowanych umawiających się państw będzie mogło odwołać się do Rady od postanowień każdego Komitetu Rady.

#### *Artykuł 53. Uczestnictwo bez prawa głosowania*

Każde z umawiających się państw może brać udział, bez prawa głosowania, w rozpatrywaniu przez Radę lub przez jej komitety i komisje każdej sprawy, dotyczącej specjalnie jego interesów. Żaden z członków Rady nie może głosować przy rozpatrywaniu przez Radę sporu, w którym jest on stroną.

#### *Artykuł 54. Czynności obowiązkowe Rady*

Rada:

- a) przedkłada Zgromadzeniu roczne sprawozdania;
- b) wykonuje dyrektywy Zgromadzenia i wywiązuje się z wszelkich obowiązków i powinności nałożonych na nią przez niniejszą Konwencję;
- c) ustala swą organizację i regulamin;
- d) wyznacza Komitet Przewozu Powietrznego, który składa się z przedstawicieli członków Rady i który jest przed nią odpowiedzialny oraz określa jego obowiązki;
- e) powołuje Komisję Żeglugi Powietrznej zgodnie z postanowieniami rozdziału X;
- f) zarządza finansami Organizacji, zgodnie z postanowieniami rozdziału XII i XV;
- g) określa pobory przewodniczącego Rady;
- h) wyznacza głównego urzędnika wykonawczego, który będzie miał tytuł Sekretarza Generalnego, i wydaje zarządzenia dotyczące powoływania innego potrzebnego personelu, zgodnie z postanowieniami rozdziału XI;
- i) żąda, zbiera i ogłasza wiadomości dotyczące postępów żeglugi powietrznej i eksploatacji międzynarodowych służb powietrznych, łącznie z wiadomościami o kosztach eksploatacji i o szczegółach odnoszących się do subsydiów, wypłacanych liniom lotniczym z funduszy publicznych;
- j) zawiadamia umawiające się państwa o wszelkich naruszeniach niniejszej Konwencji, jak również o każdym uchybieniu w wykonywaniu zaleceń lub postanowień Rady;
- k) zawiadamia Zgromadzenie o wszelkich naruszeniach niniejszej Konwencji w przypadku, gdy zainteresowane umawiające się państwo zaniedbało, po zwróceniu jego uwagi na istnienie naruszenia, podjęcia w należyтым czasie odpowiednich kroków;
- l) przyjmuje, zgodnie z postanowieniami rozdziału VI niniejszej Konwencji, międzynarodowe wzory i zalecane metody, które dla większej dogodności stanowić będą załączniki do niniejszej Konwencji, i powiadamia wszystkie umawiające się państwa o podjętych w tych sprawach krokach;
- m) rozważa zalecenia Komisji Żeglugi Powietrznej, dotyczące poprawek do załączników, i podejmuje działanie, zgodnie z postanowieniami rozdziału XX;
- n) rozważa każdą sprawę dotyczącą Konwencji, przedłożoną jej przez którekolwiek z umawiających się państw.

#### *Artykuł 55. Czynności fakultatywne Rady*

Rada może:

- a) w razie potrzeby oraz jeśli doświadczenie wykaże ich użyteczność, tworzyć komisje przewozu powietrznego, na podstawie regionalnej lub wszelkiej innej, i oznaczać grupy państw lub linii lotniczych, do których będzie ona mogła zwracać się dla łatwiejszego osiągnięcia celów niniejszej Konwencji;
- b) upoważniać Komisję Żeglugi Powietrznej do wykonywania zadań dodatkowych do tych, które są przewi-

dziane w Konwencji, oraz odwoływać lub zmieniać w każdym czasie tego rodzaju upoważnienia;

c) prowadzić badania we wszystkich dziedzinach przewozu lotniczego i żeglugi powietrznej o znaczeniu międzynarodowym, podawać do wiadomości umawiających się państw wyniki tych badań i ułatwiać wymianę informacji w sprawach przewozu lotniczego i żeglugi powietrznej pomiędzy umawiającymi się państwami;

d) badać wszelkie zagadnienia dotyczące organizacji i eksploatacji międzynarodowego przewozu lotniczego łącznie z międzynarodową własnością i eksploatacją międzynarodowych służb powietrznych na głównych trasach oraz przedkładać Zgromadzeniu odnoszące się do tych zagadnień projekty;

e) badać na żądanie którekolwiek z umawiających się Państw każdą sytuację, mogącą wywołać możliwe do usunięcia przeszkody w rozwoju międzynarodowej żeglugi powietrznej, i, po przeprowadzeniu takiego badania, opracowywać wszelkie sprawozdania, które uważać może za wskazane.

### **Rozdział X. Komisja Żeglugi Powietrznej**

#### *Artykuł 56. Kandydatury i powoływanie członków Komisji*

Komisja Żeglugi Powietrznej składać się będzie z dwunastu członków powołanych przez Radę spośród osób wskazanych przez umawiające się państwa. Osoby te powinny mieć odpowiednie kwalifikacje i doświadczenie w dziedzinie teorii i praktyki zagadnień lotniczych. Rada zwraca się do wszystkich umawiających się państw o przedłożenie kandydatur. Przewodniczący Komisji Żeglugi Powietrznej powołany będzie przez Radę.

#### *Artykuł 57. Obowiązki Komisji*

Komisja Żeglugi Powietrznej:

- a) rozpatruje zmiany załączników niniejszej Konwencji i zaleca Radzie ich przyjęcie;
- b) ustanawia techniczne podkomisje, w których może być reprezentowane każde z umawiających się państw, o ile sobie tego życzy;
- c) udziela opinii dla Rady odnośnie do zbierania i komunikowania umawiającym się państwom wszelkich informacji, które uważa za konieczne lub pożyteczne dla postępu żeglugi powietrznej.

### **Rozdział XI. Personel**

#### *Artykuł 58. Powoływanie personelu*

Z zastrzeżeniem regulaminów ustalonych przez Zgromadzenie i postanowień niniejszej Konwencji, Rada określa tryb powoływania i zwalniania, kompetencje, poby, diety, uprawnienia i obowiązki Sekretarza Generalnego i pozostałych osób spośród personelu Organizacji, przy czym może ona powoływać i przyjmować usługi obywateli którekolwiek z umawiających się państw.

#### *Artykuł 59. Międzynarodowy charakter personelu*

Przewodniczący Rady, Sekretarz Stanu i pozostały personel Organizacji nie może, w odniesieniu do wypełnianych przez siebie obowiązków, zwracać się o instrukcje, ani otrzymywać ich od jakiejkolwiek bądź władzy poza Organizacją. Każde z umawiających się państw zobowiązuje się szanować pod każdym względem międzynarodowy charakter obowiązków wspomnianego personelu i powstrzymać się od wywierania wpływu na któregokolwiek ze swych obywateli w związku z wypełnianiem przez niego tych obowiązków.

#### *Artykuł 60. Immunitety i przywileje personelu*

Każde z umawiających się państw zobowiązuje się w całej rozciągłości, dozwolonej własną procedurą konstytucyjną, do przyznania przewodniczącemu Rady, Sekretarzowi Generalnemu i wszystkim innym członkom personelu Organizacji przywilejów i immunitetów, przyznawanych takimże członkom personelu innych publicznych organizacji międzynarodowych. Jeżeli ogólny układ międzynarodowy o immunitetach i przywilejach funkcjonariuszów międzynarodowych zostanie zawarty, immunitety i przywileje przyznane Przewodniczącemu Rady, Sekretarzowi Generalnemu i innym członkom personelu Organizacji, odpowiadać będą immunitetom i przywilejom przewidzianym we wspomnianym ogólnym układzie międzynarodowym.

Wyboru dokonał A.K.

EO/28/K/81

# Próba optymalizacji wytrzymałości i masy wirników tarczowo-bębnowych

Prof. dr hab. inż. STEFAN SZCZECIŃSKI  
Mgr inż. MICHAŁ ŁAGOSZ

Przyjęty model obliczeniowy (rys. 1a) składa się z bębna o grubości  $\delta$ , promieniu zewnętrznym  $R$ , szerokości  $b$  oraz tarczy bez otworu o stałej grubości (szerokości)  $b_o$  i promieniu obrzeża  $R-\delta$ . Konstrukcja ta wiruje z prędkością  $\omega$  i jest obciążona na zewnętrznej powierzchni bębna obciążeniem wieńcowym  $\sigma_w$ . Założono, że obciążenia te powodują promieniowe odkształcenia bębna, tzn. że nie zachodzi zginanie brzegów bębna. Konstrukcję tę można rozważać jako dwa oddzielne elementy (rys. 1b):

— bęben poddany działaniu masowych sił, obciążenia wieńcowego i nieznanymi ciągnięciami  $\sigma_R$  na szerokości  $b_o$  w kierunku dośrodkowym,

— tarczę obciążoną siłami masowymi i nieznanymi ciągnięciami  $\sigma_R$  na obrzeżu w kierunku odśrodkowym.

W miejscu połączenia tarczy i bębna spełniony jest warunek jednakowych przemieszczeń (warunek sprzężenia):

$$u_b = u_t \quad (1)$$

Warunek ten pozwolił wyznaczyć nieznanne ciągnięcia  $\sigma_R$ .

