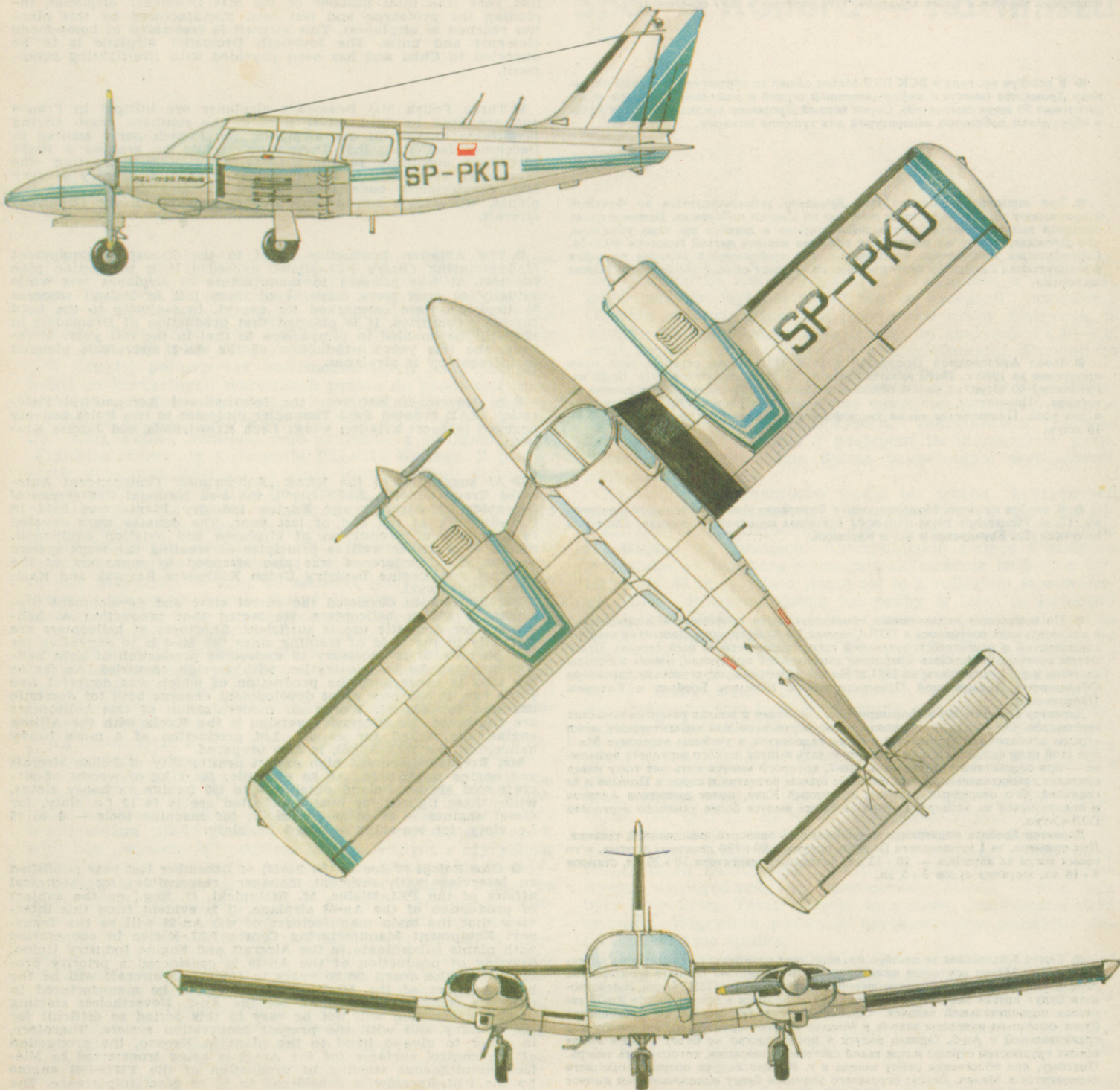


TECHNIKA

3'81

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● В связи с первой Международной Филателистической Авиационной Выставкой Социалистических Стран, которая была организована в августе пр. года в ГДР, специальные почтовые посылки получили штампы с портретом Отто Лилленхала и были перевезены из Берлина в Анклам специальным самолетом ПЗЛ-106А Крук, принадлежащим предприятию Аграрфлюг-Интерфлюг. Мешок с посылками был помещен в баке для химикатов.

● Венгерская спасательная служба Орсагош Ментосольголат ОМС была оборудована двумя спасательными вертолетами Ми-2.

● Польские планеристы завоевали до конца 1980 г. в общем 392 золотых планерных значков с тремя алмазами, 1191 золотых и 5507 серебряных.

● В декабре пр. года в ВСК ПЗЛ-Мелец сошел со сборки сорок первый экземпляр Дромандера (вместе с информационной серией и опытным выпуском завод изготовил 50 штук самолетов). Сорок первый Дромандер предназначен для Кубы и оборудован добавочно аппаратурой для тушения пожаров.

● Три польских самолета М18 Дромандер эксплуатируются во Франции и принимают участие в тушении пожаров на южном побережье. Положительно оценивая наши самолеты, французская сторона в декабре пр. года убеждала, что Дромандеры получают сертификат согласно нормам летной годности ФАР-23. Сертификация Дромандеров во Франции, где требования в области стойкости и эксплуатации самолетов особенно высоки, создаст самолетом большие шансы экспорта.

● Завод Авиационной Продукции в ВСК ПЗЛ-Мелец перевыполнил план продукции за 1980 г. План включал выпуск 35 штук самолетов М18 были изготовлены 40 штук, из чего 4 остались в Польше а 36 были предназначены на экспорт. Полагается, что выпуск самолетов Дромандер в 1981 г. увеличится в два раза. Планируется также увеличение в текущем году продукции Ан-2 на 16 штук.

● В ноябре пр. года Международная Федерация Авиации признала дипломы им. Поля Тисляндера двум польским деятелям спортивной авиации. Дипломы получили Лех Кривранда и Януш Красячки.

● По инициативе независимого самостоятельного профсоюза «Солидарность» в конце пр. года состоялось в ПЗЛ-Свидник III Конференция Делегатов заводов авиационной и двигателестроительной промышленности из всей страны. Предметом совещаний являлись проблемы авиационной продукции, планы и основы системы заработной платы на 1981 г. На конференции присутствовали директора Объединения Авиационной Промышленности Казимеж Брейнак и Казимеж Пионтковский.

Директор Пионтковский информировал о состоянии и планах развития польских вертолетов. Он сказал, что производство вертолетов для хозяйственных нужд страны достаточно. Чувствуется только недостаток в учебном вертолете Ми-2 для этой цели слишком дорог. Следует начать выпуск легкого вертолета возможно — при содействии за границей. Ми-2, которого выпуск пять лет тому назад считался сомнительным, имеет большие шансы развития и спрос в Польше и за границей. Его очередной вариант, названный Кания, имеет двигателя Allison и предназначен на экспорт. Готовится также выпуск более тяжелого вертолета ПЗЛ-Сокул.

Директор Брейнак подчеркнул рентабельность экспорта авиационной техники. Для примера, за 1 кг самолета Польша получает 80÷190 девизных злотых, в то время когда за автобуса — 10÷12 зл, дизельного двигателя 10÷20 зл, станков 8÷16 зл, морских судов 3÷5 зл.

● Голос Коллектива за декабрь пр. года дает интервью с техническим директором ПЗЛ-Мелец доктором инженером М. Бялыничком по теме производства самолета Ан-28. Главным производителем самолета будет ПЗЛ Мелец, содействовать будут другие заводы Объединения ПЗЛ. -Запуск в производство Ан-28 является первоначальной задачей. Самолет этот в течении свыше десятилетия будет основным изделием завода в Мельце и будет производиться в количестве сравнимым с Ан-2. Однако запуск в производство не будет легким ввиду общих трудностей страны и при такой системе кооперации, которая есть теперь. Поэтому, для облегчения работ завода в г. Кросно выпуск оперения самолета переводится в Мелец. Делом огромного значения будет одновременный выпуск заводом ПЗЛ-Жешув двигателя ТВД-10Б. Производство по лицензии самолета Ан-28 не должно, по мнению директора, быть заключительной стадией работ по Ан-28, но стать основой для собственных работ по конструкции самолетов подобного класса, поэтому в ПЗЛ-Мелец ведутся работы по расширению применения самолета Ан-28.

● In connection with the 1-st International Air Stamp Collecting Exhibition of the Socialist Countries held in the German Democratic Republic in August last year, special occasional letters stamped with an effigy of Otto Lilienhal were transported by a special post flight on a PZL-106A Kruk DM-TAX airplane owned by the Agrarflug-Interflug from Berlin to Anklam in August. The bag with these letters was placed in the hopper for chemicals.

● The Hungarian Rescue Service Orszagos Mentoszolgaltat OMS has been recently equipped with two rescue helicopters Mi-2.

● Up to now Polish glider pilots have gained 392 diamond, 1191 gold and 5507 silver badges.

● The fortieth Dromader left the assembly line in the Transport Equipment Manufacturing Centre PZL-Mielec in December last year (the total number of the M18 Dromader airplanes, including the prototype and test lots, manufactured by this plant has reached 50 airplanes). This aircraft is assembled of home-made elements and units. The fortieth Dromader airplane is to be exported to Cuba and has been provided with fire-fighting equipment.

● Three Polish M18 Dromader airplanes are utilized in France and are used to fight forest fires at the southern coast. Giving favourable opinion of our airplanes, the French party assured in December last year that Dromaders would be granted a flight certificate according to the FAR-23 regulations. Granting the acceptance certificate to Dromaders in France, a country of very high requirements concerning construction and utilization of airplanes, will create considerable export chances for the Dromader aircraft.

● The Aviation Production Plant in the Transport Equipment Manufacturing Centre PZL-Mielec exceeded their production plan for 1980. It was planned to manufacture 35 airplanes M18 while actually 40 ones were made. 4 of them left in Poland whereas 36 airplanes were earmarked for export, in majority to the hard currency countries. It is planned that production of Dromaders in 1981 will be doubled in comparison to that in the last year. Moreover, the this year's production of the An-2 aircraft is planned to increase by 16 airplanes.

● In November last year the International Aeronautical Federation (FAI) granted Paul Tissandier diplomas to two Poles actively engaged in sport aviation work: Lech Krowiranda and Janusz Krasicki.

● At suggestion of the NSZZ „Solidarność” (Independent Auto-mobile Trade Unions „Solidarity”), the 3-rd National Conference of Delegates of Aircraft and Engine Industry Plants was held in PZL-Swidnik at the end of last year. The debates were devoted to problems of production of airplanes and aviation equipment, planes of work as well as principles of creating the wage system in 1981. The conference was also attended by managers of the Aircraft and Engine Industry Union Kazimierz Brejnak and Kazimierz Piatkowski.

Mr. Piatkowski discussed the current state and development prospects of Polish helicopters. He stated that production of helicopters for domestic use is sufficient. Shortages of helicopters are felt only in the field of training since the Mi-2 is too expensive for this purpose. It is necessary to undertake production of light helicopters, may be in cooperation with foreign countries. As far as the Mi-2 is concerned, the production of which was doubtful five years ago, it has now great development chances both for domestic use and for export. Works on modernization of this helicopters are continued. Its successive version is the Kania with the Allison engine, earmarked for export. Lot production of a more heavy helicopter, the PZL-Sokol, is also prepared.

Mr. Brejnak discussed high export profitability of Polish aircraft and engine production. As an example, for 1 kg of weight of aircraft sold abroad Poland obtains 80 to 190 foreign exchange zlotys, while these figures for buses exported are 10 to 12 f.e. zloty, for diesel engines — 10 to 20 f.e. zloty, for machine tools — 8 to 16 f.e. zloty, for sea ships — 3 to 5 f.e. zloty.

● Glos Załogi (Voice of the Staff) of December last year published an interview with assistant manager responsible for technical affairs of the PZL-Mielec, M. Białynicki, D. Eng., on the subject of production of the An-28 airplane. It is evident from this interview that the main manufacturer of the An-28 will be the Transport Equipment Manufacturing Centre PZL-Mielec in cooperation with plants subordinate to the Aircraft and Engine Industry Union. Starting of production of the An-28 is considered a priority problem. For the dozen or so years to come this aircraft will be the basic product of the Mielec Plant and will be manufactured in numbers comparable to those for the An-2. Nevertheless starting of this production will not be easy in this period so difficult for the country and with the present cooperation system. Therefore, in order to give a hand to the plant in Krosno, the production of the control surfaces for the An-28 is being transferred to Mielec. Simultaneous starting of production of the TWD-10B engine by the PZL-Rzeszów is considered to be of great importance. The licence production of the An-28 should not be, according to the manager's opinion, a closed stage of works at the An-28 but should be a base for development of own design works on aircraft of this class. Hence, own works on expanding the An-28 application range are carried out in the PZL-Mielec plant.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVI MARZEC 1981

TECHNIKA

3'81

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

## Spór o Kolibra – na finiszu

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Od połowy lat sześćdziesiątych Aeroklub PRL sygnalizował potrzebę uruchomienia u nas produkcji samolotu szkolnego. W końcu lat sześćdziesiątych w wyniku zużycia wyszła z użytku większość typów samolotów szkolnych, kilka dalszych zakończyło swą służbę w latach siedemdziesiątych. Pozostały tylko Zliny Z-526 i Z-42.

W drugiej połowie lat siedemdziesiątych nasz przemysł nabył na korzystnych warunkach prawa do produkcji francuskiego samolotu szkolno-sportowego Rallye oraz amerykańskiego silnika tłokowego Franklin 4A o mocy 92 kW (125 KM). Polska odmiana tego samolotu z silnikiem PZL-Franklin otrzymała oznaczenie PZL-110 Koliber. Z pierwszych dziesięciu Kolibrów z serii informacyjnej zbudowanej w 1979 r. trzy trafiły do ośrodka szkolenia lotniczego w Kętrzynie, zaś cztery do Ośrodka Szkolenia Personelu Lotniczego w Rzeszowie (pracującego na potrzeby LOT-u). W wystąpieniach Aeroklubu PRL pojawiły się w 1980 r. zastrzeżenia co do przydatności Kolibra do szkolenia, mając swe przyczyny w tym, że samolot jest dość łatwy pilotażowo i nie może obecnie służyć do szkolenia w akrobacji. Spowodowało to brak zainteresowania Aeroklubu Kolibrem.

W tej sytuacji Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP zorganizował w dniu 14 listopada 1980 r. spotkanie „okrągłego stołu” w celu wymiany poglądów na temat samolotu szkolnego dla potrzeb lotnictwa polskiego. Na spotkanie przybyli przedstawiciele wszystkich instytucji lotniczych zainteresowanych użytkowaniem i budową samolotów szkolnych.

Wg opinii tych, którzy szkolą na Kolibrach, jest to samolot niezwykle łatwy pilotażowo, bardzo bezpieczny i ekonomiczny (zużycie paliwa 21÷22 l/h) oraz prosty w obsłudze. Te cztery cechy są zasadniczymi cechami Kolibra. Porównanie Kolibra ze Zlinem 42 wypada na korzyść Kolibra. Bez trudu można pilota Kolibra przeskoczyć na samolot An-2, gdyż oba „wybaczają” podobne błędy. Jednym z czynników bezpieczeństwa jest to, że samolot ma doskonałość aerodynamiczną wynoszącą aż 10. Dyskusję wzbudziła ocena, że łatwy pilotaż utrudnia przejście na typy samolotów trudniejsze w pilotażu. Dawniej uważano, że samolot szkolny musi być trudny, bo to ułatwia eliminację słabszych pilotów. Jednak była to przeważnie eliminacja spowodowana wypadkami. Gdy samolot jest bezpieczny i prosty w pilotażu, pozwala na bezpieczną i tańszą selekcję pilotów. Koliber zarówno nadaje się do szkolenia tzw. pilotów niedzielnych, czyli do popularnego na Zachodzie latania rekreacyjnego, jak i do szkolenia pilotów zawodowych.

Omawiając proces szkolenia pilotów zawodowych podkreślono wagę przeszkolenia w akrobacji. Akrobacja to przeżycie sytuacji anormalnych, które daje pilotowi praktyczny pogląd na wyjście z trudnej sytuacji. Poważniejsze wypadki wykazują jak dużą rolę odegrał w nich brak prze-

szkolenia pilotów w podstawowej akrobacji. Dotychczas piloci szkoleni na Kolibrze nie byli przeszkalani w akrobacji, gdyż samolot był certyfikowany w kategorii normalnej. Obecnie samolot przechodzi dodatkowe próby statyczne, w wyniku których będzie dopuszczony do obciążeń +4,4/-1,8, czyli znajdzie się w kategorii półakrobacyjnej. Pozwoli to na wykonywanie akrobacji podstawowej.

Zwrócono uwagę na zbyt skromne wyposażenie nawigacyjne samolotu. W najbliższym czasie na samolocie zostaną zainstalowane: sztuczny horyzont, zakrętomierz i busola żyroindukcyjna. Zgodnie z postępem technicznym w przyszłości niezbędne będzie dalsze uzupełnienie wyposażenia radionawigacyjnego.

Ze strony użytkowników padło też trochę krytycznych uwag na temat właściwości eksploatacyjnych, głównie silnika. Dotychczas największą niedogodnością było tworzenie się nagaru na świecach. Amerykańskie świece Champion stosowane na Kolibrze wymagają czyszczenia co 5 h, a wtryskują 60 h; podobno wiąże się to z rodzajem stosowanego paliwa. Przeprowadzono już próby w locie ze świecami radzieckimi, które wymagają czyszczenia co 10 h. Pierwsze silniki Franklin z PZL-Rzeszów otrzymały niewłaściwe uszczelnienie i uciekał z nich olej. Obecnie opracowano nowe uszczelnienie, które przeszło już próby wielogodzinne i zostanie zastosowane na wszystkich silnikach. Początkowo niedogodnością była konieczność stosowania importowanego paliwa B 100/130. Zostały przeprowadzone próby i już do silników używa się paliwa B95. Prowadzone są dalsze prace nad ulepszeniem silnika mające na celu poprawienie procesu spalania i rozkładu mieszanki w cylindrze, np. przez wtrysk paliwa. Do silnika stosowany jest olej Aero-Shell 100, taki jak do An-2. W samolotach pierwszej i drugiej serii trzeba stosować importowany płyn hamulcowy, lecz już na samolotach trzeciej serii zostanie zastosowany polski układ hamulcowy na krajowy płyn hamulcowy. Powyższe niedogodności nie powodowały awarii silnika, lecz były kłopotliwe. Teraz kłopoty te zostaną zmniejszone bądź usunięte. Większość pretensji użytkowników samolotu dotyczyła właśnie silnika.

Wielostronna analiza właściwości samolotu i przydatności do różnych etapów szkolenia pozwoliła na bardziej obiektywne spojrzenie na Kolibra. Przeprowadzenie dyskusji na forum Sekcji Lotniczej SIMP pozwoliło na szeroką wymianę poglądów i ułatwiło rozproszenie wielu wątpliwości biorących się z niedoinformowania. Spotkanie niewątpliwie było bardzo pożyteczne.

Jak się ostatnio dowiadujemy, Aeroklub PRL zamawia już pierwszą partię Kolibrów, w celu ich wypróbowania. Chyba spotkanie SIMP-owskie nie było bez wpływu na tę decyzję.



● W związku z I Międzynarodową Lotniczą Wystawą Filatelistyczną Krajów Socjalistycznych zorganizowaną w sierpniu ub. roku w NRD okolicznościowe przesyłki pocztowe ze stemplem z podobizną Otto Lillenthala zostały w sierpniu przewiezione z Berlina do Anklam specjalnym pocztowym lotem samolotem PZL-106A Kruk DM-TAX należącym do przedsiębiorstwa Agrarflug-Interflug. Worek z przesyłkami był umieszczony w zbiorniku na środki chemiczne.

● Węgierska służba ratownicza Orszagos Mentőszolgálat OMS została ostatnio wyposażona w dwa śmigłowce ratownicze Mi-2.

● Polscy piloci szybowcowi zdobyli do 1.1.81 r. 392 odznaki diamentowe, 1191 złotych i 5507 srebrnych. W 1980 r. zdobyli 15 odznak diamentowych, 19 złotych i 93 srebrne.

● W grudniu ub. roku w WSK-Mielec zszedł z taśmy montażowej czterdziesty egzemplarz Dromadera (łącznie z serią informacyjną i doświadczalną zakłady wyprodukowały 50 egz. samolotów M18 Dromader). Samolot ten jest zmontowany z części i zespołów wyprodukowanych w kraju. Czterdziesty egzemplarz Dromadera jest przeznaczony na eksport do Kuby i wyposażono go dodatkowo w aparaturę do gaszenia pożarów. (Z.W. 15.XII.80 r.)

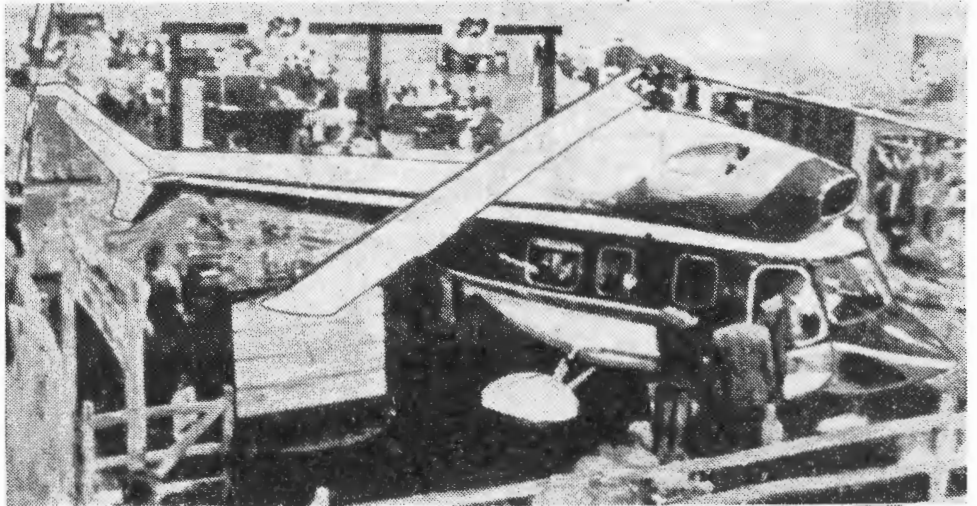
● Trzy polskie samoloty M18 Dromader są eksploatowane we Francji i biorą udział w gaszeniu pożarów lasów na południowym wybrzeżu. Oceniając pozytywnie nasze samoloty, strona francuska w grudniu ub. roku zapewniła, iż Dromadery otrzymają świadectwo lotu wg przepisów FAR-23. Homologacja Dromaderów we Francji, w kraju o bardzo wysokich wymaganiach dotyczących budowy i eksploatacji samolotów, stworzy Dromaderowi duże szanse eksportowe. (Z.W. 6.I.1981 r.)

● W Zakładzie Produkcji Lotniczej w WSK PZL-Mielec plan produkcji za 1980 r. został przekroczony. Zakładano wyprodukowanie 35 egz. M18, wykonano 40 egz., z czego 4 egz. pozostały w kraju, natomiast 36 egzemplarzy przeznaczono na eksport, większość do I i II obszaru płatniczego. Zakłada się, że produkcja Dromaderów w roku 1981 wzrośnie w stosunku do roku ubiegłego dwukrotnie. Zakłada się także w roku bieżącym wzrost produkcji An-2 o 16 egzemplarzy.

● W listopadzie ub. roku Międzynarodowa Federacja Lotnicza (FAI) przyznała dyplomy im. Paula Tissandlera dwóm Polakom, działaczom lotnictwa sportowego: Lechowi Krowirandzie i Januszowi Krasickiemu.

● Do prac Komisji Zjazdowej IX Nadzwyczajnego Zjazdu PZPR zostali powołani m.in. pracownicy przemysłu lotniczego: Stanisław Górny — mistrz w PZL-Hydral we Wrocławiu, Wojciech Jarecki — członek KC PZPR, mistrz w WSK PZL-Mielec, Marian Kucharczyk — członek egzekutywy KZ PZPR, mistrz PZL-WZM w Warszawie, Jerzy Pawłowski — st. mistrz w WSK-PZL-Rzeszów.

● Z inicjatywy NSZZ „Solidarność” w końcu ub. roku odbyła się w PZL-Swidnik III Krajowa Konferencja Delegatów zakładów przemysłu lotniczego i silnikowego. Przedmiotem obrad były sprawy produkcji lotniczej, plany pracy a także zasady two-



Naturalnej wielkości makietą śmigłowca PZL-Taurus II na wystawie śmigłowcowej w Las Vegas w lutym ub.r. Foto: Flight

żenia systemu płatcowego na 1981 r. Obecni na konferencji byli także dyrektorzy ZPLiS Kazimierz Brejnak i Kazimierz Piątkowski.

Dyr. Piątkowski omówił stan obecny oraz perspektywy rozwoju polskich śmigłowców. Stwierdził on, iż produkcja śmigłowców dla kraju jest wystarczająca. Odczuwa się tylko brak śmigłowców do szkolenia, Mi-2 jest za kosztowny do celów szkoleniowych. Należy podjąć produkcję lekkiego śmigłowca, może we współpracy z zagranicą. Jeśli chodzi o Mi-2, którego produkcja pięć lat temu stała pod znakiem zapytania, ma w chwili obecnej duże szanse rozwoju tak dla kraju, jak i na eksport. Trwają prace nad jego modernizacją. Jego kolejną mutację stanowi Kania z silnikami Allison, przeznaczona na eksport. Przygotowywana jest także produkcja seryjna cięższego śmigłowca PZL-Sokół.

Dyr. Brejnak omówił wysoką opłacalność eksportową polskiej produkcji lotniczej. I tak dla przykładu za 1 kg sprzedanego samolotu Polska otrzymuje 80÷190 zł dewizowych, natomiast za 1 kg wyeksportowanych autobusów 10÷12 zł dew., silników wysokoprężnych — 10÷20 zł dew., obrabiarek 8÷16 zł dew., statków morskich 3÷5 zł dew. (Głos Świdnika 32/80).

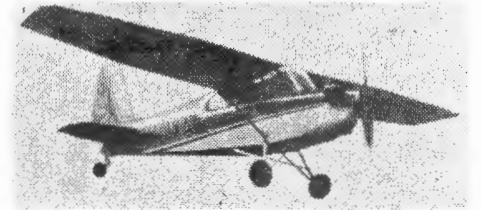
● Głos Załogi z grudnia ub. roku zamieszcza wywiad z zastępcą dyr. nac. ds. technicznych PZL-Mielec dr inż. M. Białynickim na temat produkcji samolotu An-28. Z przeprowadzonego wywiadu wynika, iż głównym wykonawcą An-28 będzie WSK-Mielec we współpracy z zakładami podległymi ZPLiS. U uruchomienie produkcji An-28 uważa się za sprawę priorytetową. Samolot ten na najbliższe kilkanaście lat będzie zasadniczym wyrobem Zakładów w Mielcu i będzie produkowany w ilościach porównywalnych do An-2. Jednak uruchomienie produkcji nie będzie rzeczą łatwą w trudnym dla kraju okresie i przy obecnym systemie kooperacyjnym. Dlatego, chcąc przyjąć z pomocą zakładom w Krośnie, przejmuje się do Mielca produkcję usterzeń do An-28. Za rzecz ogromnej wagi uważa się równoczesne uruchomienie przez PZL-Rzeszów produkcji silnika TWD-10B. Licencyjna produkcja An-28 nie powinna być, zdaniem dyrektora, zamkniętym etapem prac przy An-28, lecz powinna stanowić bazę dla rozwoju własnych prac konstrukcyjnych dla samolotów tej klasy, dlatego w PZL-Mielec prowadzi się własne prace nad rozszerzeniem zakresu zastosowań An-28.

● 1 grudnia ub. roku Zakłady Naprawcze APRL i Wytwórnia Prefabrykatów w Krośnie zostały połączone w jeden zakład pod kierownictwem Kazimierza Ginalskiego.



## CZECHOSŁOWACJA

● Oblatany w 1979 r. samolot amatorski SK-1 Trempik, konstrukcji inż. Jana Simunka i Jaroslawa Kamaryta przeszedł próby w instytucie VZLU. Samolot został zbudowany z pomocą przemysłu. (Letectví 25/80)



## FINLANDIA

● Lotnictwo wojskowe zakupiło 6 śmigłowców Mi-8 i zamówiło dalszych 5 szt. (FR 11/80)



## FRANCJA

● W listopadzie ub. roku zakończona została budowa prototypu samolotu treningowo-bojowego Alpha Jet ze zmodyfikowanym skrzydłem, opracowanym w wyniku obszernych badań aerodynamicznych. Nowe skrzydło ma poprawić zwrotność samolotu i właściwości przy prędkościach okołodźwiękowych, a zarazem pozwoli na powiększenie pojemności zbiorników paliwa. (GIFAS-1290)

● W 1979 r. francuski przemysł lotniczy uzyskał zamówienia eksportowe na: 60 samolotów Mirage F-1, 49 Mirage III, 5 i 1 50, 14 Super Etendard, 12 Alpha Jet i 105 Ja-

guar, 65 A-300, 53 A-310, 21 Falcon 10, 7 Falcon 20, 17 Falcon 50, 6 Corvette, 494 samoloty lekkie, 35 śmigłowców Lama, 17 Alouette III, 1 Alouette II, 74 Dauphin, 117 Ecureil I, 205 Ecureil II, 22 Puma, 3 Super Puma, 27 Gazelle i 1 Super Frelon.

● Nieprawidłowości pilotażowe, które wystąpiły na prototypie samolotu treningowego TB-30 Epsilon polegające na sprzężeniu pochylecia i odchylenia kierunku ruchu zmusiły do zastosowania wzniesionych końcówek skrzydeł oraz zmienionego tyłu kadłuba i usterzenia.

● Aerospatiale zaproponowała opracowanie wersji przeciwpożarowej samolotu transportowego Transall C-160 zabierającej 12 tys. l wody, która będzie można zrzucić w ilości 220-4000 l/s. (GIFAS-1292)

● Wytwórnia Aerospatiale dotychczas otrzymała zamówienia na 300 śmigłowców SA-365 Dauphin.



INDIE

● Odmiana indyjskiego samolotu myśliwskiego HF-24 Marut z radzieckim silnikiem będzie nosić oznaczenie HF-25.

● Indie zrezygnowały z zakupu 7 samolotów brytyjskich Sea Harrier.

● Lotnictwo morskie Indii zakupiło śmigłowce Ka-25.



KANADA

● Próby prototypów odrzutowego samolotu służbowego Canadair CL-600 Challenger wykazały konieczność przeprowadzenia 200 modyfikacji na samolocie. Masa całkowita samolotu wzrosła z 14 740 kg do 17 460 kg, a ma jeszcze wzrosnąć do 18 235 kg, czyli o 3,5 t.



NRD

● W 1980 r. 50 samolotów rolniczych An-2 Aeroflotu wykonywało w NRD zabiegi na terenie 280 tys. ha. Również rolniczych śmigłowców Mi-2 używał Aeroflot do prac w NRD.

● W 1980 r. jeden samolot rolniczy PZL-104 Wilga 35R zarejestrowany w NRD przechodził próbną eksploatację w rejonie Kyrizt.

● Śmigłowce Ka-26 używane przez Interflug wykorzystywane są do celów rolniczych, sanitarnych i morskich ratowniczych. W 1980 r. Interflug dostosował Ka-26 do celów fotogrametrycznych.



RFN

● W ciągu ostatnich 10 lat w RFN wykonano 80 000 lotów ratunkowych na śmigłowcach. W 10 tysiącach przypadków był to jedyny sposób uratowania życia.

● Szybowiec klasy otwartej Schempp-Hirth Nimbus 2C z dźwigarem z włókna węglowego przeszedł 18 000 h prób zmęczeniowych w temperaturze +54°C uzyskując gwarantowaną żywotność na 6000 h lotów, czyli 24 lata użytkowania po 250 h rocznie.

● M. Schultz na motoszybowcu RF-5 wykonał w 80 h wieloetapowy przelot o długości 12 000 km z Hamburga do Oshkosh w USA. Jest to drugi już przelot na motoszybowcu przez Atlantyk. Pierwszy wykonał M. Slovak na RF-4.

● W końcu lata ub. roku został oblatany nowy laminatowy dwumiejscowy motoszybowiec Scheibe SF-36 z miejscami obok siebie. Napęd jego stanowi silnik Limbach 59 kW (80 KM). Masa własna motoszybowca



wynosi 430 kg, masa całkowita 630 kg, doskonałość 28, opadanie min. 0,9 m/s. Dostawy SF-36 mają rozpocząć się wiosną 1981 r. Cena 65 000 DM.

● Lotnictwo lądowe RFN używa 302 śmigłowców Bo 105, w tym 212 przeciwpancernych w wersji PAH i 90 w wersji łącznikowej VBH.

● Studencki zespół lotniczy w Braunschweigu buduje szybowiec SB12 ze sterowaną warstwą przysięcienną, w celu zmniejszenia profilowego oporu skrzydła. Tylna część skrzydła ma z wierzchu i od spodu dziurkowane pokrycie. Powietrze do spodniej części płata doprowadzane jest rurą od chwytu na kadłubie. Wierzchnia część płata otrzymuje powietrze wysysane z wnętrza płata, który nie jest szczelny. Płat ma specjalnie zaprojektowany profil. Obłot szybowca spodziewany jest wiosną 1981 r.



USA

● Wytwórnia Rockwell zbudowała prototyp nowej odmiany swego samolotu służbowego Commander 1000. Samolot jest napędzany dwoma silnikami turbośmigłowymi TPE331-10 po 736 kW (1000 KM).



● Podczas badania lądowania z dużą prędkością opadania samolotu Douglas DC-9 Super 80 odpadła część ogonowa samolotu wskutek uderzenia o drogę startową.

● Wytwórnia Sikorsky uzyskała zamówienia na 400 śmigłowców S-76 Spirit. Przewiduje się, iż całkowita produkcja osiągnie 1600 szt. (SBAC-175)

● Do jesieni ub. roku lotnictwo USA otrzymało 200 samolotów F-16 Fighting Falcon z 1400 zamówionych.

● Wytwórnia Cessna w końcu września ub. roku dostarczyła siedemset pięćdziesiąty odrzutowy samolot służbowy Citation.



W. BRYTANIA

● Wytwórnia Short otrzymała zamówienia na 70 samolotów lokalnej komunikacji Short 330, z czego 54 samoloty już dostarczono. (SBAC-174).



● Wytwórnia Marconi otrzymała od Chin zamówienie o wartości 40 mln £ na awionikę wojskową. W ramach kontraktu ma być uruchomiona w Chinach licencyjna produkcja przepływomierzy. (SBAC 172).

● Wytwórnia British Aerospace otrzymała zamówienie o wartości 25 mln £ z USA na dwa samoloty pasażerskie krótkiego startu Bae 146 wraz z częściami zamiennymi. Prototyp samolotu ma wykonać pierwszy lot w maju 1981 r., zaś certyfikacja ma być zrealizowana w 1982 r. Dostawy rozpoczną się we wrześniu 1982 r. Pierwsze trzy Bae 146 zamówiła Argentyna za 40 mln £. (SBAC-171, 174).



WŁOCHY

● Wytwórnia Partenavia przystąpiła do prac nad projektem 12-miejscowego samolotu lokalnego transportu P-78 napędzanego dwoma silnikami turbośmigłowymi Rolls-Royce/Alfa Romeo RB 318 po 330 kW. Samolot stanowi ewolucję 7-miejscowego samolotu Partenavia P-68C Victor, którego zbudowano 220 szt.



ZSRR

● Przemysł radziecki przystępuje do uruchomienia seryjnej produkcji urządzenia do odladzania i odsnieżania dróg startowych. W urządzeniu są zastosowane dwa silniki odrzutowe.

● Aeroflot otrzymał z Czechosłowacji 20 samolotów pasażerskich L-410 UVP, czyli w najnowszej wersji.

● W sezonie letnim 1980 na liniach Aeroflotu samoloty Il-62 wykonywały 114 lotów dziennie, Tu-154 aż 976 lotów, zaś Tu-134 300 lotów.

● Nowa wersja Tu-134 oznaczona Tu-134B weszła do próbnej eksploatacji w lotewskim okręgu Aeroflotu. Samolot ma trzyosobową załogę bez nawigatora, zabiera 80 pasażerów i ma o 15-20% zmniejszone zużycie paliwa.