Przemieszczenie obrzeża tarczy wynosi:

$$U_t = \left[ \frac{1-\nu}{4} \rho \omega^2 (R-\delta)^2 + \sigma_R (1-\nu) \right] \frac{R-\delta}{E} \quad (2)$$

natomiast przemieszczenie wewnętrznego promienia bębna wyraża zależność:

$$U_b = \left[ \rho \omega^2 (R-\delta)^2 \sigma_w \frac{R}{\delta} - \sigma_R \frac{R-\delta}{\delta} \frac{b_o}{b} \right] \frac{R-\delta}{E} \quad (3)$$

Porównując zależności (2) i (3) zgodnie z warunkiem (1) otrzymuje się wzór wyznaczający wartość  $\sigma_R$ :

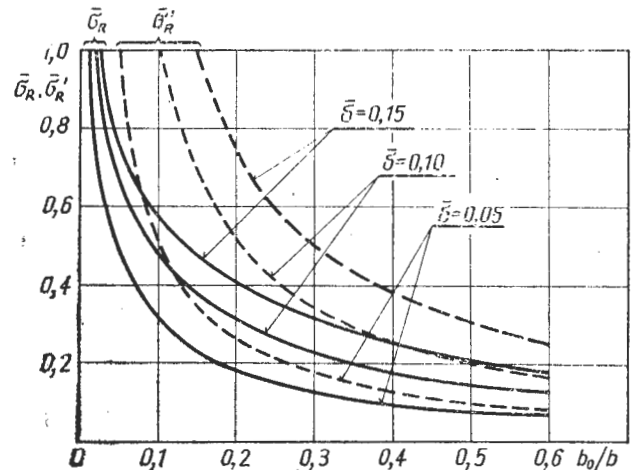
$$\sigma_R = \frac{\rho \omega^2 \left[ \left( R - \frac{\delta}{2} \right)^2 - \frac{1-\nu}{4} (R-\delta)^2 \right] + \sigma_w \frac{R}{\delta}}{1-\nu + \frac{R-\delta}{\delta} \frac{b_o}{b}} \quad (4)$$

Przyjmując, że  $\bar{\delta} = \delta/R$  oraz  $U = \omega R$  otrzymano zależność:

$$\sigma_R = \rho U^2 \frac{\bar{\delta} \left[ \left( 1 - \frac{\bar{\delta}}{2} \right)^2 - \frac{1-\nu}{4} (1-\bar{\delta})^2 \right]}{(1-\nu)\bar{\delta} + (1-\bar{\delta}) \frac{b_o}{b}} +$$

$$+ \sigma_w \frac{1}{(1-\nu)\bar{\delta} + (1-\bar{\delta}) \frac{b_o}{b}} \quad (5)$$

Łatwo zauważyć, że pierwszy składnik tego wyrażenia jest



Rys. 2. Przebieg wzajemnych oddziaływań bębna i tarczy w przypadku obciążenia konstrukcji siłami masowymi

wynikiem działania sił masowych, a drugi — obciążen wieńcowych.

Przebieg wzajemnego oddziaływania tarczy i bębna w przypadku obciążenia konstrukcji siłami masowymi jest pokazany na rys. 2. Przy stałej względnej grubości bębna  $\bar{\delta}$  i szerokości  $b$ , jeśli grubość tarczy  $b_o$  ulega zmniejszeniu, następuje wzrost względnych ciągnięć  $\sigma_R$  (odniesionych do  $\rho U^2$ ). Wzrost ten jest szczególnie intensywny przy małych grubościach tarczy mniejszych od  $0,2 \cdot b$ . Zachowanie stałej wartości stosunku  $b_o/b$  i zwiększenie względnej grubości bębna powoduje również wzrost względnych ciągnięć  $\sigma_R$ . Przy założeniu, że bęben nie przenosi obciążeń, oddziaływanie na tarczę będzie wynosiło:

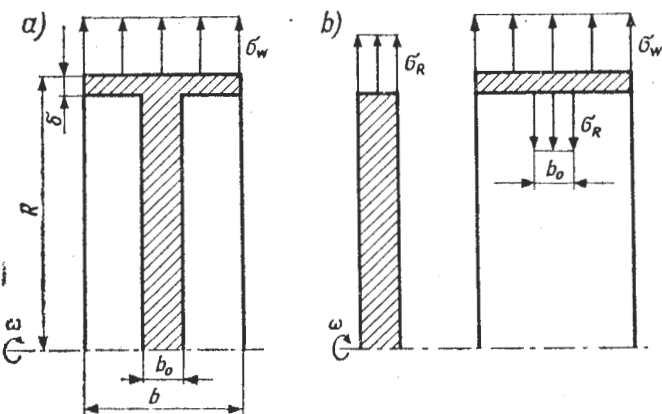
$$\sigma'_R = \rho U^2 \frac{\bar{\delta}}{\frac{b_o}{b}} + \sigma_w \frac{1}{(1-\bar{\delta}) \frac{b_o}{b}} \quad (6)$$

W przypadku działania obciążeń od sił masowych, przebieg oddziaływania na tarczę  $\sigma'_R [\rho U^2]$  przedstawiony jest na rys. 2 (linie przerywane). Z wykresu widać, że potraktowanie bębna jako elementu nienośnego prowadzi do znacznego wzrostu oddziaływania na tarczę, tym większego, im większa jest grubość bębna. Naprężenia w bębnie wyraża zależność:

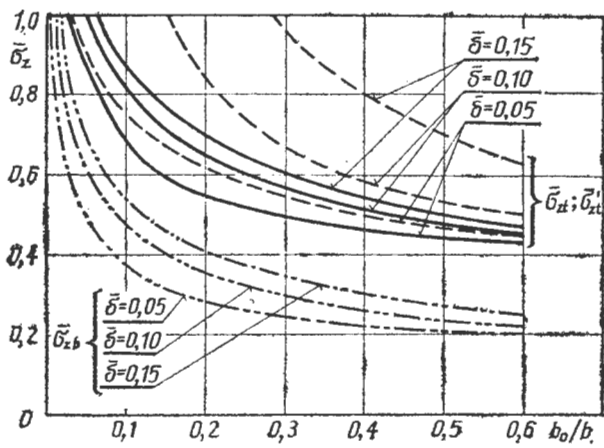
$$\sigma_{tb} = \rho U^2 \left( 1 - \frac{\bar{\delta}}{2} \right) + \sigma_w \frac{1}{\delta} - \sigma_R \frac{1-\bar{\delta}}{\delta} \frac{b_o}{b} \quad (7)$$

Ze wzoru tego wynika, że wprowadzenie wewnętrznej tarczy ma działanie odciążające go o wartość równą ostatniemu składnikowi wzoru (7).

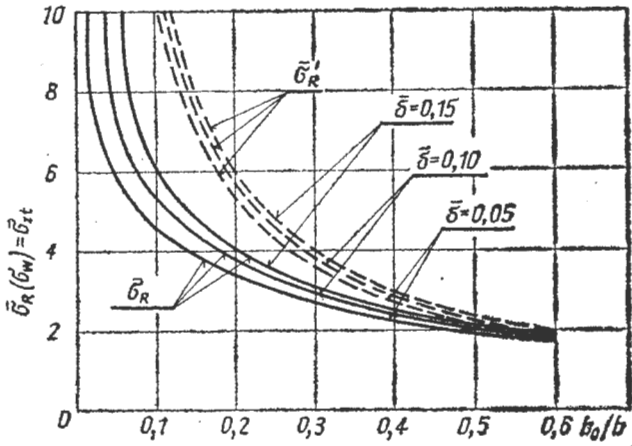
Wartość naprężeń w bębnie w zależności od stosunku  $b_o/b$  dla różnych względnych grubości bębna  $\bar{\delta}$  przedstawiono na rys. 3. Na wykresie tym przedstawiono również



Rys. 1. Wymiary i obciążenia konstrukcji tarczy i bębna



Rys. 3. Przebieg naprężeń w bębnie i naprężeń maksymalnych w tarczy przy działaniu sił masowych



Rys. 4. Przebieg wzajemnych oddziaływań bębna i tarczy przy działaniu obciążenia wieńcowego

wartość maksymalnych naprężeń zastępczych w tarczy  $\sigma_{zt}$  (tzn. w środku tarczy), które wyznaczono w zależności:

$$\sigma_{zt} = \frac{3 + \nu}{8} \rho U^2 (1 - \delta)^2 + \sigma_R \quad (8)$$

Z przebiegu wartości  $\sigma_{zb}$  i  $\sigma_{zt}$  można wyciągnąć wniosek praktyczny, iż dla dowolnych wymiarów rozpatrywanej konstrukcji, pod warunkiem wykonania jej jako konstrukcji integralnej, naprężenia w bębnie  $\sigma_{zb}$  będą mniejsze od naprężeń w tarczy  $\sigma_{zt}$ . Jeśli nie uwzględnimy siły nośności bębna, naprężenia w tarczy  $\sigma_{zt}$  ulegną dość istotnemu wzrostowi (rys. 3, linie przerywane), tym większemu, im większa jest grubość bębna.

Jeśli do rozważanej konstrukcji przyłożone zostanie tylko obciążenie wieńcowe, wówczas wzajemne oddziaływanie bębna i tarczy stanowić będzie, jednocześnie jedyne obciążenie tarczy, co w przypadku tarczy bez otworu daje:

$$\sigma_R[\sigma_w] = \sigma_{zt} \quad (9)$$

Przebieg zależności względnego oddziaływania  $\bar{\sigma}_R[\sigma_w]$  (odniesionego do  $\sigma_w$ ) przedstawiono na rys. 4. Charakter przebiegu jest analogiczny jak w rozważanych przypadkach, z tym że zachodzi zwielokrotnienie obciążenia tarczy w stosunku do przyłożonego obciążenia wieńcowego. Grubość bębna ma na to istotny wpływ jedynie dla małych wartości stosunku  $b_0/b < 0,2$ . Założenie, że bęben nie przenosi obciążenia prowadzi do błędów (oczywiście z bezpiecznej strony) pokazanego na rys. 4 (linia przerywana). Naprężenia w bębnie są zawsze niższe od naprężeń w tarczy (7).

Jeśli jednocześnie działają siły masowe i obciążenia wieńcowe, to wartości maksymalnych naprężeń w tarczy mają przebieg jak na rys. 5. Pominięto w rozważaniach przebieg wzajemnego oddziaływania tarczy i bębna oraz naprężeń w bębnie, gdyż mają one analogiczny charakter zmian jak w dotąd omawianych przypadkach. Obciążenie wieńcowe odniesione do wartości  $\rho U^2$ , zatem

$$\bar{\sigma}_w = \sigma_w \cdot \rho U^2 \quad (10)$$

Z wykresu na rys. 5 wynika, że na wzrost maksymalnych naprężeń w tarczy wpływa spadek grubości bębna, wzrost obciążenia wieńcowego oraz spadek wartości stosunku  $b_0/b$ . Widać również, że dla większych wartości

stosunku  $b_0/b$  wpływ grubości bębna  $\bar{\delta}$  jest pomijalnie mały.