● Samoloty radzieckie An-26 używane są w 18 krajach, samoloty Jak-40 w 17 krajach, zaś śmigłowce Mi-8 aż w 30 krajach.



## Międzynarodowe przewozy lotnicze krajów RWPG w 1979 r.

### Ogółem

Kraj	Przewóz osób		Przewóz ładunków		Ogólna praca przewozowa mln tkm	1979 r. : 1978 r.		
	tys. pasażerów	mln pkm	tys. t	mln tkm		pasażerowie	tony ładunków	praca przewozowa
Bulgaria	1342,9	2 353,0	15,8	33,9	269,2	127,7	100,0	125,4
CSRS	828,1	1 600,1	4,7	20,0	177,4	109,9	104,7	106,2
Kuba	124,0	887,7	1,4	12,6	77,4	100,0	100,0	100,0
Mongolia	13,7	7,1	5,5	0,2	0,8	121,8	2 275,0	118,8
NRD	1193,9	1 834,4	11,7	37,0	192,9	101,7	113,6	104,6
Polska	1131,3	2 460,8	10,7	26,6	235,8	106,7	91,9	110,8
Rumunia	1083,8	2 435,7	49,7	135,7	342,7	130,8	95,8	115,8
Węgry	797,1	1 026,4	15,5	32,3	135,0	125,0	123,6	127,5
ZSRR	2694,1	9 755,0	67,1	318,5	1147,7	110,8	110,6	108,9
<b>Razem</b>	<b>9290,9</b>	<b>22 360,2</b>	<b>181,3</b>	<b>616,6</b>	<b>2578,8</b>	<b>114,1</b>	<b>107,7</b>	<b>113,1</b>

### W lotach nieregularnych

Kraj	Liczba lotów, tys.	Przewóz osób		Przewóz ładunków		Razem mln tkm	% wykorzystania masy
		tys. pasażerów	mln pkm	tys. t	mln tkm		
Bulgaria	4,30	664,20	1284,00	12,40	27,90	156,30	63,69
CSRS	2,80	206,77	267,19	0,24	0,64	23,44	70,01
Kuba	0,20	8,84	37,51	0,16	0,98	4,21	41,15
Mongolia	0,04	2,70	1,40	5,20	—	0,14	70,00
NRD	2,70	121,71	214,58	4,59	17,84	36,08	49,61
Polska	3,50	130,97	474,94	3,32	9,23	49,60	54,47
Rumunia	6,10	701,90	1551,80	46,20	123,80	255,70	48,22
Węgry	2,70	53,66	61,11	9,40	24,43	30,54	39,54
ZSRR	11,10	408,46	1284,80	21,49	77,47	204,30	60,79
<b>Razem</b>	<b>33,60</b>	<b>2299,21</b>	<b>5176,33</b>	<b>103,00</b>	<b>282,29</b>	<b>760,31</b>	<b>54,44</b>

## Zamówienia na dostawy szerokokadłubowych samolotów pasażerskich

	1979	1980	1981	1982	1983	1984
A300	25	40	43	17	9	2
A310	—	—	—	—	18	23
Boeing 747	67	84	38	9	—	—
Boeing 757	—	—	—	—	23	17
Boeing 767	—	—	—	13	54	13
DC-10	36	42	23	2	—	—
L-1011	14	24	29	5 (30)	1 (30)	(30)
<b>Razem</b>	<b>142</b>	<b>190</b>	<b>133</b>	<b>46</b>	<b>105</b>	<b>85</b>

Uwaga: Prognoza produkcji jest większa, gdyż tablica nie uwzględnia zamówień, które wpłyną, a jedynie zamówienia złożone do końca 1979 r. W nawiasach prognoza firmy Lockheed. Nie uwzględniono ponadto samolotów Il-86. (In-teravia 6/80).

A.C.

### W lotach regularnych

Kraj	Liczba lotów, tys.	Przewóz osób		Przewóz ładunków		Razem mln tkm	% wykorzystania	
		tys. pasażerów	mln pkm	tys. t	mln tkm		miejsce	masy
Bulgaria	15,1	678,70	1 069,00	3,40	5,00	112,90	59,76	59,80
CSRS	13,2	621,36	1 332,87	4,43	16,62	154,06	84,50	78,73
Kuba	1,2	115,12	840,25	1,26	9,40	73,17	75,00	70,00
Mongolia	0,4	11,00	5,70	0,26	0,01	0,61	57,00	67,54
NRD	18,5	1072,17	1 619,78	7,06	15,77	156,84	63,90	54,74
Polska	17,8	1000,32	1 985,86	7,35	13,60	186,16	67,30	56,15
Rumunia	2,8	381,90	883,90	3,50	11,90	87,00	53,10	40,15
Węgry	15,4	825,46	965,26	6,13	7,82	104,35	55,00	50,55
ZSRR	43,2	2285,68	8 470,20	45,57	180,00	913,35	63,00	64,98
<b>Razem</b>	<b>—</b>	<b>6991,71</b>	<b>17 172,20</b>	<b>78,96</b>	<b>260,54</b>	<b>1818,44</b>	<b>62,83</b>	<b>60,95</b>

### Struktura przewozów (w tys. pasażerów)

Kraj	Przewozy regularne		Przewozy nieregularne		Struktura, %			
					regularne		nieregularne	
	między krajami RWPG	do/z krajów trzecich	między krajami RWPG	do/z krajów trzecich	RWPG	krajów trzecich	RWPG	krajów trzecich
Bulgaria	273,90	404,80	98,30	565,90	20,40	30,14	7,32	42,14
CSRS	350,80	270,56	144,91	61,86	42,36	32,67	17,50	7,47
Kuba	22,34	92,78	2,59	6,25	18,02	74,85	2,09	5,04
Mongolia	11,00	—	2,70	—	80,29	—	19,71	—
NRD	897,80	174,37	99,84	21,87	75,20	14,61	8,36	1,83
Polska	389,15	611,17	17,38	1,54	34,40	54,02	1,54	10,04
Rumunia	91,10	290,80	53,20	648,70	8,41	26,83	4,91	59,84
Węgry	448,95	376,51	19,36	34,30	51,07	42,83	2,20	3,90
ZSRR	1009,07	1276,61	125,96	282,50	37,45	47,38	4,68	10,49
<b>Razem</b>	<b>3494,11</b>	<b>3497,11</b>	<b>564,24</b>	<b>1734,97</b>	<b>37,61</b>	<b>37,65</b>	<b>6,07</b>	<b>18,67</b>

### Zmiany w udziale poszczególnych krajów w pracy przewozowej, w %

Kraj	1969 r.	1971 r.	1973 r.	1975 r.	1977 r.	1979 r.
Bulgaria	11,2	10,5	9,7	12,3	10,00	9,40
CSRS	14,2	11,8	11,0	8,9	7,50	6,20
Kuba	—	—	3,4	2,7	3,00	3,10
Mongolia	0,1	0,1	0,1	0,1	0,01	0,01
NRD	13,1	10,9	9,2	8,5	8,70	7,70
Polska	5,2	5,3	7,4	7,7	8,50	9,40
Rumunia	11,1	12,2	10,5	10,6	11,70	13,70
Węgry	6,3	4,8	4,3	3,8	4,60	4,80
ZSRR	38,8	44,3	44,1	45,4	46,00	45,80

Źródło: Biuletyn Informacyjny Lotnictwa Cywilnego nr 69/1980

M.M.

# Opływ poddźwiękowy i przydźwiękowy na skrzydle przy różnych kątach skosu (II)

Mgr inż. JAN STASZEK

## Opływ przydźwiękowy skrzydła skośnego

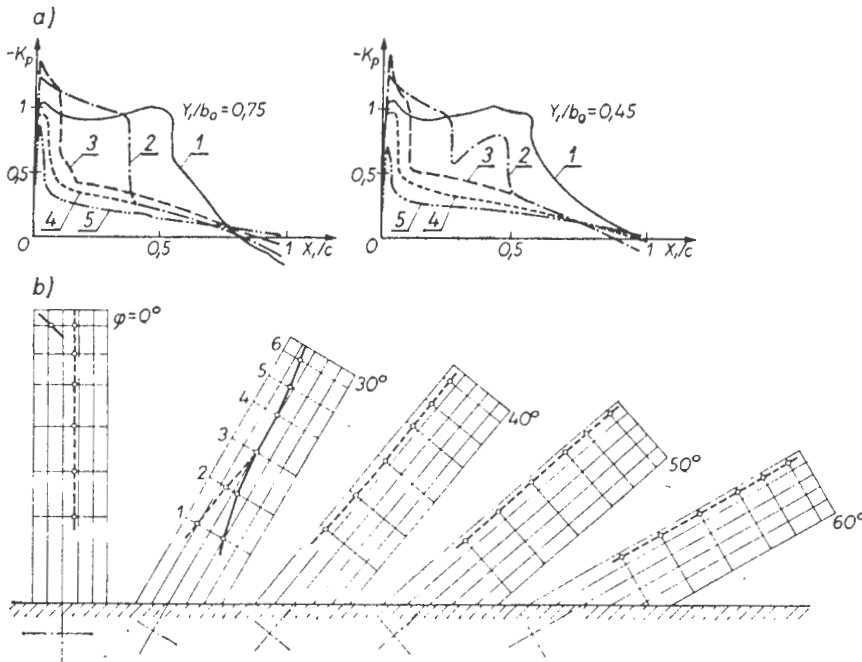
Opływy przydźwiękowe skrzydła skośnego, często o złożonej budowie, zbadano w tunelu S2 w Modane Avrieux. Otrzymane wyniki doświadczalne nie

zwiększa się ( $\varphi = 50^\circ$  i  $\varphi = 60^\circ$ ), przyrosty prędkości na krawędzi natarcia zmniejszają się coraz bardziej, powodując stopniowe osłabienie fal uderzeniowych. Z rozkładów ciśnień widać wyraźnie położenie fal uderzeniowych, zaś przy  $\varphi = 30^\circ$  obecność fali typu  $\lambda$ .

Przy  $\varphi = 0^\circ$  w pobliżu końca skrzydła pojawiają się objawy opływu trójwymiarowego.

Warstwy przyścienne na grzbiecie i dolnej części skrzydła pozostają laminarne w zakresie badanych liczb  $Re$  aż do pojawienia się fal uderzeniowych. Gdy gradient wzrostu ciśnienia jest dostatecznie duży, w miejscach istnienia fal uderzeniowych można zauważyć tworzenie się pęcherzyków oderwania laminarnego. W opływach poddźwiękowych pojawiają się one również na krawędzi natarcia na górnej części skrzydeł, poczynając od niewielkich kątów natarcia.

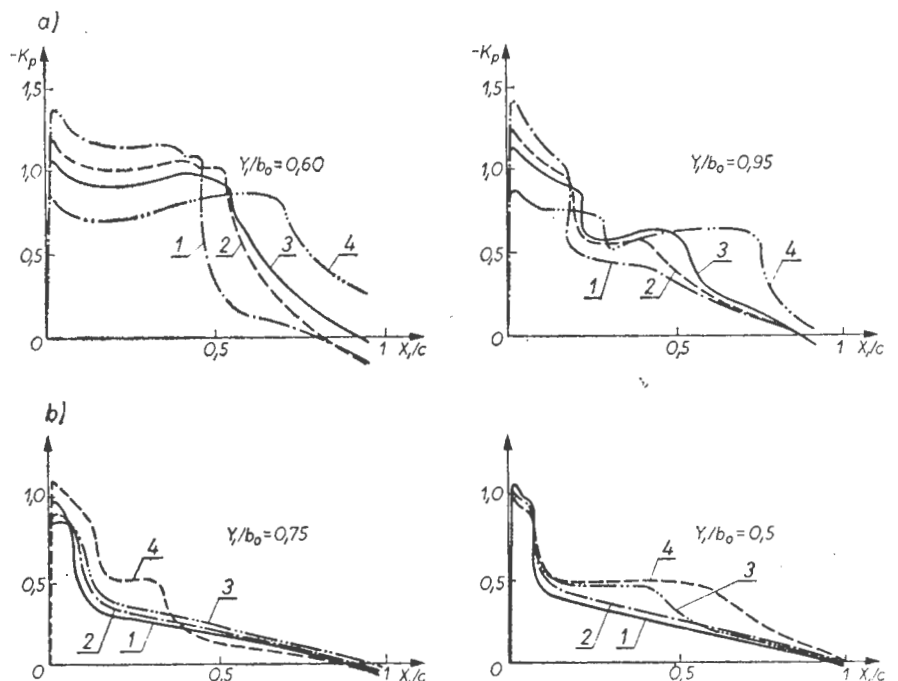
Aby ujawnić charakter opływów nadkrytycznych, na rys. 13 pokazano (za pomocą rozkładów ciśnień w dwóch przekrojach) przesuwanie się fal uderzeniowych w zależności od liczby Macha  $M_0$  przy tych samych kątach natarcia  $\alpha = 4^\circ$  i kątach skosu  $\varphi = 0^\circ$  i  $50^\circ$ . W części środkowej skrzydła bez skosu (przy  $\varphi = 0^\circ$ ) dość intensywna fala uderzeniowa jest usytuowana przy  $M_0 = 0,78$  w pobliżu połowy cięciwy, zaś zwiększenie liczby Macha aż do  $M_0 = 0,92$  pociąga za sobą przesuwanie się jej ku tyłowi z jednoczesnym zwiększaniem jej intensywności, co powoduje coraz szersze oderwania. Natomiast system podwójnych rekompresji pojawiający się na zewnętrznej części skrzydła wyraźnie zmniejsza tę tendencję. Przy  $\varphi = 50^\circ$  opływ tworzący strefę naddźwiękową pojawia się dopiero przy  $M_0 = 0,92$ , natomiast fale uderzeniowe typu  $\lambda$  pojawiają się analogicznie jak przy skosie  $\varphi = 30^\circ$  i



Rys. 12. Wpływ skosu na opływ przydźwiękowy,  $M_0 = 0,84$ ,  $\alpha = 4^\circ$ ,  $Re = 2,5 \cdot 10^6$ ; a) rozkłady ciśnień: 1 —  $\varphi = 0^\circ$ , 2 —  $\varphi = 30^\circ$ , 3 —  $\varphi = 40^\circ$ , 4 —  $\varphi = 50^\circ$ , 5 —  $\varphi = 60^\circ$ ; b) położenie fal uderzeniowych

podlegały żadnym poprawkom wpływu ścian ze względu na niewielki stopień blokowania strumienia przez model (nie przekraczający 0,5% w najbardziej niekorzystnej konfiguracji). Ponieważ wyczerpujący opis badanych opływów zajmowałby zbyt wiele miejsca, podano tylko dane doświadczalne pewne z punktu widzenia ich konfrontacji z wynikami obliczeń.

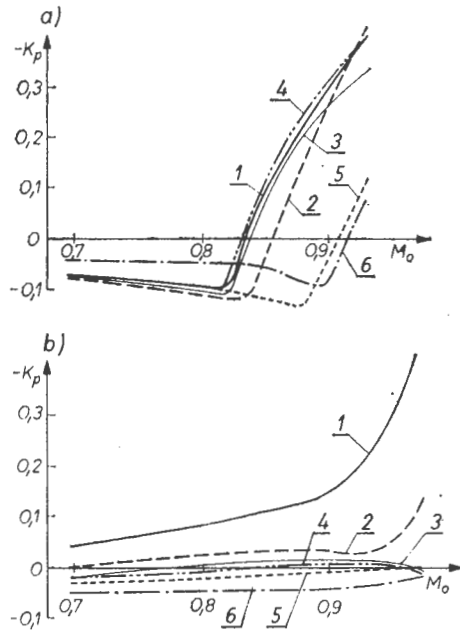
Na rys. 12 podano wyniki badań skosu przy  $M = 0,84$ . Podano rozkład ciśnień statycznych w dwóch przekrojach skrzydła przy  $\alpha = 4^\circ$  i skosach  $\varphi = 0^\circ, 30^\circ, 40^\circ, 50^\circ$  i  $60^\circ$ . We wszystkich przypadkach istnienie dość gwałtownych wzrostów ciśnienia wskazuje na obecność fal uderzeniowych. Przy  $\varphi = 0^\circ$  strefa naddźwiękowa wychodzi poza połowę cięciwy z opływem prawie dwuwymiarowym, mimo oderwania wywołanego przez falę uderzeniową ujawnioną za pomocą wizualizacji powierzchniowej. Przy  $\varphi = 30^\circ$ , w odległości  $Y/b = 0,45$  od zamocowania, w przekroju 2 widać podwójny skok ciśnienia z opływem naddźwiękowym poza pierwszym skokiem. W przekroju 4 w odległości  $Y/b = 0,75$  istnieje już tylko jeden skok, a wizualizacje nie ujawniają oderwań. Przy  $\varphi = 40^\circ$  skok pojawia się w pobliżu krawędzi natarcia i opływ zachowuje się jak prawie dwuwymiarowy. Gdy skos



Rys. 13. Wpływ liczby Macha na rozkład ciśnień. Tunel S2 MA,  $Re = 2,5 \cdot 10^6$ ,  $\alpha = 4^\circ$ ; a) dla  $\varphi = 0^\circ$ : 1 —  $M_0 = 0,78$ , 2 —  $M_0 = 0,82$ , 3 —  $M_0 = 0,84$ , 4 —  $M_0 = 0,92$ ; b) dla  $\varphi = 50^\circ$ : 1 —  $M_0 = 0,84$ , 2 —  $M_0 = 0,88$ , 3 —  $M_0 = 0,92$ , 4 —  $M_0 = 0,96$

$M_o = 0,84$ . Stałość ciśnienia w okolicy krawędzi spływu w zależności od liczby  $M_o$  oraz kąta natarcia świadczy o tym, że w całym badanym zakresie nie występują oderwania ogólne typu przeciągnięcia.

Na rys. 14 pokazano (w funkcji liczby Macha) położenie oderwań pojawiających się w okolicy krawędzi spływu ( $X/c = 0,90$ ) przy  $Re = 2,5 \cdot 10^6$  dla  $\alpha = 4^\circ$  w sześciu przekrojach. Przy  $\varphi = 0^\circ$  zachodzi dosyć brutalne oderwanie na całym skrzydle przy  $M_o = 0,82$  z wyjątkiem dwóch przekrojów zewnętrznych, w których oderwania pojawiają się dużo później. Natomiast przy  $\varphi = 50^\circ$  zjawisko to pojawia się



Rys. 14. Rozwój oderwań w pobliżu krawędzi spływu w zależności od liczby Macha. Tunel S2 MA,  $Re = 2,5 \cdot 10^6$ ,  $\alpha = 4^\circ$ : a)  $\varphi = 0^\circ$ , b)  $\varphi = 50^\circ$ ; 1, 2, 3, 4, 5, 6 — przekroje

w pobliżu nasady, która jest miejscem początku oderwań.

Rozwój fal uderzeniowych typu  $\lambda$  w funkcji kąta natarcia pokazano na rys. 15 dla  $\varphi = 30^\circ$  i  $M_o = 0,84$ . Układ tych fal pojawia się od  $\alpha = 2^\circ$  i rozciąga się przy  $\alpha = 4^\circ$  aż do połowy rozpiętości. Punkt zbieżności obydwu fal uderzeniowych, widoczny w części zewnętrznej skrzydła, przesuwana się ku nasadzie (rys. 15b). Duże oderwania pojawiają się od  $\alpha = 7^\circ$  na częściach zewnętrznych skrzydła.

Próba sprawdzenia na otrzymanych rozkładach ciśnień w jakim stopniu prawo skrzydła w opływie skośnym jest możliwe w przepływie przydźwiękowym pozwoliła na stwierdzenie, że

prawo to jest niesłuszne od momentu, gdy opływ tworzy strefę naddźwiękową po przekroczeniu rejonu krawędzi natarcia.

Oderwania i opływy oderwane typu wirowego analogiczne do pojawiających się przy niewielkich prędkościach zaobserwowano również w opływie przydźwiękowym przy dużych skosach.

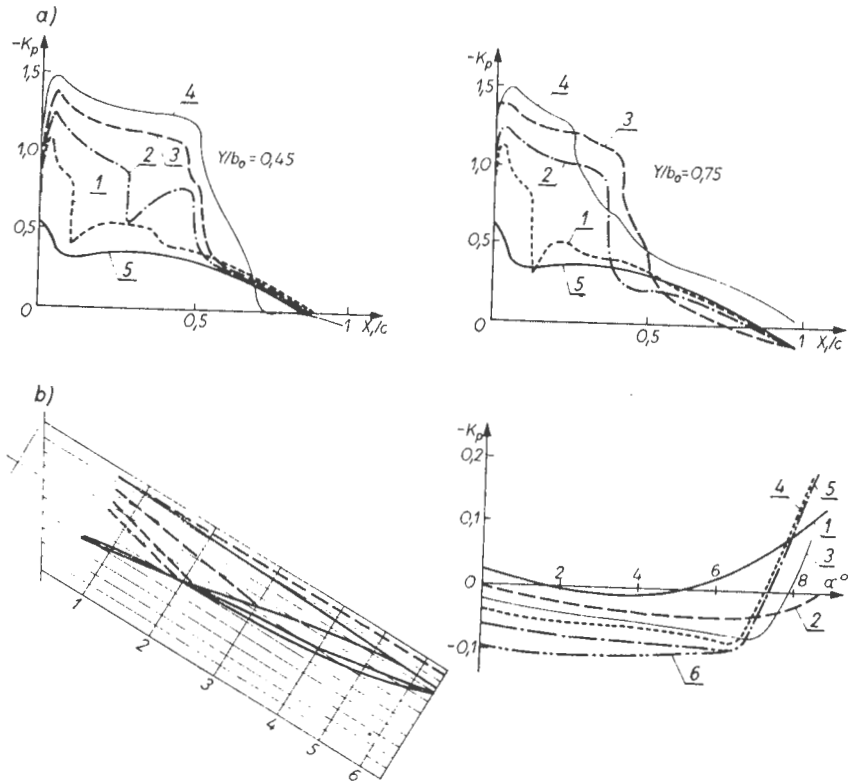
Rozwój wiru trąbiastego w funkcji skosu pokazano na rys. 16. Gdy skos  $\varphi = 40^\circ$ , zaś kąt natarcia  $\alpha = 8^\circ$ , to system fal uderzeniowych przy nasadzie skrzydła pozostaje z punktu widzenia rozkładu ciśnień (rys. 16a), ale na końcu skrzydła widać strefę opływu oderwanego i nieuporządkowanego. Rys. 16b wskazuje, że takie uporządkowanie oderwania zaczyna się rysować, zaś przy zwiększeniu skosu do  $60^\circ$  i kąta natarcia do  $\alpha = 10^\circ$  dochodzi ostatecznie do ustalonego opływu wirowego (rys. 16c) charakteryzującego się niewielkimi współczynnikami ciśnień  $K_{p\ min}$  odpowiadającymi lokalnej liczbie Macha rzędu 1,4 w przekroju 2.

W obserwacjach dokonanych przy niewielkich prędkościach stwierdzono, że przy tej samej liczbie  $Re$  opływy wirowe tworzą się przy tym mniejszych kątach natarcia, im liczba Macha jest wyższa.

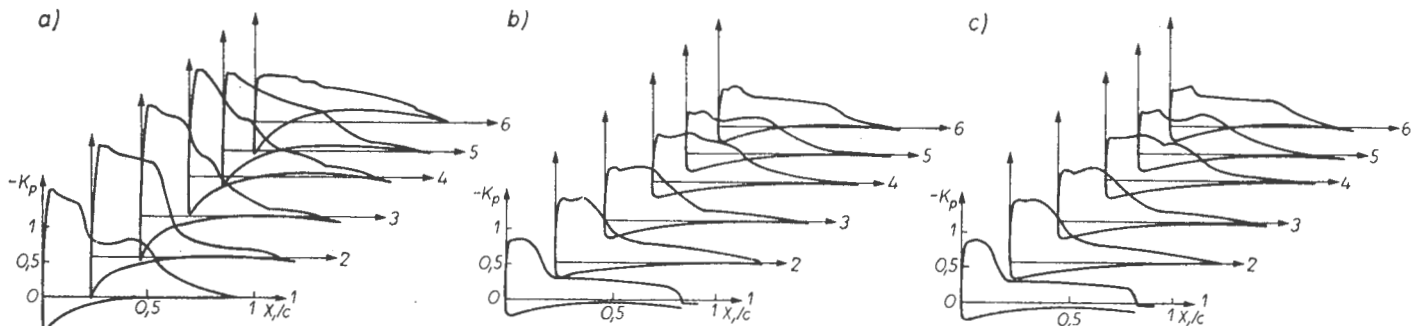
## Metody obliczeniowe i ich zastosowanie

W ostatnich latach na świecie dużo wysiłku włożono w opracowanie metod obliczenia (w ośrodku doskonałym) opływów przydźwiękowych, trójwymiarowych, dokoła skrzydła. W ONERA wybrano rozwiązanie ogólnego równania potencjału dwiema metodami relaksacyjnymi, które zastosowano do skrzydła o zmiennym skosie.

Początkowo użyto równania quasi-liniowego zastępując go schematem złożonym zaproponowanym przez E. M. Murmana i J. D. Cole'a. Ostatnio równanie rozwiązano w postaci pierwotnej, używając wyrażenia lepkości wg przybliżenia zaproponowanego przez A. Jamesona. Schemat użytych podstawień został więc skupiony i metoda upodobniła się do metody współczynników przybliżonych. Istnieje jeszcze trzecia metoda oparta na przybliżeniu a priori, bardziej ograniczająca niż to przedstawia równanie niewielkich zakłóceń rozwiązane przy użyciu schematu mieszanego. Zastosowanie tych wszystkich metod do skrzydła skośnego uproszczonego zakończeniem równoległym do nasady



Rys. 15. Wpływ kąta natarcia przy  $\varphi = 30^\circ$  i  $M_o = 0,84$ . Tunel S2 MA,  $Re = 2,5 \cdot 10^6$ : a) rozkłady ciśnień: 1 —  $\alpha_0 = 0^\circ$ , 2 —  $\alpha_0 = 2^\circ$ , 3 —  $\alpha_0 = 4^\circ$ , 4 —  $\alpha_0 = 6^\circ$ , 5 —  $\alpha_0 = 8^\circ$ ; b) położenie fal i oderwań: linia przerywana — fala uderzeniowa na grzbiecie skrzydła, linia ciągła — fala uderzeniowa na spodzie skrzydła



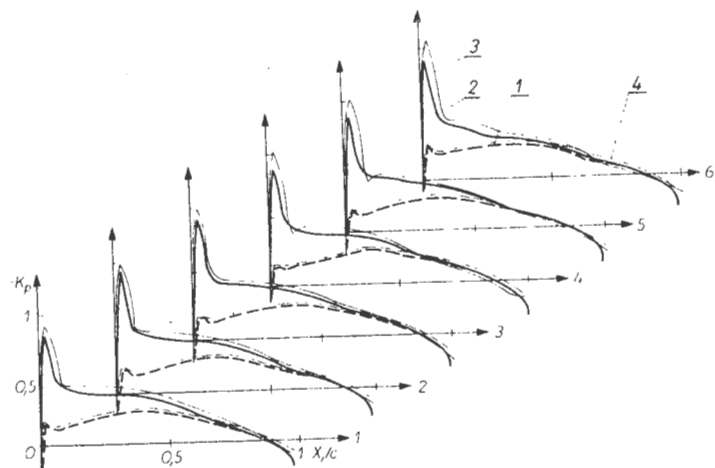
Rys. 16. Rozkład ciśnień na skrzydle skośnym w zależności od kąta natarcia. Tunel S2 MA,  $Re = 2,5 \cdot 10^6$ ,  $M_o = 0,84$ : a) opływ częściowo oderwany, nieuporządkowany, b) opływ przy tworzącym się wirze trąbiastym, c) opływ wirowy ustalony



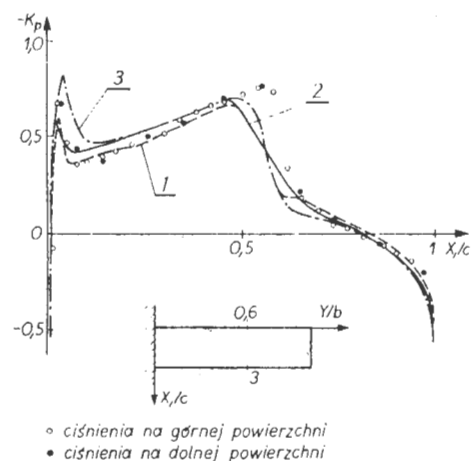
nasuwa jednak pewne uwagi co do przebiegu rachunku.

W przypadku rozwiązania równania potencjału, rachunek przeprowadzono metodą z bardzo gęstą siatką (160 000 p.), z liczbą iteracji  $N$  zmienną w zależności od rozważanego przypadku ( $500 \leq N \leq 800$ ). Na rys. 5 (cz. I art., *TLiA* nr 2/81) pokazano orientacyjnie zakres obliczeń w danym przekroju w formie siatki w pobliżu profilu. Potencjał jest wyznaczany w węzłach siatki drobniejszej  $128 \times 32 \times 16 = 65\,536$  punktów, na której rachunek przybliża się przez  $40 \leq N \leq 80$  iteracji dodatkowych. W przypadku metody konserwatywnej drobna siatka liczy tylko  $92 \times 32 \times 16 = 49\,152$  punkty z powodu ograniczenia pamięci głównej użytego ordynatora. Procedura ta pozwala na oszczędzenie pewnej liczby cykli w siatce drobnej, przedstawiającej większą część rachunku. Zbieżność jest określona poczynając od sprawdzenia pozostałej części rachunku, a z drugiej strony wyniku rozwiązania.

Rozwiązując równanie potencjału zakłóceń obliczenia wykonuje się na siatce prostokątnej powiązanej z modelem. Siatka ta nie podlega zmianom podczas wykonywania obliczeń. W ten sposób siatka jest dobrana do każdego kąta skosu. Nie ma ona więcej niż 55 000 punktów również z powodu ograniczenia pamięci i w tym przypadku uzyskanie rozwiązania zbieżnego może wymagać wielu przybliżeń ( $400 \leq N \leq 800$ ).



Rys. 17. Porównanie obliczonych rozkładów ciśnień z doświadczalnymi.  $\varphi = 30^\circ$ ,  $M_o = 0,80$ ,  $\alpha = 1,73^\circ$ . Tunel S2 MA,  $Re = 2,5 \cdot 10^6$ : 1 i 2 — ciśnienia obliczone, 3 — ciśnienia zmierzone na górnej powierzchni skrzydła, 4 — ciśnienia zmierzone na dolnej powierzchni skrzydła

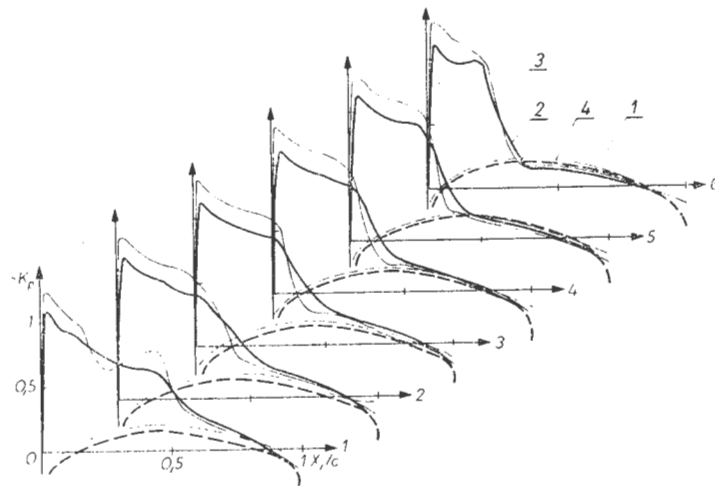


Rys. 18. Teoretyczne i doświadczalne rozkłady ciśnień. Tunel S2 MA,  $Re = 2,5 \cdot 10^6$ ,  $\varphi = 0^\circ$ ,  $M_o = 0,84$ ,  $\alpha = 0^\circ$ ; rozkład teoretyczny: 1 — schemat niekonserwatywny, 2, 3 — schematy konserwatywne

Kilka typowych obliczeń wykonanych różnymi metodami zestawiono z wynikami otrzymanymi z doświadczeń z modelem, którego kształt w rzucie był zgodny z liczbowym „zastąpie-

niając nieco bardziej ku tyłowi przesuniętą lokalizację fali uderzeniowej niż wykazują obliczenia.

Jest to również prawdziwe przy  $\varphi = 30^\circ$  i  $M_o = 0,84$ , lecz przy kącie



Rys. 19. Porównanie obliczonych i doświadczalnych rozkładów ciśnień. Tunel S2 MA,  $Re = 2,5 \cdot 10^6$ ,  $\varphi = 30^\circ$ ,  $\alpha = 4^\circ$ : 1, 2 — ciśnienia obliczone (schemat konserwatywny), 3 — ciśnienia doświadczalne na górnej powierzchni skrzydła, 4 — ciśnienia doświadczalne na dolnej powierzchni skrzydła

niem” skrzydła. Charakter wpływu lepkości mógł być również sprawdzony.

Pierwszy przykład dotyczy skrzydła o skosie  $\varphi = 30^\circ$  przy liczbie Macha  $M_o = 0,80$  i kącie natarcia  $\alpha = 1,73^\circ$ . Dla ograniczonej strefy naddźwiękowej w pobliżu krawędzi natarcia, gdzie następuje wzrost prędkości, wpływ jest jakby podkrytyczny i bez fal uderzeniowych. Na rys. 17 porównano wyniki doświadczeń z obliczeniami po interpolacji. W przypadku gdy efekty

natarcia  $\alpha = 4^\circ$ . Na rys. 19 widać postęp wynikający ze schematu konserwatywnego, mimo że zgodność z doświadczeniem nie jest doskonała. Przypadek ten charakteryzuje się układem dwu fal uderzeniowych na górnej stronie skrzydła przy nasadzie, gdy na końcu jest już tylko jedna fala. W tym przypadku uzyskuje się lepszą zgodność z doświadczeniem przy schemacie konserwatywnym niż przy niekonserwatywnym, który przewiduje bardziej przednią pozycję fali.

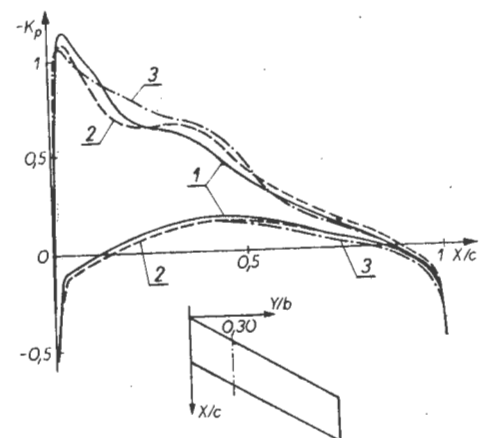
Studium wpływu zakresu obliczeń wykazuje różnicę nie do pominięcia w rozkładach ciśnień i podkreśla ważność doboru zakresów (rys. 20). Podkreśla się, że poziom współczynników ciśnienia  $K_p$  w zakresie naddźwiękowym nie ma wpływu na pomiary. Mimo podobieństwa (rys. 19) obliczenia przewidują powtórne przyspieszenie przepływu za pierwszą falą uderzeniową przy nasadzie, lecz nie osiąga ona nasilenia obserwowanego doświadczalnie.

Mimo że przy wykonywaniu omówionych obliczeń nie wystąpiły żadne poważniejsze problemy należy stwierdzić, że próby przeliczenia przypadku naddźwiękowego przy większym skosie nie dały dotąd zadowalającego wyniku ( $\varphi = 40^\circ$  przy  $M_o = 0,92$  i kącie natarcia  $\alpha = 1,53^\circ$ ). Porównanie wyników obliczeń z wynikami doświadczeń pokazano na rys. 21.