Rozważania dotyczące założenia, iż bęben jest elementem nie przenoszącym obciążenia nasunęły autorom myśl wprowadzenia bezwymiarowego współczynnika charakteryzującego nośność bębna. Zdefiniowano go jako

$$k_N = \frac{\sigma'_R - \sigma_R}{\sigma'_R} = 1 - \frac{\sigma_R}{\sigma'_R} \quad (11)$$

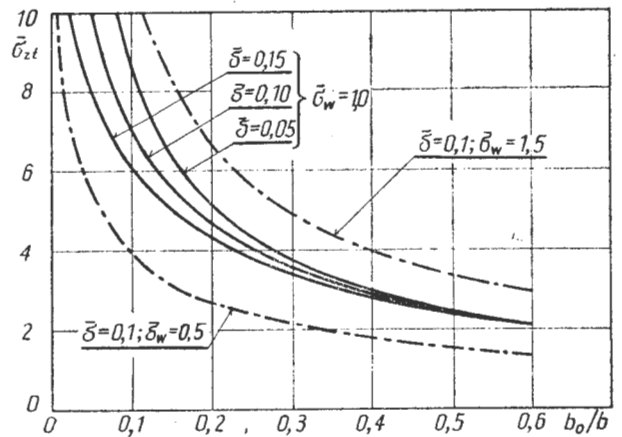
gdzie:

$\sigma_R$  — oddziaływanie na tarczę nośnego bębna,  
 $\sigma'_R$  — oddziaływanie na tarczę nienośnego bębna.

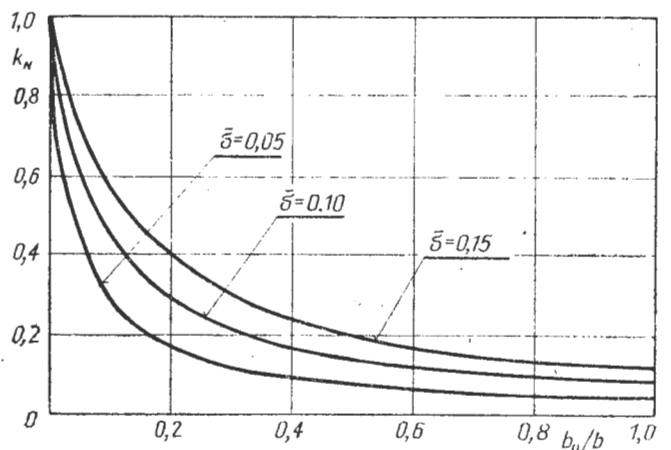
Przebieg współczynnika nośności dla konstrukcji obciążonej siłami masowymi i obciążeniem wieńcowym w zależności od charakterystycznych wymiarów przedstawia rys. 6. Współczynnik nośności bębna  $k_N$  określa więc udział w przenoszeniu obciążeń, np. jeśli  $b_0/b = 0,2$  i  $\bar{\delta} = 0,10$ , to  $k_N = 0,29$ , czyli 29% obciążenia jest przenoszone przez bęben, a 71% przez tarczę. Współczynnik nośności nie zależy od wielkości obciążenia wieńcowego. Zrozumiałoby jest fakt pełnej nośności bębna ( $k_N = 1$ ), gdy  $b_0/b = 0$  (bęben bez tarczy) dla dowolnej grubości bębna. W pozostałych przypadkach nośność bębna zależy od wartości stosunku  $b_0/b$  i grubości bębna, oczywiście jeśli grubość bębna maleje, maleje również jego nośność.

Interesujące wyniki uzyskano poszukując odpowiedzi na pytanie, jakie praktyczne korzyści daje wzmocnienie bębna tarczą o stałej grubości. Porównano zatem cienkościenny bęben z identycznym bębniem wzmocnionym tarczą, zakładając że maksymalne naprężenia w bębnie równe są maksymalnym naprężeniom w konstrukcji bębna i tarczy, a te z kolei przyjętym naprężeniom dopuszczalnym. Założenie to pozwoliło na wyznaczenie bezwymiarowego współczynnika charakteryzującego wzrost obciążenia dopuszczalnego konstrukcji tarczy i bębna w odniesieniu do cienkościennego bębna. W przypadku obciążeń masowych będzie to współczynnik wzrostu dopuszczalnej prędkości wyznaczony ze wzoru:

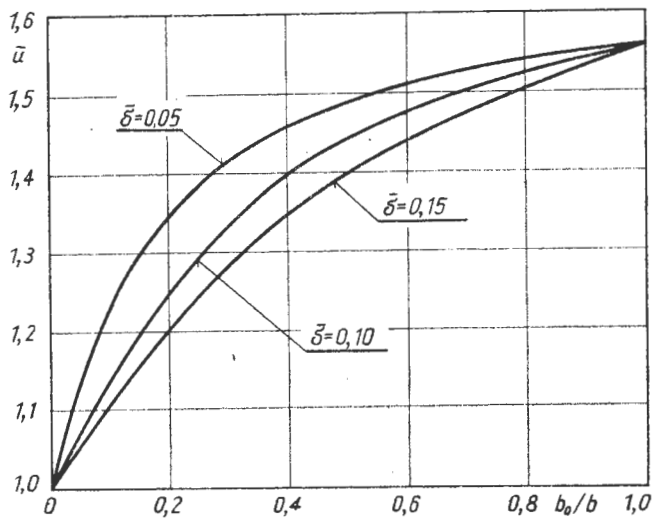
$$u = \frac{u_{tb}}{u_b} = \frac{1}{\sqrt{\frac{3 + \nu}{8} (1 - \delta)^2 + \sigma_R [\rho U_{tb}^2]}} \quad (12)$$



Rys. 5. Przebieg naprężeń maksymalnych w tarczy przy działaniu sił masowych i obciążenia wieńcowego



Rys. 6. Przebieg współczynnika nośności bębna



Rys. 7. Przebieg współczynnika wzrostu dopuszczalnej prędkości obwodowej (wirowania)

gdzie:

$u_b$  — prędkość obwodowa bębna,  
 $u_{tb}$  — prędkość obwodowa konstrukcji tarczy i bębna.

Przebieg współczynnika wzrostu dopuszczalnej prędkości bębna wzmocnionego tarczą w odniesieniu do cienkościennego bębna przedstawia rys. 7. Dla  $b_0/b = 1$  (czyli praktycznie jest to tarcza o stałej grubości  $b_0 = b$ ) otrzymuje się  $u = 1,56$ . Oznacza to, że tarcza o stałej grubości może wirować szybciej o 56% niż bęben o takich samych naprężeniach dopuszczalnych. Podobnie można odczytać wartości współczynnika wzrostu dopuszczalnej prędkości dla zadanych wymiarów konstrukcji. Jeśli  $b_0/b$  dąży do zera, to współczynnik wzrostu dopuszczalnej prędkości  $u$  dąży do jedności, czyli praktycznie nie uzyskuje się żadnego zysku obciążenia dopuszczalnego. W przypadku działania obciążeń wieńcowych korzystano z zależności:

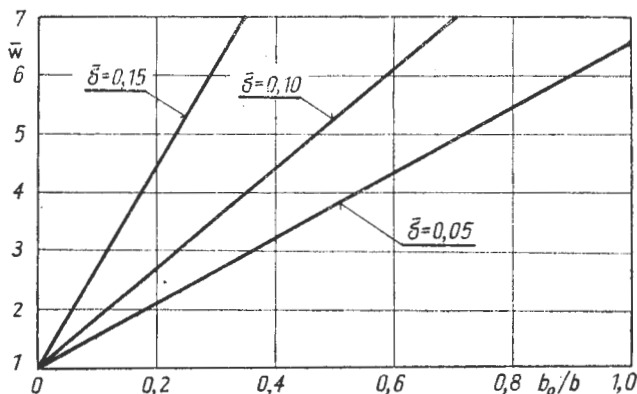
$$\bar{w} = \frac{\sigma_{wtb}}{\sigma_{wb}} = \frac{1}{\bar{\delta} \sigma_R [\sigma_{wtb}]} \quad (13)$$

gdzie  $\bar{w}$  — współczynnik wzrostu dopuszczalnego obciążenia wieńcowego konstrukcji tarczy i bębna.

Przebieg współczynnika wzrostu dopuszczalnego obciążenia wieńcowego przedstawiono na rys. 8. Zależność ta jest liniowa, o różnym kącie nachylenia prostych, tym większym im większa jest względna grubość bębna. Podobnie jak w poprzednim przypadku jeśli stosunek  $b_0/b$  dąży do zera, to  $w$  dąży do jedności. Natomiast dla  $b_0/b = 1$  współczynniki osiąga wartość

$$\bar{w} = \frac{1}{\bar{\delta}} \quad (14)$$

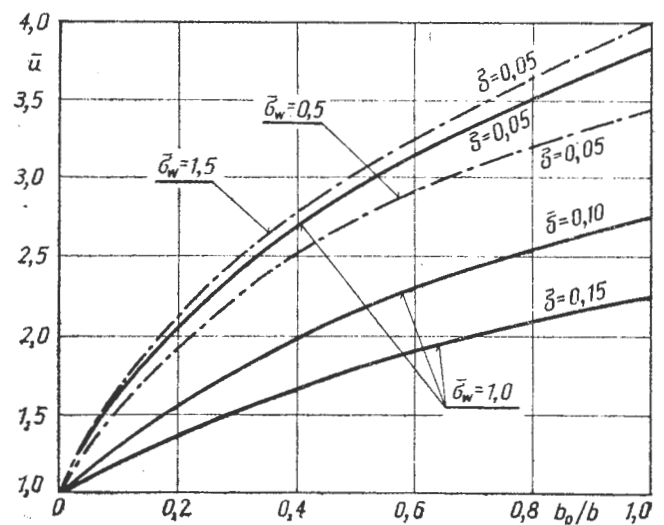
Porównanie konstrukcji tarczy i bębna przeprowadzono również dla jednoczesnego działania masowych sił i obciążeń wieńcowych, wyrażając obciążenie wieńcowe zgodnie z (10). Założono równość obciążeń wieńcowych przyłożonych do cienkościennego bębna i bębna wzmocnionego tarczą, a wyznaczono względny wzrost dopuszczalnej prędkości konstrukcji tarczy i bębna w odniesieniu do cienko-



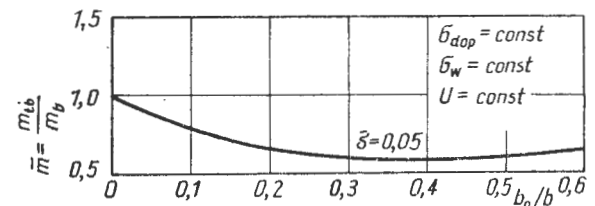
Rys. 8. Przebieg współczynnika wzrostu dopuszczalnego obciążenia wieńcowego

ściennego bębna. Możliwe jest także odwrotne postępowanie. Obliczony współczynnik wzrostu prędkości dopuszczalnej przedstawiono na rys. 9. Widać z wykresu, że silniejszy wpływ na współczynnik wzrostu prędkości wywiera grubość bębna niż wielkość względnego obciążenia wieńcowego.

Z przedstawionych wykresów wynika, że konstrukcja tarczy i bębna ma większą zdolność przenoszenia obciążeń niż konstrukcja bębnowa, a zdolność tę warunkują wymiary geometryczne elementów nośnych. W lotniczych silnikach turbinowych konieczne jest spełnienie warunku możliwie niskiej masy elementów, dlatego dla pełnej oceny przydatności konstrukcji tarczowo-bębnowych należałoby przeanalizować relację zmiany masy bębna wzmocnionego tarczą w stosunku do konstrukcji wyłącznie bębnowej. Zakładając stałe naprężenia dopuszczalne, stałą prędkość wirowania i stałe obciążenie wieńcowe konstrukcji tarczowo-bębnowej oraz konstrukcji wyłącznie bębnowej można, przyjmując wymiary jednej, wyznaczyć wymiary drugiej konstrukcji, a następnie obliczyć stosunek mas tych konstrukcji. Zależność tę przedstawiono na rys. 10 dla założonej grubości bębna  $\bar{\delta} = 0,05$  wzmocnionego tarczą. Należy zwrócić uwagę, iż zależność ta jest dokładniejsza dla mniejszych wartości stosunku  $b_0/b < 0,3$ , gdyż dla wartości



Rys. 9. Przebieg współczynnika wzrostu dopuszczalnej prędkości wirowania dla różnych wartości względnego obciążenia wieńcowego



Rys. 10. Przebieg wartości masy konstrukcji tarczy i bębna odniesionej do masy zastępczej konstrukcji wyłącznie bębnowej

$b_0/b > 0,3$  otrzymuje się tak dużą wartość grubości samodzielnego bębna, że można uważać go za tarczę o stałej grubości z otworem, co prowadzi do znacznych błędów w przyjętej metodyce obliczeń. Z wykresu na rys. 10 wynika, że masa konstrukcji bębnowo-tarczowej jest mniejsza niż zastępczej konstrukcji bębnowej.

Z przedstawionych rozważań wynika, że celowe jest stosowanie, jako elementów nośnych wirników, konstrukcji tarczowo-bębnowych z uwagi na mniejszą masę i większą zdolność przenoszenia obciążeń. Oprócz tego konstrukcje tarczowo-bębnowe wykazują dużą sztywność na zginanie, a także ulegają mniejszemu odkształceniu promieniowym, co niewątpliwie przyczynia się do podwyższenia sprawności całej maszyny wirnikowej.

#### LITERATURA

- J. LIPKA: Wytrzymałość maszyn wirnikowych. WNT, Warszawa, 1987 r.
- St. SZCZECIŃSKI: Turbinowe napędy samochodów. WKiŁ, Warszawa, 1974 r.

WYPADEK; POSZUKIWANIE;  
RATOWNICTWO

- 1 -- przyczyna wypadku (lotniczego)
- 2 -- ryzyko w., niebezpieczeństwo w.
- 3 -- sytuacja awaryjna
- 4 -- zapobieganie wypadkom
- 5 -- nieudany start, przerwany s.
- 6 -- wessanie ptaka (do silnika), wpadnięcie p. do s.
- 7 -- utrata sterowności, u. panowania nad statkiem powietrznym
- 8 -- nieprawidłowa ocena sytuacji
- 9 -- utrata orientacji
- 10 -- wyczerpanie paliwa
- 11 -- przymusowe lądowanie, l. awaryjne
- 12 -- p. wodowanie
- 13 -- gradient wiatru (pionowy)
- 14 -- ślad wirowy samolotu
- 15 -- zderzenie (w powietrzu)
- 16 -- zmęczenie pilota, przemęczenie p.
- 17 -- nieudane podejście do lądowania, przerwane p. do l.
- 18 -- nieprawidłowe lądowanie, nieudane l.
- 19 -- „przełot” przy lądowaniu, przerwane lądowanie
- 20 -- przekołowanie poza drogę startową
- 21 -- lądowanie bez podwozia, l. na brzuchu
- 22 -- l. awaryjne (z uszkodzeniem)
- 23 -- twarde l.
- 24 -- kapotaż
- 25 -- wypadek (lotniczy), wydarzenie l.
- 26 -- awaria, uszkodzenie
- 27 -- poważny wypadek
- 28 -- w. śmiertelny, katastrofa
- 29 -- uderzenie, rozbicie się
- 30 -- pożar w wyniku rozbicia, p. w w. uderzenia
- 31 -- przesłanka do wypadku
- 32 -- obrażenia
- 33 -- ciężkie o.
- 34 -- zabity
- 35 -- uszkodzenie statku powietrznego
- 36 -- szkody rzeczowe
- 37 -- ocaleć w wypadku (lotniczym), przeżyć wypadek
- 38 -- zawiadomienie o sytuacji awaryjnej, meldunek awaryjny
- 39 -- z. o wypadku, m. o w.
- 40 -- badanie w.
- 41 -- rejestrator awaryjny
- 42 -- komisja badania wypadku lotniczego
- 43 -- miejsce wypadku, m. lądowania awaryjnego
- 44 -- szczątki, wrak
- 45 -- zeznania załogi
- 46 -- z. świadków
- 47 -- wnioski
- 48 -- poszukiwanie (i ratownictwo)
- 49 -- samolot poszukiwawczy
- 50 -- wyposażenie poszukiwawcze
- 51 -- radar poszukiwawczy
- 52 -- obszar poszukiwań, strefa p.
- 53 -- zasięg p.
- 54 -- system p., trasa p.
- 55 -- lot ratunkowy, l. na ratunek
- 56 -- ratunek, pomoc przy awarii, uprzątnięcie uszkodzonego samolotu
- 57 -- ratownictwo, służba ratownicza
- 58 -- akcja ratunkowa
- 59 -- zabezpieczenie życia, ratowanie ż.
- 60 -- pierwsza pomoc
- 61 -- podnoszenie samolotu
- 62 -- (lotnicze) ratownictwo morskie
- 63 -- morski lot ratunkowy
- 64 -- amfibia ratownicza
- 65 -- pilot ratunkowy, p. ratowniczy
- 66 -- śmigłowiec r.
- 67 -- samolot r.
- 68 -- pojazd r.
- 69 -- samolot ratownictwa morskiego, ratownicza łódź latająca
- 70 -- śmigłowiec ratownictwa morskiego
- 71 -- statek ratowniczy
- 72 -- łódź ratunkowa
- 73 -- składak ratunkowy, ponton
- 74 -- tratwa ratunkowa
- 75 -- sprzęt ratowniczy, s. ratunkowy, s. awaryjny, wyposażenie ratunkowe, w. awaryjne
- 76 -- zestaw dla utrzymania przy życiu, z. ratowniczy, z. awaryjny
- 77 -- (pokładowa) apteczka pierwszej pomocy
- 78 -- radiolatornia awaryjna, awaryjny nadajnik położenia
- 79 -- radiostacja awaryjna
- 80 -- sygnał awaryjny, wezwanie pomocy
- 81 -- awaryjna racja żywnościowa
- 82 -- rakietnica
- 83 -- rakietka sygnałowa, r. sygnalizacyjna
- 84 -- chorągiewka s.
- 85 -- r. dymna, świeca d.
- 86 -- wodny sprzęt ratowniczy, wyposażenie na wypadek awaryjnego wodowania
- 87 -- kamizelka ratunkowa, pas ratunkowy
- 88 -- k. r. nadmuchiwana
- 89 -- kapok
- 90 -- rzutka
- 91 -- bosak
- 92 -- naczynie z wodą pitną
- 93 -- środki odsalające wodę morską
- 94 -- olej zwierzęcy
- 95 -- proszek przeciw rekinom
- 96 -- stan morza