W odniesieniu do doświadczalnego rozkładu ciśnień zwraca uwagę nie-

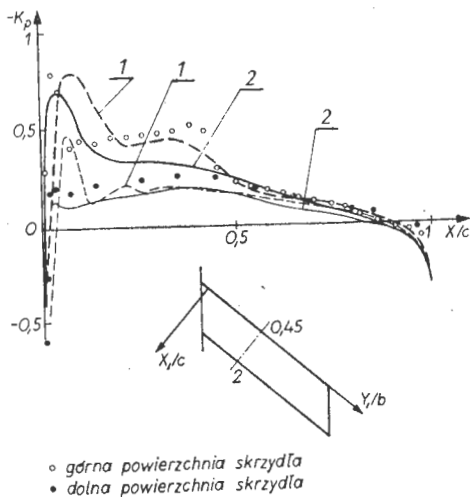
trójwymiarowe są niewielkie, można stwierdzić zgodność między rozkładami ciśnień otrzymanymi doświadczalnie i rozkładami uzyskanymi przy rozwiązaniu ogólnego równania potencjału.

Wynik pokazany na rys. 18 dla przekroju 3 odnosi się do przypadku wyraźnej nadkrytycznego przy  $\varphi = 0^\circ$ ,  $M_o = 0,84$  i  $\alpha = 0^\circ$  i wywołuje komentarze. Nie odnotowuje się wyraźnej różnicy położenia fal wyliczonych z pełnego równania potencjału za pomocą schematów konserwatywnych i nowych. Wykres widoczny przy schemacie konserwatywnym jest prawdopodobnie rezultatem zbyt rzadkiej siatki w środkowej części profilu, jednak skok ciśnienia jest dobrze przewidziany przez tę metodę, jak również i przez metodę małych zakłóceń, która staje się również konserwatywna przy użyciu operatora skoku ciśnienia. Należy zauważyć, że doświadczenia wska-



Rys. 20. Wpływ schematu i zakresu obliczeń na rozkład ciśnień teoretycznych: 1 — schemat niekonserwatywny, zakres I; 2 — schemat niekonserwatywny, zakres II; 3 — schemat konserwatywny, zakres I

dostateczność umiejscowienia fali tylnej w metodzie rozwiązywania równania



### Wnioski

Badania wykonywane w ONERA z modelami prostokątnych skrzydeł o skosie zmieniającym się od  $\varphi = 0^\circ$  do  $\varphi = 60^\circ$  stanowią bazę doświadczalną dla studiów opływów trójwymiarowych. Wyniki pozwalają na analizę tworzenia się opływu w funkcji skosu, kąta natarcia i liczby Macha. Są one również użyteczne przy opracowaniu metod obliczeniowych.

Przy małych prędkościach i opły-

wach bez oderwań wyniki obliczeń w oparciu o klasyczne metody osobliwości są dość zadowalające, ale należy dążyć do opracowania metod obliczeniowych umożliwiających określanie opływów oderwanych, które przy dużych skosach tworzą wiry trąbiaste. Metoda ruchów nieustalonych wydaje się być pod tym względem obiecująca.

W zakresie przydzwiękowym uzyskano w ostatnich latach znaczny postęp dzięki opracowaniu metod relaksacyjnych obliczeń do rozwiązania równań potencjału zakłócenia i potencjału całkowitego. Dokładne granice ich zastosowania nie są jeszcze znane.

W sumie porównano wyniki doświadczalne, mogące mieć związek wpływający z konfrontacji różnych pomiarów z rezultatami metod obliczeniowych. Pozwala to na określenie wartości tych metod z punktu widzenia użytkownika oraz ich aktualnych ograniczeń.

◀ Rys. 21. Obliczone i doświadczalne rozkłady ciśnień. Tunel S2 MA,  $Re = 2,5 \cdot 10^6$ ,  $\varphi = 40^\circ$ ,  $M_0 = 0,92$ ,  $\alpha = 1,53^\circ$ ; 1 — obliczone (schemat konserwatywny, metoda małych zakłóceń), 2 — obliczone (schemat konserwatywny, rozwiązanie równania potencjału całkowitego)

## Ochrona działania pokładowych urządzeń radiowych przed skutkami wyładowań elektrostatycznych

Mgr inż. BARBARA SZCZĘSNA  
Instytut Lotnictwa

Podczas lotu na powierzchni samolotu gromadzi się ładunek elektrostatyczny. Źródłem tego ładunku jest otaczająca przestrzeń atmosferyczna zawierająca naładowane drobiny wody, śniegu, lodu i pyłów, a także chmury burzowe, które wytwarzając silne pole elektryczne powodują ładowanie samolotu przez indukcję [1, 2].

Urządzenia służące do odprowadzania zgromadzonego ładunku elektrycznego do ziemi po wyładowaniu samolotu są powszechnie stosowane we wszystkich typach samolotów i śmigłowców. Są to odpowiednio wykonane łączniki metalowe (ocynkowana linka lub pęk drutów) przymocowane do goleni samolotu w taki sposób, że po wyładowaniu automatycznie łączą główną instalację umasienia samolotu z ziemią, przy czym rezystancja połączenia nie może przekraczać 10 M $\Omega$ .

Jednakże odpływ ładunku elektrostatycznego z powierzchni samolotu nie występuje tylko w czasie zetknięcia maszyny z ziemią. Z punktu widzenia elektrotechniki samolot w czasie lotu może być traktowany jako kondensator, którego drugą elektrodę stanowi otaczająca przestrzeń. Pojemność dużego samolotu (Boeing 707, DC-8) jest rzędu 1000 pF, więc podczas lądowania elektrostatycznego różnica potencjałów między samolotem a przestrzenią atmosferyczną szybko narasta osiągając poziom setek tys. woltów [2]. Gdy natężenie pola elektrostatycznego na najbardziej wystających częściach płatowca osiągnie wartość krytyczną (wartość ta zależy od wysokości lotu i temperatury otoczenia; na wyso-

kości 11 km wynosi ok. 7,5 kV/cm [7]), otaczające powietrze jonizuje się i powstają wyładowania koronowe [2, 4]. Wyładowania te mają postać krótkich impulsów (trwających ok. 0,2 ms), o czasie narastania ok. 0,1  $\mu$ s i zanikających wg krzywej wykładniczej. Impulsy prądowe występują w wielu miejscach na powierzchni płatowca w regularnych odstępach czasu, stanowiąc w sumie szerokopasmowe źródło fal elektromagnetycznych powodujących poważne zakłócenia w pracy pokładowych urządzeń radiowych i nawigacyjnych [4, 7].

Zgromadzony ładunek elektrostatyczny może również powodować występowanie na powierzchni samolotu wyładowań iskrowych (jest to przeskok ładunku między dwiema odizolowanymi od siebie częściami metalowymi naładowanymi do różnych potencjałów) i wyładowań wstęgowych (zachodzących w czasie przepływu ładunku zgromadzonego na elementach wykonanych z materiału izolacyjnego do sąsiednich konstrukcji metalowych) [3, 4, 8].

Powyższe dwa rodzaje wyładowań występują nieregularnie, sporadycznie i są stosunkowo łatwe do wyeliminowania przez zapewnienie na powierzchni samolotu ciągłości połączeń metalicznych o małej rezystancji przejścia i pokrycie wszystkich elementów niemetalowych warstwą substancji przewodzącej [4, 8]. Wyładowań koronowych natomiast nie można usunąć, badania nad tym zjawiskiem poszły więc w kierunku opracowania metod, które wyeliminowałyby zakłócenia w odbiorze radiowym. Możliwe

są trzy sposoby rozwiązania tego problemu:

- redukcja zakłóceń generowanych podczas rozładowań koronowych,
- redukcja sprzężenia między źródłem wyładowań i odbiornikiem fal radiowych,
- przetwarzanie odbieranego przez antenę sygnału w taki sposób, aby wyeliminować zakłócenia radiowe [7].

W praktyce największe zastosowanie znalazły dwie pierwsze metody, gdyż są prostsze w realizacji i nie wymagają stosowania aktywnych elementów obwodu między anteną i odbiornikiem.

### Rozładowacze ładunku elektrostatycznego

Rozładowacze ładunku elektrostatycznego są to urządzenia instalowane na płatowcu, odprowadzające zgromadzony na nim ładunek do otaczającej przestrzeni drogą wyładowań koronowych. Zadaniem rozładowaczy jest zmniejszanie zakłóceń radiowych pochodzących od wyładowań koronowych i wchodzących przez anteny do obwodów odbiorników.

Aby rozładowacz spełniał swoje zadanie, musi on odprowadzać ładunek elektrostatyczny z powierzchni samolotu w stopniu zapewniającym utrzymanie potencjału płatowca we wszystkich jego punktach poniżej progu wyładowań koronowych (tzn., aby wyładowania nie mogły zachodzić bezpośrednio z krawędzi płatów i innych wystających części płatowca). Jednocześnie wyładowania zachodzące z rozładowacza nie powinny wytwarzać za-

kłóceń w obwodzie radioodbiornika pokładowego. W celu spełnienia tych warunków rozładowacz powinien być wykonany z materiału o wysokiej rezystywności, zainstalowany możliwie daleko od anteny i w miejscu, gdzie natężenie pola elektrycznego pochodzącego od zgromadzonego na pławcu ładunku elektrostatycznego jest największe (na końcu skrzydeł, sterów itp.). Jednak w tych miejscach występuje również największe natężenie pola elektromagnetycznego o częstotliwościach radiowych (pola anteny).

W praktyce stosowano wiele różnych typów rozładowaczy, np.:

- rozładowacze miotłkowe,
- wysokorezystancyjne pręty i arkusze,
- rozładowacze knotowe,
- rozładowacze prętowe „rozsprężone”,
- rozładowacze „rozsprężone” z przyłożonym napięciem,
- rozładowacze płomieniowe, bezpośrednio emitery termojonowe.

Skuteczność działania tych urządzeń można określić porównując zakłócenia radiowe wprowadzane do obwodu anteny przy użyciu danego typu rozładowacza z poziomem zakłóceń występującym przy wyładowaniach koronowych następujących bezpośrednio z pławca. Wyniki takich pomiarów przeprowadzonych dla różnych typów rozładowaczy przedstawione są w tablicy [6]. Układem odniesienia jest tu aluminiowa krawędź spływu płata, z której bezpośrednio następowały wyładowania. Stopień tłumienia zakłóceń radiowych w tym przypadku przyjęto 0 dB.

#### Rozładowacze miotłkowe (tabl. — B, C)

Rozładowacze miotłkowe są pękami cienkich drucików z materiału o wysokiej rezystywności umocowanych w metalowej oprawie przytwierdzonej do krawędzi spływu płata. Tego typu urządzenia stosowane były w okresie, gdy sądzono, że głównym powodem zakłóceń radiowych są wyładowania koronowe zachodzące z samej anteny. Rozładowacze miały więc na celu utrzymanie potencjału pławca na dostatecznie niskim poziomie, by nie dopuścić do powstawania wyładowań z anten odbiorników radiowych. Jednakże, jak wykazały badania laboratoryjne, zakłócenia radiowe występujące przy stosowaniu powyższych rozładowaczy są tłumione jedynie o 7÷11 dB [6], w zależności od średnicy użytych drutów i materiału, z którego zostały wykonane. Pozytywne skutki wynikające ze stosowania tego typu urządzeń są więc niewielkie i instalowanie ich na samolotach nie może być uznane za wystarczające dla zapewnienia czystości odbioru radiowego.

#### Rozładowacze w postaci arkuszy i prętów o dużej rezystancji (tabl. — D, E, F, G, H)

Rozładowacz ładunku elektrostatycznego musi być zainstalowany w miejscu, w którym natężenie pola elektrostatycznego jest największe. Miejsca takie charakteryzują się jednocześnie dużym natężeniem pola anteny (ze względu na to, że przebieg linii sił obu pól elektrycznych jest zdefiniowany przez kształt przewodnika tworzącego granicę pola, tzn. kształt pławca). Za-

sada działania rozładowaczy wysokorezystancyjnych polega więc na tworzeniu układu, w którym powstaje duża różnica między wartością natężenia obydwu pól. Szczególnie chodzi o to, by silne pole elektrostatyczne powstawało w punkcie, w którym natężenie pola anteny jest bliskie zera.

Wyjaśnienie powyższej zasady tkwi w fakcie, że antena stanowi przetwornik zwrotny zdolny zarówno do emitowania, jak i odbioru sygnałów. Na tej podstawie można wykazać [7], że natężenie pola generowanego przez wzbudzoną antenę w danym punkcie przestrzeni jest jednocześnie wskaźnikiem siły sygnału, który ta antena odbierze ze źródła zakłóceń umieszczonego w tym punkcie pola. Dlatego antena nie będzie odbierała żadnego sygnału ze źródeł umieszczonych w punktach przestrzeni, w których nie jest wytworzone żadne pole przez napięcie wzbudzenia anteny [7, 5]. Ilustruje to rys. 1 [6].

Do krawędzi spływu płata przytwierdzony jest pręt lub arkusz o bardzo dużej rezystancji. Dla prądu wyładowań koronowych jest to element przewodzący i pole elektrostatyczne ma konfigurację jak na rys. 1-a. Jeżeli wartość rezystancji przytwierdzonego elementu będzie bardzo duża w porównaniu z reaktancją pojemnościową między końcem elementu a resztą pławca, to pole anteny będzie miało konfigurację jak na rys. 1-b (rozładowacz będzie stanowił w tym przypadku element izolacyjny). Prąd rozładowań koronowych będzie więc występował w miejscu, w którym natężenie pola anteny ma znacznie obniżoną wartość, co prowadzi do redukcji zakłóceń w obwodzie anteny o 20÷30 dB [6].

W czasie prób laboratoryjnych z tego typu rozładowaczami zaobserwowano ciekawe zjawisko [5]. Do krawędzi spływu skrzydła przymocowano pręt metalowy o zaokrąglonym końcu, a następnie drugi pręt, do końca którego przymocowano cienkie ostrze. W pierwszym przypadku prąd rozładowań koronowych składał się z impulsów o dużej amplitudzie, powodujących znaczne zakłócenia radiowe. W drugim urządzeniu amplitudy impulsów przy wyładowaniach zachodzących z ostrza były znacznie mniejsze, jednak pomiary wykazały, że drugi rozładowacz powoduje zakłócenia radiowe większe o ok. 10 dB, ponieważ stalowe ostrze metalowe koncentruje przy swoim końcu pole anteny i sprzężenie obu pól jest tak duże, że niweluje pozytywne efekty zmniejszenia amplitudy impulsów.

#### Rozładowacze knotowe (tabl. — J, K, L, M, N)

Rozładowacze knotowe są sznurami z materiałów włóknistych (najczęściej bawełny) nasyconymi materiałem przewodzącym — roztworem azotanu srebra, grafitu koloidalnego itp. Sznur taki jest umieszczony w osłonie w postaci rurki gumowej lub plastikowej w taki sposób, że jeden jego koniec jest odsłonięty na długości ok. 3 cm. Drugi koniec rozładowacza umocowany jest w oprawie metalowej przytwierdzonej do konstrukcji płata.

Nowe, nie zużyte rozładowacze knotowe dają bardzo dobre efekty, odprowadzając ładunek elektrostatyczny z powierzchni samolotu prawie bez zakłóceń w odbiorze radiowym (stopień tłumienia zakłóceń uzyskiwany przy

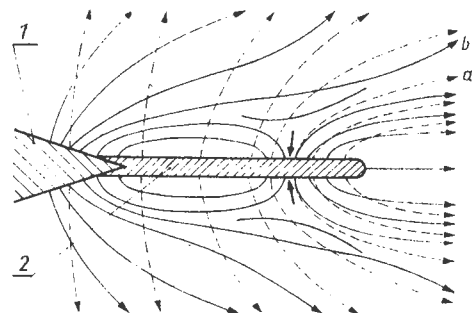
stosowaniu amerykańskich rozładowaczy typu AN/ASA wynosi 63 dB [6]). Swoje zdolności tłumiące rozładowacze te zawdzięczają wysokiej rezystancji tłumiącej amplitudę impulsów prądu wyładowania oraz małej pojemności elektrycznej poszczególnych włókien. Dzięki temu ładunek elektryczny przenoszony podczas pojedynczego impulsu wyładowania koronowego jest bardzo mały i zawartość sygnałów zakłócających w prądzie wyładowania jest stosunkowo niewielka. Dodatkową zaletą tych rozładowaczy jest prosta konstrukcja oraz niskie koszty instalacyjne i eksploatacyjne.

Główną trudnością związaną ze stosowaniem rozładowaczy knotowych jest to, że ich działanie opiera się na wykorzystaniu delikatnych impregnowanych włókien. W czasie użytkowania warstwa impregnująca jest splukiwana lub zdzierana z włókien przez strumień powietrza i wiele włókien odzyskuje właściwości izolacyjne. Powoduje to znaczne pogorszenie właściwości rozładowacza. Badania laboratoryjne przeprowadzone na rozładowaczu typu AN/ASA/3, podczas których imitowano mogące zachodzić w czasie normalnej eksploatacji uszkodzenia (tabl. — M, N) dowiodły, że w trakcie zużywania się rozładowacza zakłócenia radiowe mogą wzrosnąć nawet o 40 dB [6]. Metodą zaradczą może być okresowe skracanie rozładowacza i odsłanianie nie zużytego fragmentu knota. Próbowano również umieszczać na końcu rozładowacza ostrza lub cienkie druciki, jednakże metoda ta nie dała pozytywnych rezultatów — zakłócenia wzrosły o ok. 40 dB [6].

#### Rozładowacze prętowe „rozsprężone” (tabl. — I)

Zasada działania rozładowaczy „rozsprężonych” opracowanych w Stanach Zjednoczonych [5] opiera się na jednoczesnej redukcji zakłóceń powstających podczas wyładowań koronowych i sprzężenia między polem elektrostatycznym a polem anteny.