ACCIDENT; RECHERCHES; SAUVETAGE

- 1 -- cause (f) d'accident aérien
- 2 -- risque (m) d'a. (a.), danger (m) d'a. (a.)
- 3 -- situation (f) d'avarie
- 4 -- prévention (f) d'accidents
- 5 -- décollage (m) manqué, départ (m) m.
- 6 -- aspiration (f) de l'oiseau (par moteur)
- 7 -- perte (f) de commande, p. de contrôlabilité de l'aéronef
- 8 -- (estimation (f) erroné de situation)
- 9 -- perte (f) d'orientation
- 10 -- épuisement (m) du combustible
- 11 -- atterrissage (m) forcé, a. en crash
- 12 -- amer(r)issage (m) forcé
- 13 -- gradient (m) du vent (suit une verticale)
- 14 -- sillage (m) tourbillonnaire de l'avion
- 15 -- collision (f) (dans l'air)
- 16 -- fatigue (f) du pilote, surmenage (m) du p.
- 17 -- approche (f) manquée
- 18 -- atterissage (m) manqué
- 19 -- a. (m) m.
- 20 -- (roulement (m) hors de piste)
- 21 -- atterrissage (m) train rentré, a. sans train, a. sur le ventre
- 22 -- a. en crash
- 23 -- a. brutal, a. dur, a. heurté
- 24 -- capotage (m)
- 25 -- accident (m) aérien, a. d'aviation
- 26 -- avarie (f), casse (f), accident (m) léger
- 27 -- accident (m) sérieux
- 28 -- a. mortal
- 29 -- casse (f), bris (m)
- 30 -- (incendie (m) causé par bris)
- 31 -- prémisses (f) d'accident
- 32 -- lésions (fpl)
- 33 -- l. sérieuses
- 34 -- tué
- 35 -- dérangement (m) du matériel aérien
- 36 -- (pertes (fpl) matérielles)
- 37 -- survivre l'accident (aérien)
- 38 -- compte-rendu (m) d'avarie
- 39 -- c.-r. d'accident
- 40 -- enquête (f) d'a., investigation (f) d'a.
- 41 -- enregistreur (m) d'avarie
- 42 -- commission (f) d'enquête
- 43 -- lieu (m) d'un accident, l. d'atterissage en crash
- 44 -- épave (f), débris (m)
- 45 -- dépositions (fpl) d'équipage
- 46 -- d. des temoines
- 47 -- conclusions (fpl)
- 48 -- recherches (fpl) (et sauvetage (m))
- 49 -- avion (m) de recherches, a. de surveillance
- 50 -- équipement (m) de r., é. de s.
- 51 -- radar (m) de s.
- 52 -- région (f) des recherches, zone (f) des r.
- 53 -- rayon (m) d'action des r., couverture (f) des r.
- 54 -- système (m) des r., trajectoire (f) d.r.
- 55 -- vol (m) de sauvetage
- 56 -- sauvetage (m)
- 57 -- s. (m), service (m) de s., s. (m) de secours
- 58 -- action (f) de sauvetage, secours (m)
- 59 -- opérations (fpl) de survie
- 60 -- aide (f) première
- 61 -- relèvement (m) d'avion, relevage (m) d'a.
- 62 -- sauvetage (m) en mer
- 63 -- vol (m) de s. en m.
- 64 -- amphibie (f) d'exploration et de s.
- 65 -- pilote (m) de s.
- 66 -- hélicoptère (m) de s.
- 67 -- avion (m) de s.
- 68 -- véhicule (m) de s.
- 69 -- avion (m) de s. en mer, hydravion (m) à coque de s.
- 70 -- hélicoptère (m) de s. en mer
- 71 -- navire (m) de s.
- 72 -- canot (m) de s., embarcation (f) de s.
- 73 -- canot (m) pneumatique de s.
- 74 -- radeau (m) de s., r. pneumatique
- 75 -- matériel (m) de s., équipement (m) de s., é. de secours
- 76 -- é. (m) de secours individuel, é. de survie
- 77 -- boîte (f) de secours (à bord)
- 78 -- balise (f) de détresse, émetteur (m) de secours
- 79 -- station (f) de bord de s.
- 80 -- signal (m) de détresse
- 81 -- ration (f) d'avarie
- 82 -- pistolet (m) lance-fusées, p. de signalisation
- 83 -- fusée (f) de s.
- 84 -- fanion (m) de s.
- 85 -- pot (m) fumigène, p. à fumée
- 86 -- équipement (m) de sauvetage en mer, é. de secours en m.
- 87 -- ceinture (f) de sauvetage, gilet (m) de s.
- 88 -- Mae West
- 89 -- kapok (m), ceinture (f) de sauvetage
- 90 -- ligne (f) de sauvetage
- 91 -- gaffe (f)
- 92 -- réservoir (m) avec l'eau potable
- 93 -- agents (mpl) pour dessalement de l'eau de mer
- 94 -- huile (f) animale
- 95 -- (poudre (f) contre les requins)
- 96 -- (état (m) de mer)

K.D.

EO/28/K/81

KSIAŻKI LOTNIEZE

BORZECKI J.: Na własnych skrzydłach. Ossolineum, Wrocław, 1981 r., s. 180. Cena 40 zł.

Józef Borzęcki, znany konstruktor-amator motoszybowców, okazał się doskonałym gawędziarzem-pisarzem. Z przyjemnością czyta się jego wspomnienia, a właściwie życiorys. Godne są podziwu i szacunku jego zamiłowania i ogromny wysiłek włożone w budowę motoszybowca Stratus, a przy tym zdobycie rzetelnej wiedzy lot-

niczej oraz dużą skromność i życzliwą pomoc niesioną innym miłośnikom lotnictwa. Godne podkreślenia jest także to, że jego radość z pierwszego udanego lotu jest równa radości z wykonanego dobrego obliczenia i wykresu. Chyba jest to cenne wskazanie dla młodych konstruktorów lotniczych. Dla mnie drugim bohaterem książki Borzęckiego (ukrytym) jest jego żona. Myślę, że bez niej nie mógłby latać „na własnych skrzydłach”. Ciekawe są opisy

próby w locie Borzęckiego i myślę, że połączenie jego gorącej pasji majsterkowicza z chłodną wiedzą eksperymentatora stanowi o jego sukcesach.

Wydaje się, że gdyby książkę wzbogacili szczegółowsze opisy trudności przy budowie dalszych jego konstrukcji lotniczych oraz gdyby, zamiast posłowania A. Macko, osobny rozdział napisała p. Borzęcka, książka byłaby jeszcze ciekawsza, bo pełniej przedstawiająca bogatą działalność autora. Z.B.

# Uwagi do artykułu pt. „Uszkodzenie udarowe w lotniczych silnikach turbinowych ze sprężarką osiową”

Dr inż. RYSZARD SZCZEPANIK

Czuję się w obowiązku podjąć krytykę artykułu M. Ostapowicza zamieszczonego w nrze 8÷9/80 *TLiA* ze względu na nieścisłości lub błędne informacje tam zawarte. Od kilku lat zajmuje się problematyką zasysania z powierzchni lotniska tzw. ciał obcych do wlotów silników odrzutowych, jak również problematyką uszkodzania łopatek tych silników przez ciała obce. Wyniki własnych badań (eksperymentalnych i teoretycznych z tego zakresu wielokrotnie publikowane (w tym również na łamach *TLiA*). Istnieje również na ten temat wiele publikacji zagranicznych, np.: [1, 3, 4]. Ponieważ Autor nie nawiązuje w artykule do jakiegokolwiek publikacji, więc należy wnosić, iż treść artykułu jest rezultatem Jego własnych przemyśleń lub badań. Prześledźmy pokrótce treść artykułu.

W podtytule „Mechanizm przedostawania się ciał obcych do silnika” Autor pisze: „Przy pewnej prędkości przemieszczania się samolotu, prawdopodobnie równej lub zbliżonej do prędkości przepływu strumienia powietrza w kanale wlotowym silnika, efekt wiru może całkowicie zaniknąć”. Otóż gdyby Autor zechciał przeprowadzić proste obliczenia, to wówczas wiedziałaby, że prędkość strumienia w kanale przepływowym silnika na samolocie typu MiG-21 (o takim samolocie bowiem mowa, sądząc ze zdjęć uszkodzonego silnika) jest rzędu 100 m/s (360 km/h), czyli równa się prędkości startowej samolotu. Dla porównania, prędkość przy której następuje likwidacja tzw. stagnacyjnej linii prądu (a tym samym ustalają warunki do generacji wirów wlotowych) określono przez symulację przepływu płaskiego na EMC [11] na równą ok. 10 m/s (36 km/h) dla rozpatrywanego samolotu typu MiG-21. Dane te, zweryfikowane eksperymentalnie, są zbieżne z danymi literaturowymi, np. [3, 5]. Oczywiście jest więc, iż przy takiej prędkości samolotu (tj. 360 km/h) wiru nie będzie, gdyż samolot wcześniej oderwie się od lotniska.

Dalej Autor pisze, iż na podstawie badań tego zjawiska można stwierdzić, że najczęstszą przyczyną przedostawania się ciał obcych do silnika jest zasysanie przez „powietrzny wir sznurowy”. Przyznam, iż spotykam po raz pierwszy takie określenie wiru, który nazywany jest zwykle wirami wlotowymi (np.: *Journal Aircraft — Inlet Vortex* lub *Miroznizenko — Wichr na wchodzie w gazozabornik*).

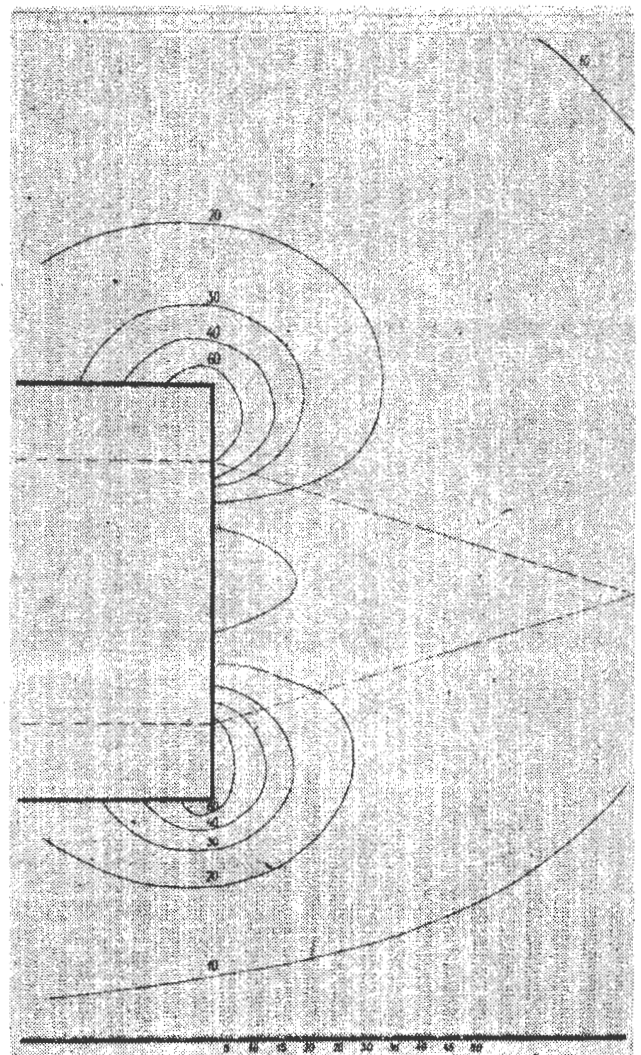
W dalszej części artykułu Autor pisze, iż wir składa się z: „jądra i strefy rozrzedzenia”. Czyżby więc jądro nie było strefą rozrzedzenia? I dalej: „niebezpieczeństwo zassania ciał obcych stwarza przede wszystkim jądro wiru mające dużą siłę ssącą, dzięki której może porywać ze sobą ciała obce nawet o dużej masie”. Otóż niebezpieczeństwo zassania ciał obcych umiejscowione jest u podstawy wiru, nazywanej też stopą wiru [2]. Ze względu na istnienie warstwy przyściennej, obwodowy ruch strumienia powietrza jest w niej rozpraszany wskutek efektu lepkości. Następuje dysypacja wiru w tej strefie. Tutaj więc (w warstwie przyściennej), wskutek braku równowagi między siłami bezwładności a siłami wynikającymi z podciśnienia powietrza w rdzeniu wiru, istnieją bardzo silne przepływy promieniowe w kierunku rdzenia wiru [1]. Prędkość w tej warstwie (o grubości rzędu kilku milimetrów) osiąga ok. 50 m/s [8, 10], co jest przyczyną powstawania znacznych podciśnień bezpośrednio przy powierzchni lotniska u podstawy wiru. Wielkość tego podciśnienia decyduje o wagiomiarze podrzucanych cząstek, np. kamieni czy odprysków betonu.

Nie zgadzam się ze stwierdzeniem Autora, jakoby „wszystkie ciała obce znajdujące się po zewnętrznej strefie wiru zostawały z niego wyrzucone i nie mogły przedostać się do kanału wlotowego silnika”. Fakt wyrzucenia z rdzenia wiru podnoszonej cząstki jest regułą, lecz nie wynika z niej bynajmniej niemożliwość wpadnięcia danej cząstki do wlotu samolotu. Przeciwnie, znaczna ich część wpada do wlotu z chwilą, gdy trafiają do strefy aktywności aerodynamicznej strumienia wlotowego, wyznaczonej np. dla wlotu samolotu typu MiG-21 izotachą 30÷40 m (rys. 1).

Nieścisła jest również informacja jakoby „intensywność

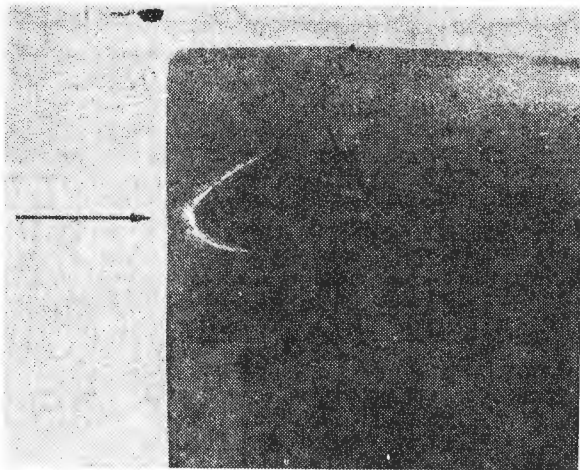
wiru malała ze wzrostem prędkości przemieszczania samolotu po lotnisku i wzrostem prędkości wiatru (do pewnej granicy)”. Przeprowadzone badania eksperymentalne prowadzone w typowych warunkach lotniskowych dowiodły, że cyrkulacja wiru (już powstałego) rośnie wraz ze wzrostem prędkości wiatru. Natomiast sam fakt generowania się wiru zależy nie tyle od prędkości wiatru, lecz od jego charakteru w rozumieniu gradientu prędkości na jego czole (wiatr ciągły, równomierny nie powoduje generacji wiru, a przeciwnie przeciwdziała generacji wirów wlotowych [12]).

W dalszej części artykułu zatytułowanej „Mechanizm powstawania uszkodzeń udarowych” Autor stwierdza, iż „ciało obce przelatujące przez silnik będzie uderzać z bardzo dużą prędkością, rzędu kilkuset m/s w łopatkę silnika, powodując ich uszkodzenia udarowe”. Raczej odwrotnie, tj. łopatki uderzają o ciało obce. Świadczą o tym charakterystyczne uszkodzenia łopatek wszystkich stopni. W przypadku I stopnia sprężarki prędkość wlotu ciała obcego w palisadę nie może być większa od prędkości strumienia, a więc jest rzędu 150 m/s. Natomiast prędkość obwodowa łopatek I stopnia tego typu silnika jest rzędu 400 m/s. Tak więc decydująca jest prędkość obwodowa łopatek sprężarki. Często są również przypadki, gdy uszkodzone są łopatki tylko V i VI stopnia sprężarki, o czym Autor nie wspomina, podkreślając tylko, iż uszkodzenia III stopnia



Rys. 1. Rozkład prędkości przed wlotem samolotu typu MiG-21, linie stałej prędkości





Rys. 2. Widok łopatki uszkodzonej na powierzchni bocznej przez kamień o masie kilku g

sprężarki występują „tylko w wyjątkowych wypadkach”. Nieścisle jest również stwierdzenie, iż nie spotyka się uszkodzeń na bocznych powierzchniach łopatek (przeciwnie temu rys. 2, gdzie powstałe uszkodzenie położone jest w pewnej odległości od krawędzi natarcia).

Niezrozumiałe jest dla mnie również stwierdzenie: „W czasie pracy silnika na maksymalnej prędkości obrotowej (start samolotu), największym uszkodzeniom ulegają łopatki wirnika stopnia wejściowego sprężarki, a w wirnikach kolejnych stopni liczba uszkodzonych łopatek maleje. Podczas lotu samolotu z małą prędkością (lądowanie) sytuacja jest odwrotna”. Wydaje się, że należałoby wyjaśnić czytel-

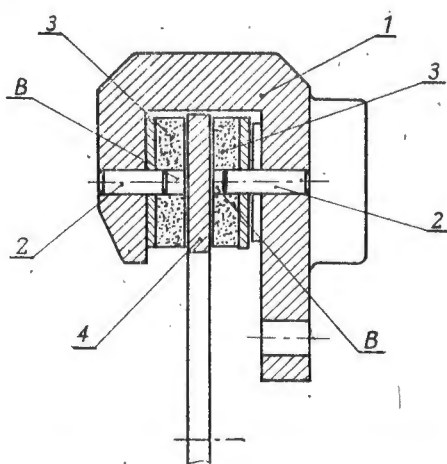
nikowi, iż chodzi tu chyba o rozbieg i dobieg samolotu w czasie startu i lądowania. Wątpliwa jest w moim odczuciu informacja, jakoby w czasie lądowania największym uszkodzeniom ulegały łopatki dalszych stopni. Podawanie takich danych powinno być poparte odpowiednim materiałem dowodowym w postaci wyników badań lub bibliografii. W przeciwnym wypadku informacje takie mają charakter jedynie sugestii Autora, nie zawsze zgodnych z prawdą.

#### LITERATURA

1. J. L. COLEHOUR, B. W. FARQUHAR: Inlet vortex. *J. Aircraft* 1971 r., vol. 8, nr 1.
2. T. GAJEWSKI: Zasada aerodynamicznego zanieczyszczenia strumienia turbinowego silnika odrzutowego. *PWLiOPK*, 1977 r., nr 11.
3. D. E. GLENNY, N. C. T. E. PYESTOCK: Ingestion of debris into intakes by vortex action. *ARCP* nr 1114, 1970 r.
4. A. J. MIROSZNICZENKO: Wichr na wchodzie w gazozabornik. *Samolotostrojenie i Technika Wozd. Flota*.
5. D. L. MOTYCKA i in.: An analytical and experimental study of inlet ground vortices. *AIAA Pap.*, nr 1313, 1973 r.
6. R. SZCZEPANIK, S. SZCZECIŃSKI: Warunki zasypania zanieczyszczeń mechanicznych z płyty lotniskowej do wlotów silników odrzutowych. *WPT*, nr 3, 1977 r.
7. S. SZCZECIŃSKI, R. SZCZEPANIK: Badania warunków zasypania zanieczyszczeń mechanicznych do wlotów turbinowych silników odrzutowych. *TłA* nr 3, 1978 r.
8. S. SZCZECIŃSKI, R. SZCZEPANIK: Eksperymentalna metoda oszacowania cyrkulacji wiru przedwlotowego. *TłA* nr 9, 1978 r.
9. R. SZCZEPANIK: Odporność łopatek sprężarek silników turboodrzutowych na uszkodzenia przez ciała obce. *PWLiOPK* nr 12, 1979 r.
10. R. SZCZEPANIK: Własności ssące wirów przedwlotowych. *PWLiOPK* nr 3, 1980 r.
11. S. SZCZECIŃSKI, R. SZCZEPANIK: Badanie pola przepływu przed wlotami silników odrzutowych przy zastosowaniu metody superpozycji źródeł i upustów. *Biul. WAT* nr 12, 1979 r.
12. R. SZCZEPANIK: Wpływ warunków zewnętrznych na tworzenie się i natężenie wirów przedwlotowych. *TłA* nr 1, 1980 r.

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

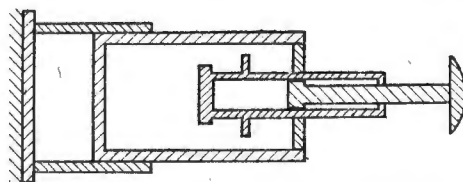
● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do Urzędu Patentowego PRL do opatentowania wynalazek przedstawiający rozwiązanie hamulca tarczowego (autorzy: G. Szelaż, T. Zwanicki, Z. Zawadzki i A. Derkaczew). Projekt rozwiązuje zagadnienie uproszczenia konstrukcji hamulca, stosowanego w samolotach, pojazdach i maszynach oraz zmniejszenia jego wymiarów i masy.



Hamulec zawierający tarczę hamulcową 4 oraz nakładki cierne 3 mocowane w korpusie 1 za pomocą sworzni mocujących 2 wg wynalazek charakteryzuje się tym, że otwory mocujące B wykonane w nakładkach ciernych 3 i współpracujące ze sworzniami mocującymi 2 są usytuowane wewnątrz obrysu powierzchni trącej tarczy hamulcowej 4. Ponadto sworznie mocujące 2 są utwierdzone jednym końcem w korpusie 1 lub są w nim zamocowane za pomocą połączenia gwintowego.

Wynalazek, opublikowany w Biuletynie Urzędu Patentowego (BUP) nr 1/1980 r., w klasie F16D, pod nr P.205121, chroniony jest jednym zastrzeżeniem.