Na rys. 2 [5] przedstawiono rozładowacz „rozsprężony” wg amerykańskiego patentu R. L. Tannera. Jest to przymocowany do krawędzi spływu płata pręt wykonany z dielektryka (tworzywa sztucznego, np. nylonu) pokryty warstwą farby przewodzącej o dużej rezystywności. W innej wersji może to być pręt wykonany z materiału o rezystancji rozłożonej (np. węgiel równomiernie rozproszony w tworzywie sztuczne). Za pomocą metod ma-



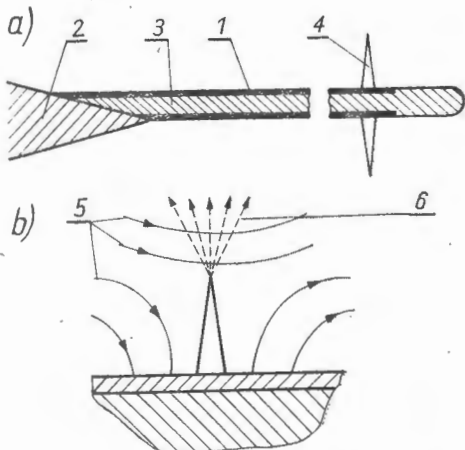
Rys. 1. Rozkład pól elektrycznych wokół pręta wysokorezystancyjnego przymocowanego do krawędzi spływu płata; a — linie przerywane odwzorowują pole elektrostatyczne samolotu, strzałki wskazują „zero” pola anteny, b — linie ciągłe odnoszą się do pola anteny, 1 — krawędź spływu płata, 2 — pręt rozładowacza

tematycznych i pomiarów natężenia pola elektrycznego określono rejon w pobliżu końca pręta, w którym składowa prostopadła natężenia pola anteny jest minimalna (bliska zera). W punkcie tym przymocowano do pręta dwa ostrza metalowe, z których zachodzą wyładowania koronowe. Aby uniemożliwić występowanie wyładowań na końcu pręta, jego część końcowa pozbawiona jest warstwy przewodzącej.

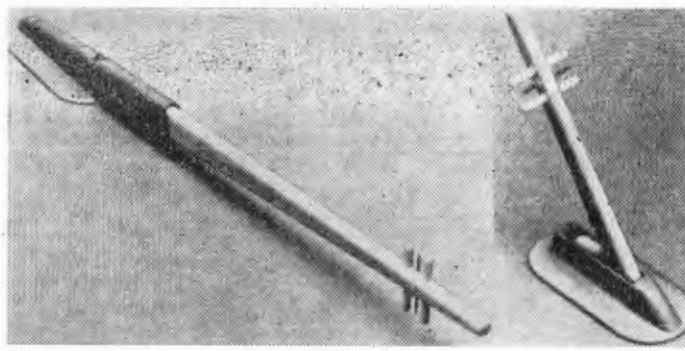
Na rys. 2b przedstawiono obszar wokół ostrzy rozładowujących. Kierunek ostrzy, a więc i prąd wyładowań, jest w przybliżeniu prostopadły do linii sił pola anteny, co oznacza eliminację sprzężenia między tymi polami. Jednocześnie dzięki małej średnicy ostrzy zmniejszona została amplituda impulsów prądu wyładowania, a więc także poziom zakłóceń radiowych jest niewielki. Tego typu rozładowacze stosowane są obecnie na dużych pasażerskich samolotach amerykańskich i radzieckich (Tu-134, Boeing 707) i dają zadowalające efekty. Próby w czasie lotu na samolocie Boeing 707 wykazały, że zastosowanie rozładowaczy „rozsprężonych” zredukowało zakłócenia w odborniku radiowym o 50 dB przy częstotliwości pracy 500 kHz [9]. Pomiar laboratoryjne wskazują, że będzie można zwiększyć tę liczbę do 60 dB [9]. Wyniki otrzymane przy stosowaniu rozładowaczy „rozsprężonych” są więc porównywalne z uzyskiwanymi dla rozładowaczy knotowych, przy czym rozładowacze „rozsprężone” są znacznie trwalsze i przez to mniej kłopotliwe w eksploatacji. Serie testów wykazały, że po 1000 h lotu następują bardzo niewielkie zmiany właściwości mechanicznych i elektrycznych tych urządzeń, a ich zdolność tłumienia zakłóceń przekracza poziom 35 dB [6]. W niektórych rozwiązaniach technicznych (np. rozładowacz typu Granger 610 D i 611 D) pręt rozładowacza umocowany jest w specjalnym metalowym uchwycie, który służy jednocześnie jako urządzenie odgromowe [9].

#### Rozładowacze „rozsprężone” z przyłożonym napięciem

W przypadku opisanych rozładowaczy „rozsprężonych” potencjał płatownca musi osiągnąć poziom kilku kV,



Rys. 2. Rozładowacz „rozsprężony” wg patentu 3.106.663 R. L. Tannera (USA): a) rozładowacz prętowy „rozsprężony”, b) powiększony obszar wokół ostrza rozładowującego; 1 — warstwa farby przewodzącej, 2 — przekrój krawędzi spływu płata, 3 — pręt z tworzywa sztucznego, 4 — ostrze rozładowujące, 5 — linie sił pola anteny, 6 — kierunek prądu wyładowań



Rys. 3. Rozładowacze „rozsprężone” firmy Granger typ 610D-1B i 611D-1B

aby zaczęły one działać. W pewnych specjalnych przypadkach niezbędne jest, aby potencjał płatownca utrzymywany był na stałym, z góry założonym, czasami nawet zerowym, poziomie. Jest to szczególnie ważne przy pracy śmigłowców w zawisie, podnoszących z ziemi ładunki (ze względu na bezpieczeństwo obsługi naziemnej); a także przy lotach badawczych w czasie pomiaru atmosferycznych pól elektrycznych. Urządzeniem spełniającym te warunki może być rozładowacz prętowy „rozsprężony” z przyłożonym wysokim napięciem między elementem wysokorezystancyjnym a płatowncem.

Na rys. 5 [5] pokazany jest obwód zasilający wysokiego napięcia stałego, którego jeden zacisk przyłączony jest do samolotu, a drugi do przewodzącej części rozładowacza. Wartość tego napięcia można określić na podstawie pomiarów wartości krytycznej potencjału, przy której rozpoczynają się wyładowania koronowe z poszczególnych fragmentów płatownca. W każdym przypadku wymaga to badań modelowych i ich weryfikacji w locie. Pręt wysokorezystancyjny odizolowany jest w tym przypadku od płatownca i przyłączony do niego przez kondensator. Ze względu na podłączenie warstwy farby przewodzącej do zasilania wysokim napięciem, stałe pole elektryczne będzie koncentrowało się przy czubkach ostrzy rozładowujących nawet wtedy, gdy płatowniec nie będzie naładowany. Pole to spowoduje jonizację powietrza w sąsiedztwie ostrzy. W czasie lotu jony będą porywane przez strumień powietrza, co spowoduje usuwanie ładunku o odpowiednim znaku (uzależnionym od znaku przyłożonego napięcia) z powierzchni płatownca. Opisane urządzenie można również wykorzystać do sztucznego ładowania samolotu.

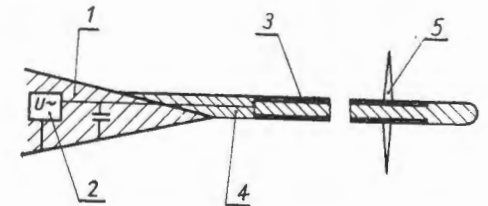
Prąd odprowadzany przez taki rozładowacz jest ograniczany jedynie siłą wiatru unoszącego ze sobą naładowane jony. Jeśli nie ma strugi powietrza, ładunek przestrzenny nie może wówczas oddalić się od powierzchni płata i będzie przyciągany z powrotem przez pole elektryczne istniejące między izolowaną elektrodą a płatowncem. Rozładowacz działa więc tak długo, dopóki siła wiatru przekracza siłę przyciągania pola.

#### Rozładowacze termojonowe

Jedną z metod likwidacji zakłóceń radiowych jest usunięcie sygnałów zakłócających w samym źródle rozładowań. Technika dająca rozładowania „bezzakłóceniami” jest niewątpliwie wykorzystanie zjonizowanego gazu jako czynnika rozładowującego samolot. Takim rozładowaczem może być odrzutowy silnik lotniczy.

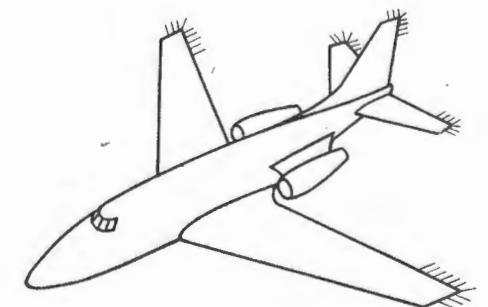
W Stanach Zjednoczonych przeprowadzono wiele doświadczeń z silnikiem odrzutowym J 57 w warunkach laboratoryjnych [6]. Za rurą wydechową silnika, wzdłuż jej osi umieszczono pręt stalowy o długości 24 cale (ok. 61 cm) połączony ze źródłem wysokiego napięcia przemiennego. Przy maksymalnym otwarciu zaworu dławiącego i przy napięciu 10 kV przyłożonym do pręta, prąd rozładowania wynosił ok. 7  $\mu$ A, niezależnie od polaryzacji przyłożonego napięcia. Przewodność gazów spalinowych jest więc zbyt mała, aby można było ich używać jako rozładowacza ładunku elektrostatycznego, gdyż wymagałoby to zbyt wysokich napięć lub zbyt dużych elektrod umieszczonych w wylocie gazu.

Przy rozładowaczach, które mogą zredukować zakłócenia radiowe o 50 ÷ ÷60 dB należy określić taki sposób ich instalacji na samolocie, aby cały prąd wyładowań koronowych przepływał



Rys. 4. Rozładowacz „rozsprężony” z przyłożonym napięciem: 1 — przekrój krawędzi spływu płata, 2 — zasilanie wysokim napięciem, 3 — warstwa farby przewodzącej, 4 — pręt z tworzywa sztucznego, 5 — ostrze rozładowujące

przez nie. Nawet najlepsze urządzenia nie spełnią bowiem swojej roli, jeżeli część wyładowań będzie następowała bezpośrednio z płatownca. Dotyczy to przede wszystkim tych rejonów, w których tworzą się zawirowania powietrza. Charakterystyczną cechą takich wirów jest znaczny spadek gęstości powietrza w ich centrum. Spadek ciśnienia powoduje odpowiednie zmniejszenie wartości natężenia pola elektrosta-



Rys. 5. Typowe rozmieszczenie rozładowaczy na samolocie (wg firmy Douglas Aircraft Company [10])

# Wpływ dziedziczności technologicznej przy obróbce mechanicznej części ze stali wysokowytrzymałej

Kł.n. inż. NIKOŁAJ G. MINDOW  
Inż. SAWKA A. WASEWA  
Bułgaria

W czasie eksploatacji sprzętu lotniczego, w warstwie wierzchniej odpowiedzialnych elementów konstrukcyjnych występują bardzo często maksymalne obciążenia. Dlatego fizykomechaniczne właściwości tej warstwy, jak również jej mikro- i makrogeometria wyznaczają niezawodność i trwałość całej części. Prawdopodobieństwo niezawodnej pracy przy tych elementach konstrukcyjnych w funkcji czasu eksploatacji określa się wzorem:

$$P(t) = \exp \left[ - \int_0^t \lambda(t) dt \right]$$

gdzie:  $\lambda(t)$  — niebezpieczeństwo zniszczenia części przy zadanych warunkach ujmujących charakterystykę wytrzymałościową i warunki pracy.

Przy remoncie sprzętu lotniczego, w celu uzyskania koniecznej jakości warstwy wierzchniej, wykorzystuje się operacje wykańczające — operacje nadawania właściwości, dostatecznie przebadane.

Tak więc przez konstytuowanie struktury warstwy wierzchniej, tj. wytworzenie odpowiednich, optymalnych dla danej części, naprężeń powierzchniowych i zgniotu, można wywierać wpływ na trwałość i niezawodność elementów wykonywanych ze stali wysokowytrzymałych (30HGSA; 30HGSNA i in.). Wiadomo, że przy obróbce tokarskiej istotny wpływ na jakość warstwy wierzchniej mają parametry skrawania i geometria ostrza. Przykładowo przy zmianie kąta natarcia  $\gamma$  z  $+10^\circ$  do  $-30^\circ$  mikro-twardość warstwy wierzchniej  $\mu\text{HV}$  wzrasta z  $4750 \text{ N/m}^2$  do  $5800 \text{ N/m}^2$ , głębokość zgniotu  $h$  z  $20 \cdot 10^{-3} \text{ mm}$  do  $400 \cdot 10^{-3} \text{ mm}$ , a granica wytrzymałości zmęczeniowej wzrasta o 58%.

Dla stali 30HGSNA, przy analogicznej zmianie kąta  $\gamma$ , granica wytrzymałości zmęczeniowej wzrasta o 35%. Ze wzrostem prędkości skrawania wzrastają do 25% naprężenia ściskające i granice wytrzymałości w tych stalach. Przy skrawaniu zgrubnym w warstwie wierzchniej powstają naprężenia rozciągające, powodujące obniżenie granicy wytrzymałości zmęczeniowej o 30÷40%. Analogiczny wpływ na jakość warstwy wierzchniej i trwałość elementów obrabianych występuje przy zmianie parametrów obróbkowych procesów szlifowania, dogładzania i in.

Mimo dotychczasowych osiągnięć, istnieją nadal rezerwy technologiczne w dalszym podwyższaniu jakości warstwy wierzchniej odpowiedzialnych elementów lotniczych przy ich remoncie. Działania idą w dwu kierunkach:

— wdrożenie współczesnych postępowych metod obróbki przez powierzchniową deformację plastyczną (PDP) jak bębnowanie wibracyjne, obróbka elektromechaniczna, magnetościerna, elektrodiametowa i in.,

— badanie i wykorzystywanie wzajemnej zgodności czynników technologicznych występujących w procesach konstytuowania warstwy wierzchniej w różnych fazach procesu technologicznego.

Modele takich procesów mogą być rozpracowywane na podstawie wnikliwych badań związków i zależności między poszczególnymi operacjami a warunkami i technologią produkcji. Większość tych związków ma charakter dziedziczny. W remoncie duże znaczenie dla optymalizacji procesów produkcyjnych mają zagadnienia dziedziczności technologicznej, która jest uwarunkowana sekwencją operacji i warunków każdej operacji.

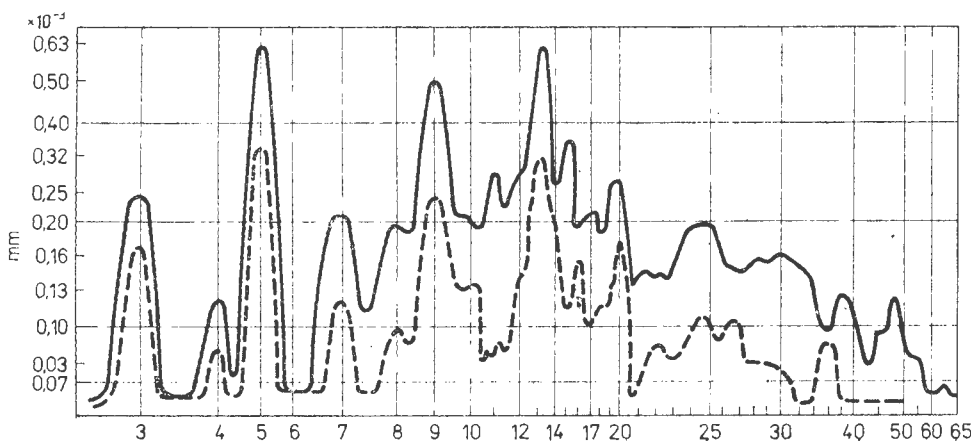
Obecnie najwięcej uwagi poświęca się zagadnieniu wpływu dziedziczności technologicznej na formowanie struktury warstwy wierzchniej przy obróbce części ze stali wysokowytrzymałych z wykorzystaniem metod PDP. Zagadnienia te są rozpatrywane i badane w dwu aspektach [1]:

— badanie zależności jakości warstwy wierzchniej po PDP od warunków obróbki wstępnej i wykańczającej,  
— badanie związków między jakością powierzchni po PDP a jakością powierzchni przed zabiegami umacniania powierzchni i parametrami operacji PDP.

Do podstawowych parametrów części przejmowanych (dziedziczonych) w czasie typowego procesu technologicznego należy zaliczyć:

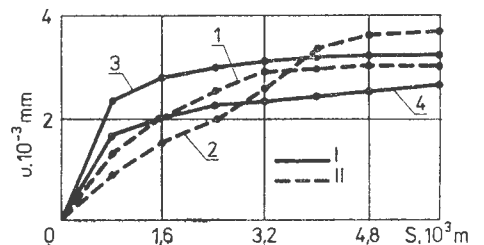
— parametry związane z materiałem (skład chemiczny, stan naprężeń, struktura itp.),  
— parametry związane z geometrią powierzchni (mikro- i makrogeometria powierzchni itp.).

Wartości tych parametrów w gotowym elemencie zależą zarówno od rodzaju ostatniej operacji i jej parametrów, jak i sekwencji operacji technologicznych w całym procesie i związanym z tym przeniesieniem wielu cech przedmiotu z wcześniejszych operacji. Przykładowo wiele błędów geometrii powierzchni, powstałych w jednej z operacji wcześniejszych a będących wynikiem odkształceń sprężystych układu obrabiarka—przedmiot—narzędzie—przrzęd (OPNP), powstaje przez kopiowanie. W układzie tym oprócz drgań wymuszonych występują drgania własne o częstotliwości zbliżonej do częstotliwości drgań swobodnych jednego z elementów OPNP. Istniejąca falistość powierzchni o określonym skoku wzbudza drgania układu OPNP w następnej operacji, odwzorowując błędy z poprzedniej operacji. Chropowatość i falistość powierzchni wyjściowej odgrywają wielką rolę przy obróbce zgniotem części ze stali wysokowytrzymałej. Falistość o dużej częstotliwości może być skorygowana w operacji PDP, natomiast falistość o małej częstotliwości jest taka jak w operacjach poprzedzających.



◀ Rys. 1. Profilogram powierzchni falistej przed i po wygładzeniu diamentowym

Rys. 2. Wpływ metod obróbki wstępnej i wykańczającej na zużycie próbek ze stali 30HGSA niezahartowanej [2]: I — szlifowanie; II — struganie; 1, 3 — obróbka elektromechaniczna; 2, 4 — obróbka zgniotem; u — zużycie; s — długość drogi współpracy



Z profilogramu (rys. 1) widać, że składowe falistości o niskiej częstotliwości zostają skopiowane w operacji wygładzania diamentowego. Narzędzie diamentowe płynnie przesuwa się po istniejących falach, nieznacznie je tylko deformując.

Z tabl. 1 i rys. 2 widać, że metody poprzedniej obróbki mechanicznej mogą mieć większy wpływ na wytrzymałość i zużycie niż obróbka końcowa.