● Instytut Chemii Przemysłowej zgłosił do opatentowania urządzenie do absorpcji energii mechanicznej, zwłaszcza energii

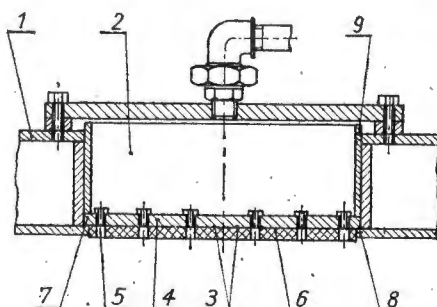


bardzo silnych uderzeń. Konstrukcja amortyzatora rozwiązuje zagadnienie sterowania strumieniem medium lepkosprężystym w czasie ruchu tłoka w cylindrze oraz zwiększenia trwałości urządzenia.

Urządzenie składa się z cylindrów wypełnionych mediami lepkosprężystymi i sprężystymi, w których media lepkosprężyste są oddzielone przegrodą od mediów sprężonych do wysokiego ciśnienia i utrzymującego w stanie naprężonym media absorbujące energię.

Wynalazek, opublikowany w BUP nr 1/1980 r., w klasie F16F, pod nr P.206170, chroniony jest sześcioma zastrzeżeniami.

● Polskie Koleje Państwowe, Centralne Biuro Konstrukcyjne w Poznaniu, zgłosiły do opatentowania wynalazek pn. Pneumatyczne urządzenie odciążające do prze-



mieszczania ciężkich przedmiotów (autor: M. Szymański). Wynalazek dotyczy pneumatycznego urządzenia, w którym między przemieszczanym przedmiotem a podłożem wytwarzany jest film powietrzny.

Urządzenie wg wynalazku charakteryzuje się tym, że w kadłubie podstawy 1, np. podnośnika, jest wykonana co najmniej jedna komora 2, zamknięta od dołu płytką dyszową 3 składającą się ze stalowej płyty 4 z osadzonymi dyszami 5 oraz z gumowej płyty 6 zaopatrzonej w kołnierzyk 7, za pośrednictwem którego obie płyty spoczywają na obwodowym występie 8 płyty podstawy 1, przy czym położenie płyty dyszowej jest ustalone prowadzącym pierścieniem 9 umieszczonym wewnątrz komory 2.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowany jest w BUP nr 3/1980 r., w klasie B66F, pod nr P.207868.

● Centralny Wojskowy Ośrodek Badaczy Paliw Płynnych w Warszawie zgłosił do opatentowania wynalazek pn. Płyn do odładzania statków powietrznych (autorzy: J. Romanowski, W. Górski, A. Rusinowski i W. Jedynak). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zwiększenia trwałości warstewki cieczy powstałej po naniesieniu płynu na zewnętrzną powierzchnię statku powietrznego. Przedmiotem wynalazku jest płyn do odładzania i zapobiegania tworzeniu się lodu na zewnętrznych powierzchniach samolotów i śmigłowców.

Płyn wg wynalazku stanowi wodny roztwór zawierający 5÷30% wagowych alkoholu izopropylowego, 60÷85% wagowych glikolu etylenowego z dodatkiem 0,05÷1% wagowych żelatyny.

Opis wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, zamieszczono w BUP nr 1/1980 r., w klasie C09K, pod nr P.213639T.

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5, skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

Warszawa, ul. Chopina 5<sup>B</sup> m. 4

Tel. 28-64-64

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH  
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Polski transport lotniczy — źródło zysków i dewiz . . . . .	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Francuska produkcja samolotów lekkich . . . . .	4
NOWOSCI TECHNICZNE: Pokładowy odległościomierz laserowy o zmniejszonych wymiarach . . . . .	4
W. Duranc: Samolot Boeing E-3A z systemem AWACS . . . . .	5
PROTOTYPY: Piper Saratoga SP — USA . . . . .	7
PROJEKTY: Pazmany PZ-5 — Argentyna . . . . .	8
B. Wiślicki: Diagnostowanie stanów przedawaryjnych lotniczych systemów tribologicznych . . . . .	9
NOWOSCI TECHNICZNE: Maszyna do kształtowania sterowana mikroprocesorami . . . . .	12
Film ochronny do mikroelementów systemów elektronicznych . . . . .	12
KARTOTEKA TLiA: W-1 Brouček — CSRS . . . . .	13
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Konwencja z Chicago (II) . . . . .	15
S. Szczeciński, M. Łagosz: Próba optymalizacji wytrzymałości i masy wirników tarczowo-bębnowych . . . . .	18
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Wypadek; Poszukiwanie; Ratownictwo	21
KSIĄŻKI LOTNICZE . . . . .	21
R. Szczepaniak: Uwagi do artykułu pt „Uszkodzenia udarowe w lotniczych silnikach turbinowych ze sprężarką osiową” . . . . .	22
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	23
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK . . . . .	III okł.

Na okładce: Samoloty łącznikowe Lublin R-X (prototyp, rajdowy R-Xa bis, R-Xa) — rys. K. Cieślak

DURANC W.: Samolot Boeing E-3A z systemem AWACS. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 10, s. 5

W artykule przedstawiono samolot E-3A AWACS przeznaczony do wczesnego wykrywania celów powietrznych i dowodzenia obroną przeciwlotniczą. Przedstawiono podsystemy wchodzące w skład całego systemu AWACS, ich wzajemne powiązania między sobą i współdziałanie przy realizacji złożonych zadań podczas lotu. Uzupełnieniem artykułu jest rys historyczny rozwoju tego samolotu powstałego na specjalne zamówienie sił zbrojnych Stanów Zjednoczonych.

WIŚLICKI B.: Diagnostowanie stanów przedawaryjnych lotniczych systemów tribologicznych. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 9, s. 10

Omówiono metody oznaczania w cieczach roboczych zawartości metalicznych cząstek tarcia-zużycia generowanych przez węzły tarcia, pod kątem możliwości detektowania i monitorowania stanów przedawaryjnych, odpowiedzialnych lotniczych zespołów napędu, przekładni zębatych i hydrauliki. Analiza porównawcza możliwości i skuteczności prognozowania stanów przedawaryjnych za pomocą przedstawionych metod w odniesieniu do specyfiki wymagań techniki lotniczej i obecnego stanu badań wysuwa na czoło metody elektryczne, w tym ferromagnetyczne.

SZCZECIŃSKI S., ŁAGOSZ M.: Próba optymalizacji wytrzymałości i masy wirników tarczowo-bębnowych. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 10, s. 18

W silnikach turbinowych elementami nośnymi wirników zazwyczaj są tarcze lub cienkościenne bębny. W ostatnich latach rozpowszechniły się konstrukcje mieszane, tzn. tarczowo-bębnowe. W artykule rozpatrzone na stosunkowo prostym, łatwo wyczuwalnym fizycznie modelu, wpływ charakterystycznych wymiarów na naprężenia w bębnie i tarczy stanowiących integralny element nośny, a także porównano tę konstrukcję z konstrukcją wyłącznie bębnową. Z rozważań tych wynika, że stosowanie konstrukcji tarczowo-bębnowych jest celowe ze względu na mniejszą masę i większą zdolność przenoszenia obciążeń.

SZCZEPANIAK R.: Uwagi do artykułu pt. „Uszkodzenia udarowe w lotniczych silnikach turbinowych ze sprężarką osiową”. TLiA, t. XXXVI, 1981, nr 10, s. 22

W artykule podjęto polemikę z artykułem dr inż. M. Ostapkowicza pt. „Uszkodzenia udarowe w lotniczych silnikach turbinowych ze sprężarką osiową”, opublikowanym w TLiA nr 8/9-80.

CONTENTS

DURANC W.: Boeing E-3A aircraft with the AWACS system. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 10, p. 5

The E-3A AWACS aircraft designed for early detection of air targets and to command the air defence, has been presented in this paper. The subsystems included in the entire AWACS system, their interconnections and co-operation when performing complex functions during flight have been demonstrated. The paper is supplemented by a historical sketch of the development of this aircraft which has been built to special order of the USAir Force.

WIŚLICKI B.: Diagnosing of failure preceding conditions in aviation tribological systems. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 10, p. 9

The paper discusses methods of determination of the content in operating liquids of metallic friction and wear particles generated by friction pairs, from the point of view of possibilities to defect and monitor the failure preceding conditions in critical propulsion, gear transmission and hydraulic assemblies used in aircraft. A comparative analysis of possibilities and efficiency of forecasting of the failure preceding conditions by means of the methods presented, in relation to specific requirements of the aviation engineering and the present state of studies, shows that the electric methods, including the ferromagnetic ones, may be considered to be leading in this field.

cd. na s. 8

WYDAWNICTWO  
SIGMA  
ul. Świętokrzyska 14a  
00-950 Warszawa  
skrytka pocztowa 1004

Redaktor naczelny:  
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:  
Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Gtulski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Młkuszka, mgr inż. A. Mislerek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujzo, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 0886-1300-81. Nakład 6500 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. L-111.

Cena pojedynczego egz. zł 25,—

Prenumerata roczna zł 300,—

INDEKS 37909

## Odczyt lotniczy

Staraniem Koła Sekcji Lotniczej SIMP przy Instytucie Technicznych Wojsk Lotniczych oraz Zarządu Oddziału Warszawskiego SIMP, w dniu 8.05.br. w Domu Technika w Warszawie odbył się odczyt inżyn. Janusza Perlińskiego pt. *Perspektywy rozwoju śmigłowców lekkich.*

Prelegent poinformował, że nie ma formalnego podziału na śmigłowce lekkie i ultralekkie, będzie więc omawiał śmigłowce, które wg przepisów amerykańskich mają masę startową do 2720 kg (śmigłowce bardzo lekkie miałyby masę 1200÷1500 kg). W krajach RWPG produkuje się tylko cięższe maszyny.