Przytoczone wyniki wyraźnie wskazują na fakt przeniesienia skutków operacji poprzedzających i końcowych i ich wpływu na zdolność do pracy części ze stali 30HGSA.

Wykres (rys. 3) ilustruje wpływ chropowatości na wytrzymałość zmęczeniową stali 30HGSA. Przy obniżeniu chropowatości z  $R_a = 0,74 \cdot 10^{-3}$  mm do  $R_a = 0,22 \cdot 10^{-3}$  mm granica wytrzymałości zmęczeniowej zwiększa się o 14%, a okres pracy ponad trzykrotnie. Obecność rys ( $R_a = 1,4 \cdot 10^{-3}$  mm) z obróbki wyjściowej zmniejsza wytrzymałość zmęczeniową o 3÷5%. Występowanie głębszych rys ( $R_a = 3,4 \cdot 10^{-3}$  mm) powoduje zmniejszenie wytrzymałości zmęczeniowej o 40% w stosunku do próbek z rysami ( $R_a = 1,4 \cdot 10^{-3}$  mm). Zmniejszenie kąta nachylenia profilu rys oraz obniżenie chropowatości prowadzi do zwiększenia współczynnika trwałości.

Z przytoczonych danych wynika, że przy obróbce stali wysokowytrzymałych wpływ parametrów operacji poprzednich jest widoczny w charakterystykach jakości przed PDP i ma charakter dziedziczny.

Dziedziczność technologiczna jest zjawiskiem skomplikowanym. Zakładając, że dany proces technologiczny, rozpatrywany z punktu widzenia dziedziczności, składa się z  $Z$  elementów, to przy systematycznym badaniu należałoby wykonać  $Z$  oddzielnych badań. Jeśli jednak uwzględnić związki między nimi, to należy dodatkowo wykonać  $Z(Z-1)$  badań. Wg schematu strukturalnego (rys. 4), więzi technologiczne ujęte matematycznie będą wiązały operacje wyjściowe i błędy z ostateczną jakością części, wielkościami błędów określonych pomiarami po wszystkich kolejnych operacjach.

Przyszłościowe wydają się metody modelowania procesów technologicznych, które będą wyrażać więzi między poszczególnymi operacjami obróbki przez wprowadzenie współczynników zmiany  $i$ -tego parametru części po przejściu z  $j$ -tej operacji do  $n$ -tej operacji obróbki  $k_{ijn}$ . Przy projektowaniu procesu technologicznego określenie tego współczynnika można wykonać wg zależności [2]

$$k_{ijn} = \frac{h_n}{a_n}^{1-b_n}$$

gdzie:  $a_n, b_n$  — współczynniki dziedziczności technologicznej dla  $n$ -tej operacji;  $h_n$  — parametr wyjściowy jakości części dla  $n$ -tej operacji.

Z wprowadzeniem takich współczynników niezbędnych przy modelowaniu procesów technologicznych, należy podnieść wymagania już w czasie projektowania dokumentacji konstrukcyjnej i technologicznej.

Tradycyjne opracowanie procesów technologicznych zakłada się ideą wykonania przedmiotu o geometrii i gładkości zgodnych z wymaganiami rysunku. Dotychczas ani w dokumentacji konstrukcyjnej, ani technologicznej nie występują (lub są marginalne) inne cechy części, decydujące o jej charakterystyce użytkowej.

Opierając się na dotychczasowym doświadczeniu, przy remoncie odpowiedzialnych elementów należy wprowadzić dodatkowe wymagania i parametry:

#### Charakterystyki jakości powierzchni

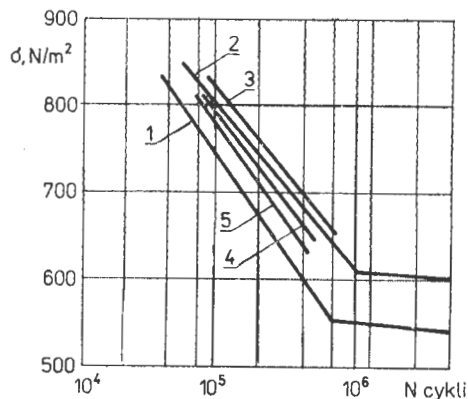
- Pooperacyjna zmiana formy mikronierówności
- Pooperacyjna zmiana maksymalnych wielkości mikronierówności

TABLICA 1. Wpływ metod obróbki wstępnej i wykańczającej na charakterystykę jakości powierzchni ze stali 30HGSA niezahartowanej [2]

Rodzaj obróbki		Charakterystyka jakości powierzchni								
Wstępna	wykańczająca	$R_a \cdot 10^{-3}$ mm	$R_{max} \cdot 10^{-3}$ mm	$b$	$v$	$\rho$	$\beta$	$\Delta 10^{-3}$ mm	twardość $\mu HV_{max}$ $N/mm^2$	głębokość zgniotu $h \cdot 10^{-2}$ mm
Struganie	obróbka zgniotem	0,18	1,0	2,1	18	980	1°35'	0,675	2700	30
Szlifowanie	obróbka zgniotem	0,25	1,2	1,0	1,7	600	1°40'	1,57	2800	40

gdzie:  $b, v$  — parametry oporu profilu;  $\rho$  — promień zaokrąglenia wierzchołków nierówności;  $\beta$  — kąt nachylenia nierówności profilu.

- Dopuszczalne błędy w formie poszczególnych powierzchni
- Pooperacyjna zmiana falistości
- Wzajemne rozmieszczenie mikronierówności na powierzchniach pasowanych
- Gładkość powierzchni pracujących po PDP —  $R_a$
- Maksymalna wielkość mikronierówności po PDP —  $R_{max}$

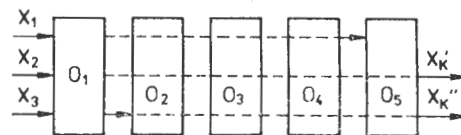


Rys. 3. Zależność wytrzymałości zmęczeniowej próbek ze stali 30HGSA od metod obróbki [1]: 1 — szlifowanie ( $R_a = 0,74 \cdot 10^{-3}$  mm); 2 — polerowanie ( $R_a = 0,28 \cdot 10^{-3}$  mm) ze śladami poprzedniej obróbki; 3 — polerowanie ( $R_a = 1,4 \cdot 10^{-3}$  mm) ze śladami poprzedniej obróbki; 4 — polerowanie ( $R_a = 3,4 \cdot 10^{-3}$  mm) ze śladami obróbki poprzedniej; 5 — polerowanie ( $R_a = 0,3 \cdot 10^{-3}$  mm) bez śladów obróbki poprzedniej

- Wielkość naprężeń powierzchniowych po PDP —  $\sigma$
- Znak naprężeń
- Stopień zgniotu i inne

#### Charakterystyki parametrów skrawania i rodzaje obróbki

- Prędkości skrawania  $v$  i posuw  $p$
- Gładkość skrawania  $g$
- Promień wierzchołka ostrza  $r$
- Kąt natarcia  $\gamma$  i kąt przyłożenia  $\alpha$
- Kąt wierzchołka ostrza  $\varphi$



Rys. 4. Schemat strukturalny zależności technologicznych:  $x_1, x_2, \dots$  — parametry technologiczne, parametry jakości;  $O_1, O_2, \dots$  — operacje technologiczne

TABLICA 2. Określenie współczynników dziedziczności technologicznej

Operacje Parametry	$O$	$O_1$	$O_n$	.	.	$O_j$	.	.	$O_n$
1	$k_{101}$	$k_{111}$	$k_{1n1}$	.	.	$k_{1j1}$	.	.	$k_{1n1}$
2	$k_{201}$	$k_{211}$	$k_{2n1}$	.	.	$k_{2j1}$	.	.	$k_{2n1}$
3	$k_{301}$	$k_{311}$	$k_{3n1}$	.	.	$k_{3j1}$	.	.	$k_{3n1}$
.	.	.	.	.	.	.	.	.	.
.	.	.	.	.	.	.	.	.	.
$i$	$k_{i01}$	$k_{i11}$	$k_{in1}$	.	.	$k_{ij1}$	.	.	$k_{in1}$

- Wielkość stępienia ostrza  $b$
- Sztywność układu OPNP i inne.

Przy włączeniu takich parametrów w warunki techniczne ułatwia się prowadzenie statystycznej i korelacyjnej analizy konkretnych współczynników  $k_{ijn}, a_n, b_n$ . Przy znanych wielkościach współczynników  $k_{ijn}$  ilościowej oce-

**Śmigłowiec wielozadaniowy, 6+10-miejscowy**

**KONSTRUKCJA.** Dwusilnikowy, jedno-wirnikowy śmigłowiec o napędzie turbino-wym ze stałym podwoziem.

**Wirnik główny.** Czterolopatowy, obrys łopaty prostokątny, profil NACA 23012 (modyfikowany). Konstrukcja metalowa, klejona; dźwigar noskowy tytanowy, frezowany chemicznie. Głowica tytanowa i główne łożysko rolkowe pochodzą z Bo-105. Zawieszenie łopat sztywne względem osi pionowej, elastyczne względem osi poziomych. Wirnik jest modyfikacją konstrukcji zastosowanej w śmigłowcu MBB Bo-105, polegającą na geometrycznym powiększeniu całości (powiększenie średnicy o 2,18 m). Prędkość końcówki łopaty — 220 m/s, obroty wirnika — 383 obr/min.

**Wirnik ogonowy.** Dwulopatowy, obrys łopaty prostokątny, konstrukcja łopat analogiczna do konstrukcji wirnika głównego, zawieszenie na głowicy półsztywne. Wirnik ogonowy w całości adaptowany ze śmigłowca MBB Bo-105, zamocowany z lewej strony do wysięgnika belki kadłubowej. Prędkość końcówki łopaty — 217 m/s, obroty wirnika — 2160 obr/min.

**Kadłub.** Konstrukcja półskorupowa, metalowa. W przedniej części kadłuba wyposażenie radionawigacyjne dostępne przez luk przedni. Kabina pilotów z miejscami obok siebie; oszklenie: dwie wypukłe szyby przednie (z wycieraczkami), szyby boczne, górne i dolne, z obu stron drzwiczki dla załogi. Tablica przyrządów rozciągnięta poziomo. Pierwszy pilot siedzi z prawej strony. Kabina pasażerska mieści, w zależności od wersji, 4, 6 lub 8 foteli. Jest wyposażona w oszklone, odsuwane ku tyłowi drzwi z obu stron i jedną parę okien. Kabiny są przewietrzane i ogrzewane. Wnętrze kabiny zaprojektowane jest w wersji pasażerskiej (2 pilotów + 8 pasażerów bez bagażu), towarowej (2 pil. + ładunek), sanitarnej (1+2 pil. + 1+2 osoby personelu med. + 2 chorych na noszach), pasażersko-bagażowej (2 pil. + 6 pasażerów + bagaż), służbowej (2 pil. + 4 pasażerów + bagaż). Przewidziane są także wersje: ratownicza z dźwigniem mocowanym na drzwiach i transportowa do ładunków podwieszanych. Za kabiną pasażerską mieści się obszerny bagażnik dostępny przez drzwi otwierane na bok. Pod podłogą kabiny pasażerskiej znajdują się zbiorniki paliwa. Tylna część kadłuba w postaci belki o przekroju kołowym i konstrukcji metalowej półskorupowej. Wzdłuż belki noszącej usterzenie i wirnik ogonowy poprowadzone są układy sterowania i wał napędowy wirnika ogonowego. Nad kabiną w części kadłuba umocowane są serwo-mechanizmy sterowania, przekładnia główna i silniki. Belka ogonowa kadłuba stanowi modyfikację belki śmigłowca Bo-105.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie zdwojonym, stałe, bez powierzchni ruchomych. Statecznik pionowy o obrysie prostokątnym, bez wzniosu, stateczniki pionowe o stałej ścięciwie, z wyraźnym skosem. Z tyłu belki ogonowej odpowiednio oprofilowany wspornik wirnika ogonowego uzupełniony skośną płytą nadkadłubową poprawia skuteczność usterzenia. Konstrukcja usterzeń konwencjonalna, metalowa.

**Sterowanie.** Układy popychaczowe do sterowania wirników: głównego i ogonowego. W układzie sterowania wirnika głównego zespół serwomechanizmów hydraulicznych identyczny jak w śmigłowcu MBB Bo-105.



Sterownice (drażki, pedały i dźwignie skoku) — zdwojone.

**Podwozie.** Stałe, amortyzatory w kadłuble, konstrukcja umożliwia pochłonięcie części energii przy twardym lądowaniu przez odkształcenie plastyczne niektórych elementów. Na goleniach przednich stopnie ułatwiają wsiadanie.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki turbinowe Avco Lycoming LTS 101-650B-1 o mocy maks. 447 kW i trwałej 410 kW. Osie silników usytuowane zbieżnie ku przodowi, wyloty skierowane do tyłu i na bok. Silniki oddzielone wzajemnie i od reszty konstrukcji ścianami ogniowymi, zawieszona w sposób umożliwiający tłumienie drgań. Osłony silników metalowe, osłony przednie i wloty powietrza — laminatowo-metalowe. Powietrze do silnika jest dostarczane przez dwie dmuchawy i przechodzi najpierw przez chłodnicę oleju.

**Układ przeniesienia napędu.** Modyfikacja opracowanego wcześniej dla projektowanego przez Kawasaki śmigłowca KH-7: przekładnia główna wielostopniowa ze sprzęgłami na wałach obu silników i ze sprzęgiem głównym, wał napędowy wirnika ogonowego i jego przekładnia kątowa ułożyskowane na grzbiecie belki ogonowej. Układ przeniesienia napędu wyposażony w hamulce obrotów wirników. Przekładnia główna zawieszona razem z silnikami w sposób umożliwiający tłumienie drgań. Wał napędowy wirnika ogonowego adaptowany ze śmigłowca Bo-105.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiorniki kadłubowe o pojemności 603 l, możliwość zamontowania zbiorników dodatkowych o pojemności 400 l (tj. łącznie 1003 l). Elektryczna — napięcie 24 V. Hydrauliczna — układ zdwojony do sterowania wirnikami głównym, jak w MBB Bo-105. Olejowa — olej smarujący i chłodzący przekładnię główną chłodzony jest w dwóch chłodnicach z przepływem powietrza wymuszonym przez dmuchawy.

**Wyposażenie.** Typowe dla śmigłowca tej

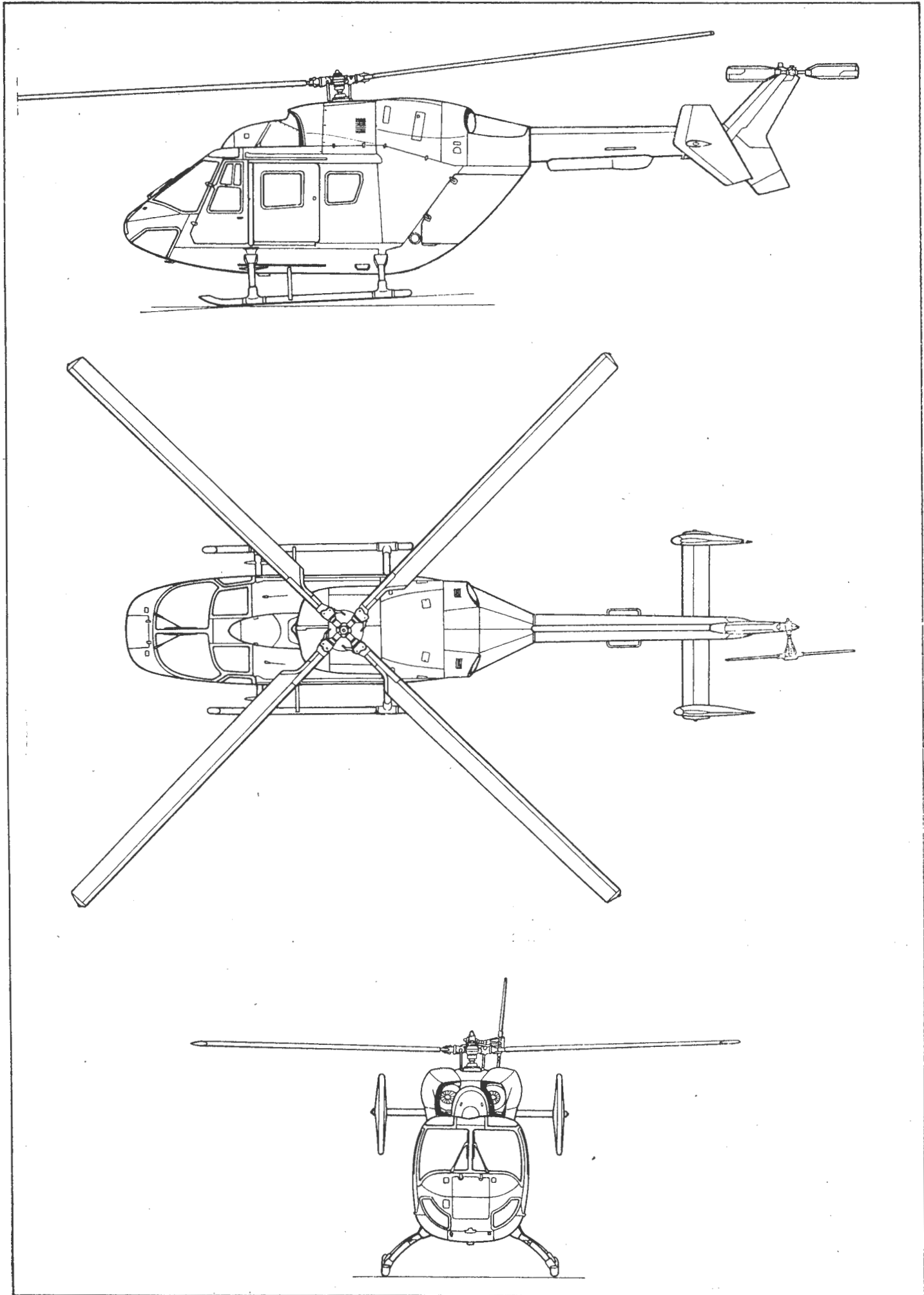
klasy, dodatkowo wyposażenie IFR, możliwość zainstalowania kolorowego radaru meteorologicznego. W skład wyposażenia wchodzi: prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr, wskaźnik kursu, radiobusola, wskaźnik momentu na wale wirnika głównego, obrotomierz trójwskazówkowy (silniki, wirnik), obrotomierz dodatkowy, termometr turbin, dwuwskazówkowy wskaźnik momentu silników, wskaźnik parametrów oleju (ciśnienie, temperatura), manometr oleju przekładni głównej, termometr oleju przekładni głównej, paliwomierz, zespół sygnalizacji awarii, sygnalizator wstępny awarii, wykrywacz i wskaźnik pożaru silników, chronometr, woltomierz, amperomierz.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Śmigłowiec BK-117 został opracowany w kooperacji przez Zakłady Messerschmidt-Bölkow-Blohm (RFN) i Kawasaki (Japonia). Strona niemiecka opracowała wirniki z głowicami, układy sterowań, belkę ogonową i usterzenia oraz wał napędowy wirnika ogonowego; japońska — kadłub, podwozie, zawieszenie i osłony zespołu napędowego oraz przekładnię główną i wnętrze kabiny. Projekt techniczny został zakończony w listopadzie 1975 r. W lutym 1977 r. zakończono opracowanie dokumentacji. Próby naziemne wirnika głównego prowadzone w NRF (Ottobrunn) zakończono w lutym 1978 r. Pierwszy prototyp oblatano w marcu 1979 r. w Gifu w Japonii, drugi w czerwcu — w Ottobrunn, trzeci — w sierpniu 1979 r. w Gifu. Od początku 1980 r. na drugim prototypie prowadzono naziemne próby zespołu napędowego i układu przeniesienia napędu, miały one trwać 1000 h. Badania aerodynamiczne, próby stoiskowe układu przeniesienia napędu i próby statyczne oraz zmęczeniowe wykonała strona japońska. Certyfikacja i pierwsze dostawy przewidziane są na 1981 r. W konstrukcji śmigłowca wykorzystano rozwiązania zastosowane we wcześniejszych projektach MBB Bo-107 i Kawasaki KH-7. Śmigłowiec BK-117 jest w znacznym stopniu zunifikowany ze śmigłowcem MBB Bo-105.