Przed laty na świecie produkowano śmigłowce wojskowe, które potem przerabiano na maszyny cywilne. Obecnie działanie jest odwrotne i najpierw buduje się śmigłowce do użytku cywilnego. Na Zachodzie różni się trzy grupy śmigłowców o masie do 2720 kg: wojskowe, cywilne i służby publicznej. Te ostatnie mają zastosowanie m.in. w policji, ratownictwie, pogotowiu, pożarnictwie, rolnictwie i in. (poza użytkowaniem prywatnym). Z grupy śmigłowców wojskowych najpopularniejsze są dziś śmigłowce szturmowe.

W 1979 r. na świecie (poza USA i ZSRR) było w użytkowaniu 35 000 śmigłowców lekkich, przy czym 35÷60% w zastosowaniu militarnym. Do 1990 r. przybędzie 11÷15 tys. lekkich śmigłowców wojskowych (bez USA i ZSRR).

Prelegent zademonstrował tabelkę zawierającą charakterystyki najnowszych lekkich śmigłowców, będących w produkcji lub w próbach we Francji, RFN, USA i we Włoszech. Omówił także ciekawsze lub unikalne właściwości tych śmigłowców.

Problemem dla śmigłowców jest lądowanie wg przyrządów oraz hałaśliwość tych maszyn.

Rezerwy ogromnie wzrosły: z 200 do 2000 h. dla łopaty — 3000 h.

## Wyjątki z uchwały Prezydium ZG SIMP

W oparciu o uchwałę Prezydium Zarządu Głównego SIMP z dnia 31.03.br., Zarząd Główny SIMP zobowiązuje koła zakładowe i sekcje naukowo-techniczne oraz inne ognia i agendy do rozwoju i doskonalenia wynalazczości i racjonalizacji przez udzielanie społecznej pomocy klubom techniki i racjonalizacji, działającym w zakładach przemysłu elektromaszynowego.

Prezydium ZG SIMP zobowiązuje wszystkie ognia i agendy SIMP do uwzględnienia w programach swojej działalności na lata 1981÷1983 współpracy z KTiR jako jednego z podstawowych działań w obecnej kadencji.

Komitet Budżetu i Gospodarności ZG SIMP zobowiązuje do uwzględnienia w preliminarzu na 1981 r. środków niezbędnych na:

- nagrody dla najlepszych KTiR przemysłu maszynowego,
- pomoc w realizacji projektów wynalazczych członków KTiR, których wdrożenia nie znajdują pokrycia w środkach zakładu produkcyjnego.

## Konferencja prasowa i Święto Lotnictwa

Na ostatnim plenarnym zebraniu SL SIMP stwierdzono, że:

-- ze względu na tendencje uszczuplenia potrzeb rozwoju lotnictwa polskiego nale-

ży przyspieszyć zwołanie konferencji pt. „Aktualne problemy polskiego lotnictwa”,

— zaistniała konieczność pilnego zorganizowania konferencji prasowej,

— ośrodki lotnicze powinny zgłosić propozycje w sprawie organizacji Święta Lotnictwa.

## III koleżeńskie spotkanie „okrągłego stołu”

Trzecie SIMP-owskie spotkanie przy „okrągłym stole” poświęcone było omówieniu zagadnienia „czy lotnictwo jest dla nas za drogie?”. Spotkanie odbyło się 15.06.br. w sali B Domu Technika NOT w Warszawie. Wzięli w nim udział przedstawiciele redakcji 11 periodyków, 7 gospodarczych działaczy lotnictwa oraz 6 lotniczych aktywistów SIMP-owskich.

Przewodniczący Sekcji Lotniczej SIMP kol. A. Misiorek zagalął spotkanie i poprowadził obrady.

W przedstawianiu tematyki i problematyki lotniczej oraz w dyskusji nt. kosztów polskiego lotnictwa wzięło udział 20 uczestników spotkania, przy czym niektórzy z nich referowali zagadnienia i stawiali pytania po kilka razy. Przedmiot spotkania i kontrowersje tematyczne między dziennikarzami a znawcami krajowych i światowych zagadnień lotniczych pasjonowały obecnych.

A oto kilka interesujących informacji i tez ze spotkania:

— prace polskich specjalistów w dziedzinie agrolotnictwa są wysoko oceniane przez ONZ i kraje członkowskie,

— wyspecjalizowana agencja FAO otrzymała ostatnio polskie opracowanie nt. rozwoju sprzętu lotniczego w celu intensyfikacji produkcji żywności,

— koszt 1 h lotu nie stanowi kryterium oceny ekonomiki operacji agrolotniczej, lecz koszt obrotu 1 ha uprawy,

— z wielu powodów nie opłaca się użytkować samolotu przez kilkadziesiąt lat,

— ugniatanie ziemi przez pojazdy powoduje utratę 25% plonów,

— zła organizacja lotnictwa rolniczego powoduje, że śmigłowiec bywa wykorzystywany tylko w 12%,

— wyliczenie kosztu przelotu w zł/h na danym odcinku stanowi o tym, czy opłaca się latać na tym dystansie,

— akumulacja w PLL LOT w 1980 r. wyniosła 2 mld zł, tj. znacznie więcej niż dla innych środków komunikacji,

— stopa zysku (rentowność) LOT-u wyniosła 25% poniesionych kosztów; dla najbardziej rozwiniętych krajów liczba ta wynosi do 5%,

— duże oszczędności polskiej gospodarki przynosi przewóz pasażerów lecących służbowo za granicę (np. do USA polskim samolotem — 100÷150 dol., liniami obcymi — rzędu 400 dol.),

— pozorna nierentowność PLL LOT wynika z ponoszenia kosztów dewizowych za pasażerów będących w podróży służbowej oraz nierealnych przeliczników walutowych,

— robotnik w polskim przemyśle silnikowym zarabia dla kraju 4,5 dol./h,

— Polska ma umowy bilateralne z krajami o najwyższym standardzie przemysłu lotniczego (USA, Kanada, Francja), które uznają polskie certyfikaty, tzn. że nasz sprzęt ma klasę światową,

— od 1,5 roku znacznie zwiększyło się zainteresowanie śmigłowcami rolniczymi o udźwigu 400÷600 kg, które mogą służyć do upraw warzyw i sadów,

— niewłaściwa jest rezygnacja gospodarki polskiej z zamawiania „traktorów lotniczych”, które zużywają chemikaliów za ok. 90 zł/ha,

— opłacalność produkcji sprzętu lotniczego PZL Warszawa-Okęcie wynosi 70 zł za 1 dol., zaś 2000 zł za 1 kg Wilgi (samochód w eksporcie przynosi 200 zł/kg); osprzęt lotniczy sprzedaje się w cenie złota,

— w Polsce tylko 11% lotniczych usług oferowanych wykorzystuje rolnictwo; stosuje się również zabiegi na prywatne pola na telefoniczne zamówienia. Czas pracy pilotów ustala się wg norm ICAO,

— NRD i Czechosłowacja charterują polskie samoloty rolnicze,

— obrady przy „okrągłym stole” nie powinny obejmować zbyt szerokiej tematyki, którą w zaproszeniach należy ująć w syntetycznych tezach; dwa następne spotkania trzeba poświęcić omówieniu organizacji ruchu lotniczego oraz zagadnieniom lotnictwa rolniczego.

## Skład Zarządu Głównego SIMP

Przewodniczący ZG SIMP — Jan Kaczmarek, wiceprzewodniczący: Jerzy Modrzewski (przew. Komitetu Doskonalenia Kadr), Lucjan Wrotny (przew. Komitetu Nauki, Techniki i Rzeczoznawstwa), Witold Kawecki (przew. Komitetu Rzecznictwa), Kazimierz Rajzer (przew. Komitetu ds. Organizacyjnych).

Sekretarz Generalny SIMP — Kazimierz Wawrzyniak, zastępca — Jerzy Drankowski, skarbnik ZG SIMP — Roman Roznатовski.

## Program działania Komitetu ds. Organizacyjnych

Komitet ds. Organizacyjnych ZG SIMP opracował program działania, który m.in. obejmuje:

— uproszczenie administracji, ograniczenie sprawozdawczości i dokumentacji (wg pkt 34 Uchwały Nadzwyczajnego Walnego Zjazdu Delegatów SIMP),

— nowelizację trybu przyznawania odznaczeń i wyróżnień (pkt 41 Uchwały NWZD),

— rozwijanie współpracy zagranicznej Stowarzyszenia.


## Zadania Komitetu Rzecznictwa

Wśród licznych i pilnych prac, które w kadencji 1981÷1983 r. podejmie Komitet Rzecznictwa ZG SIMP, znajdujemy następujące ważne zadania:

— nawiązanie partnerskich porozumień ze związkami zawodowymi: NSZZ „Solidarność”, ZZ Metalowców, ZZ Poligrafów i ZZ Pracowników Energetyki w celu zapewnienia realnej ochrony uprawnień i materialnej pozycji inżynierów i techników mechanicznych,

— podjęcie współpracy z posłami na Sejm, a szczególnie z inżynierami i technnikami mechanicznymi, w zakresie spraw związanych z naszą pracą i życiem, w celu umożliwienia przedstawienia stanowiska SIMP nt. wyboru radnych i posłów ze środowisk technicznych oraz projektów aktów państwowych,

— wprowadzenie systematycznych analiz zarobków kadry inżynierów i techników w celu wprowadzenia jednolitych taryfikatorów oraz zbadanie prawidłowości obecnego ustawienia tych zawodów w procesie naukania, doskonalenia kwalifikacji, specjalizacji zawodowej i poziomu płac w stosunku do innych zawodów.



PZL-106A  
**KRUK**

agricultural  
aircraft

OVER 50 YEARS OF EXPERIENCE  
20 THOUSAND OF PZL AIRCRAFT BUILT

- 1000 kg chemical load
- 600 hp PZL-3 S radial engine
- Excellent visibility
- Very safe
- Good service access
- Height efficiency



Manufacturer:

Centrum Naukowo-Produkcyjne  
Samolotów Lekkich PZL-Warszawa  
Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Poland  
Phone: 46-00-31, Cable: Owuska, Telex: 814 649

Exporter:

PEZETEL Foreign Trade Enterprise  
of Aviation Industry  
Aleja Stanów Zjednoczonych 61  
03-965 Warszawa, PO.Box 61, Poland  
Phone: 10-80-01, Cable: Pezetel, Telex: 813 314 pzl pl.



**PEZETEL**  
POLAND

EOI/295/K/81



T01724608