**DANE TECHNICZNE**

Średnica wirnika głównego  
 Ciężka łopaty wirnika głównego  
 Średnica wirnika ogonowego  
 Ciężka łopaty wirnika ogonowego  
 Długość całkowita  
 Długość kadłuba  
 Szerokość kadłuba  
 Rozpiętość usterzenia  
 Wysokość całkowita  
 Wysokość do szczytu usterzenia pionowego  
 Rozstaw płóz podwozia  
 Prześwit wirnika ogonowego  
 Pojemność kabiny pasażerskiej  
 Pojemność bagażnika  
 Powierzchnia tarczy wirnika głównego  
 Powierzchnia tarczy wirnika ogonowego  
 Masa własna  
 Masa paliwa (603 l)  
 Masa ładunku użytecznego

11,00 m	Masa startowa maks.	2800 kg
0,31 m	Obciążenie tarczy wirnika głównego	29,46 kg/m <sup>2</sup>
1,90 m	Obciążenie mocy	3,41 kg/kW
0,18 m	Obliczeniowa prędkość dopuszczalna	275 km/h
13,00 m	Obliczeniowa prędkość przelotowa maks.	
9,88 m	(H = 0,2800 kg)	264 km/h
1,60 m	Prędkość przelotowa dla największego zasięgu	
2,57 m	(H = 0)	234 km/h
3,64 m	Prędkość przelotowa dla maks. długotrwałości	
3,30 m	lotu (H = 0)	120 km/h
2,50 m	Obliczeniowa prędkość wznoszenia maks. (H = 0)	7 m/s
1,93 m	Pułap maks.	5180 m
3,22 m <sup>2</sup>	Pułap zawisu (z wpływem ziemi)	4100 m
1,34 m <sup>2</sup>	Pułap zawisu (bez wpływu ziemi)	3150 m
95,03 m <sup>2</sup>	Pułap na jednym silniku	3000 m
2,84 m <sup>2</sup>	Zasięg maks.	910 km
1520 kg	Zasięg z maks. ładunkiem (603 l paliwa,	
480 kg	bez rezerwy)	545 km
1280 kg	Długotrwałość lotu (jw.)	3 h





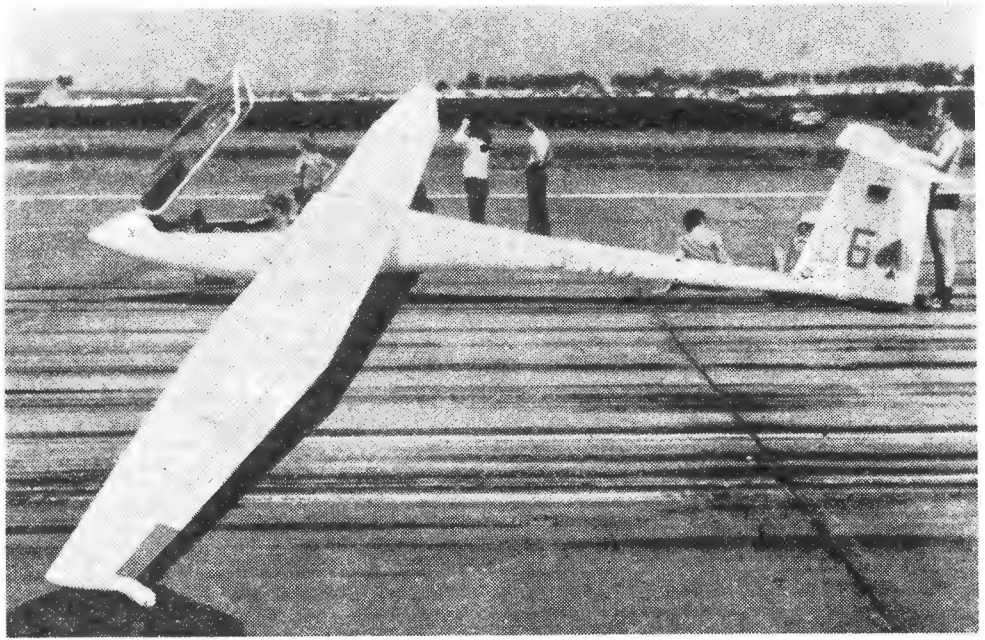


Szybowiec klasy 15-metrowej zawodniczej

**KONSTRUKCJA.** Jednomiejscowy wolno-  
nośny laminatowy średniopłat z chowanym  
podwoziem.

**Plat.** Obrys prostokątno-trapezowy (z za-  
lamaniem w rejonie początku lotek), profil  
Wortmann FX62K-144-21 (modyfikowany),  
wznios  $2^{\circ}30'$ , kąt zaklinowania  $0^{\circ}$ . Konstruk-  
cja dwudzielna, jednodźwigarowa, skorupo-  
wa z laminatu epoksydowo-węglowego.  
Skorupy pokryć przekładkowe z laminatu  
węglowego i balsy. Dźwigar skrzynkowy,  
pasy z przesycanego rowingu węglowego.  
Na spływie prostokątnej części płata kłapy  
typu Wortmann konstrukcji przekładkowej  
laminatowej, na części trapezowej — kłapo-  
lotki analogicznej konstrukcji. Kłapy i kłapo-  
lotki mogą być niezależnie od siebie wy-  
chylane, a także wysuwane i wychylane.  
Kłapy i klapolotki zawieszane na elemen-  
cie konstrukcji wysuwającym się z profilu  
skrzydła, przez co następuje znaczne po-  
większenie jego ciężkości, wysklepienia, po-  
wierzchni nośnej i zmniejszenie wydłuże-  
nia, dzięki czemu można uzyskać zmianę  
błędnowej szybowca. Z górnej powierzchni  
skrzydeł, przy końcu rozpiętości kłap  
mogą być wysuwane płytowe hamulce aero-  
dynamiczne typu Schempp-Hirth. Płyty ha-  
mulców przekładkowe, wykonane z balsy  
i laminatu. Na końcówkach niewielkie pły-  
zy — podpórki chroniące skrzydło. Skrzyd-  
ło mocowane w kadłubie w sposób umoż-  
liwiający szybki montaż i demontaż.  
Skrzydła wykonywane w foremnikach ne-  
gatywowych. W noskach skrzydeł przy ka-  
dłubie zbiorniki balastu wodnego o łącznej  
pojemności 130 l.

**Kadłub.** Kształt charakterystyczny dla  
większości współczesnych szybowców. Kon-  
strukcja skorupowa laminatowa w części  
środkowej wzmocniona strukturą rozpro-  
wadzającą w skorupie siły skupione od mo-  
cowania skrzydeł, podwozia, fotela i ele-  
mentów sterowania oraz zaczepu holownic-  
czego. Kadłub formowany z dwóch połów-  
wek w formie negatywowej. Kabina pilota



grzyba, fotel pilota regulowany. Tylną część  
kadłuba stanowi rurowa belka tworząca  
jedną całość ze statecznikiem pionowym.  
Pod statecznikiem pionowym do belki umoc-  
owana jest płoza chroniąca tył kadłuba.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie T.  
Usterzenie poziome o obrysie trapezowym,  
z wyraźnym skosem, płytowe. Konstrukcja  
przekładkowa, laminatowa, jednodźwigarowa.  
Ster kierunku laminatowy, z laminatu  
epoksydowo-szklanego, przekładkowy.

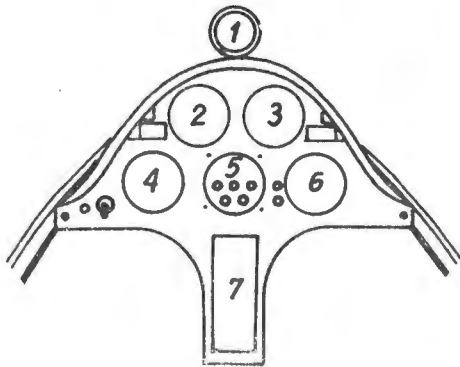
**Sterowanie.** Klapolotki, kłapy, hamulce  
aerodynamiczne i ster wysokości — układ  
popychaczy i dźwigni. Wysuwna część kłapy  
i klapolotki ma wysięgniki ślizgające się  
po prowadnicach wewnątrz skrzydła.  
Ster kierunku — układ linkowy. Połącze-  
nia układów sterowania typu szybkorozłącz-  
nego. Sprężyna wyważająca w układzie ste-  
rowania płytą steru wysokości.

**Podwozie.** Jednokołowe, chowane mecha-  
nicznie (ręcznie) do środkowej części kadłu-  
ba, wnęka zamykana dwudzielną pokrywą.  
Koło nieamortyzowane, z hamulcem typu  
TOST. Płoza pod tylną częścią kadłuba.  
Przy podwoziu głównym zaczep holownic-  
czy. Ciśnienie w ogumieniu 250 kPa.

**Wypożyczenie.** Wariometr, prędkościomierz,  
II wariometr z optymalizatorem i sygnali-  
zátorem dźwiękowym, wysokościomierz, ra-  
diostacja, busoła magnetyczna. Antena ra-  
diostacji zamontowana wewnątrz stateczni-  
ka pionowego.

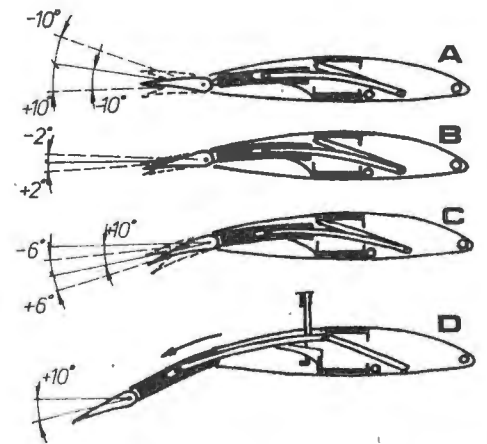
**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Szybowiec  
SB-11 powstał w 1978 r. w Braunschweigu,  
opracowany przez znaną akademicką grupę  
Akaflieg. Nad projektem (którego początek  
sięgał 1974 r.) i wykonaniem prototypu pra-  
cowało 18 studentów w ciągu 20 000 h (wy-  
konując przy tym 6 prac dyplomowych).  
Dzięki zastosowaniu laminatów węglowo-  
epoksydowych uzyskano masę szybowca  
odpowiadającą innym konstrukcjom tej kla-  
sy — zysk masy uzyskany na materiale po-  
chłonięty został przez mechanizację skrzyd-

ła. Łączna cena materiału przekroczyła  
90 000 DM. Modyfikowany profil Wortmann  
FX62K-144-21 był wypróbowany w locie na  
szybowcu Kranich III. Oblot SB-11 odbył  
się 14.5.1978 r. Na SB-11 pilot H. Reichmann  
zwyyciężył w swojej klasie na szybowco-  
wych mistrzostwach świata w Château-  
roux (1978 r.).



Rys. 1. Tablica przyrządów szybowca SB-11:  
1 — busoła, 2 — wariometr I, 3 — prędko-  
ściomierz, 4 — wariometr II, 5 — optymaliz-  
ator, 6 — wysokościomierz, 7 — radiosta-  
cja

ma jednocześnie osłonę z wywietrznikiem  
otwieraną ku przodowi. Do osłony od  
wewnątrz przymocowana jest odchylająca  
się razem z nią pokrywa tablicy przyrząd-  
ów z przytwierdzoną busołą. Tablica przy-  
rządów o charakterystycznym kształcie



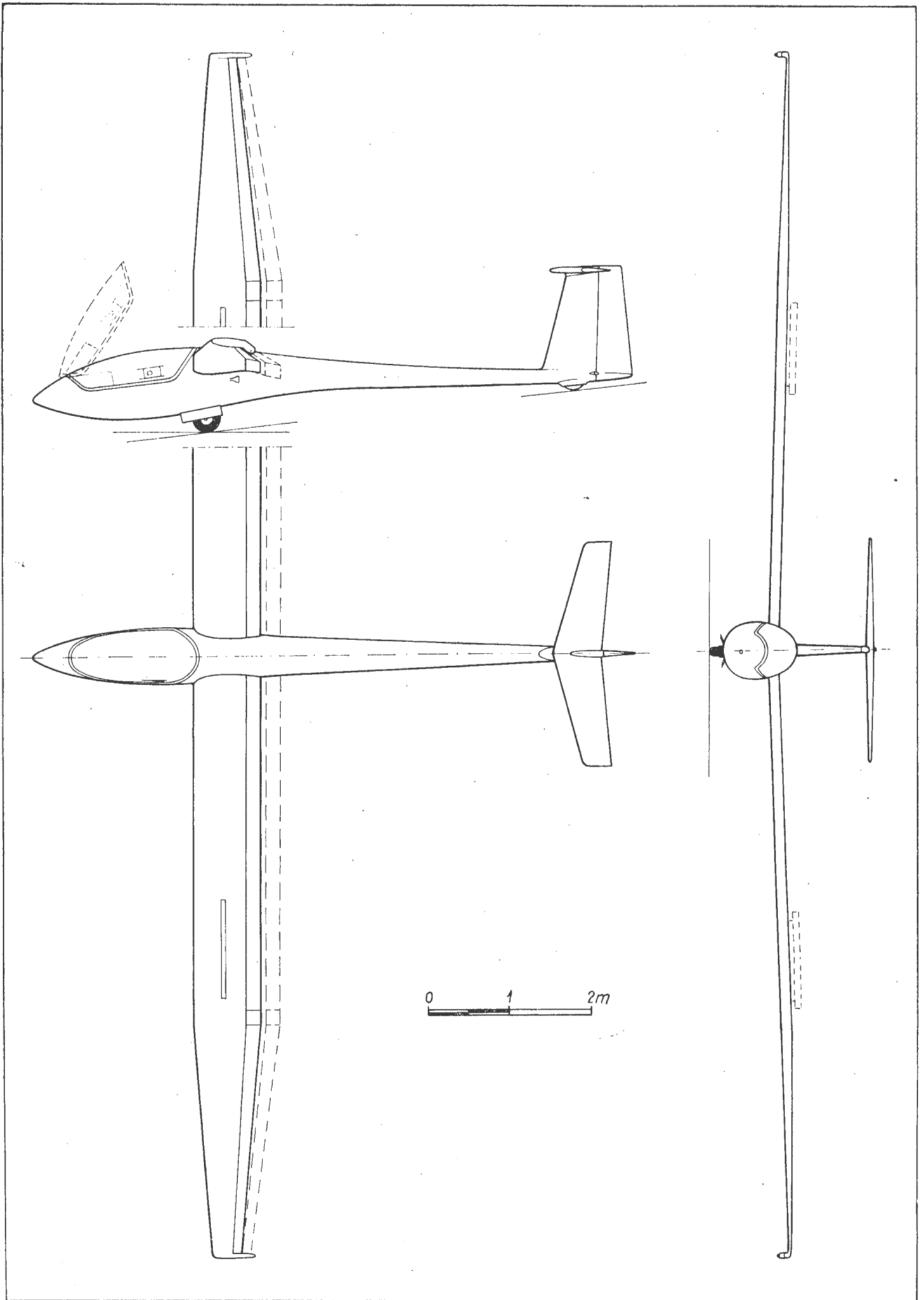
Rys. 2. Mechanizacja skrzydła szybowca  
SB-11: A — wychylenie kłapy  $-10^{\circ}$ , zakres  
wychylenia klapolotki  $\pm 10^{\circ}$ ; B — kłapa w  
położeniu neutralnym, zakres wychylenia kłapo-  
lotki  $\pm 2^{\circ}$ ; C — wychylenie kłapy  $+10^{\circ}$ ,  
zakres wychylenia klapolotki  $\pm 6^{\circ}$ ; D — kła-  
pa wysunięta na  $+10^{\circ}$ , zakres wychylenia kłapo-  
lotki  $\pm 6^{\circ}$ , wysunięty hamulec aerodyna-  
miczny

**DANE TECHNICZNE** (w nawiasach dane po całkowitym wysunię-  
ciu kłap Wortmanna)

Rozpiętość	15,00 m
Długość	7,40 m
Wysokość kadłuba	0,82 m
Szerokość kadłuba	0,64 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,70 m
Powierzchnia skrzydła	10,56 m <sup>2</sup> (13,25 m <sup>2</sup> )
Wydłużenie skrzydła	21,3 (17,0)
Powierzchnia usterzenia poziomego	1,24 m <sup>2</sup>
Wydłużenie usterzenia poziomego	5,87
Wysokość steru kierunku	1,27 m
Powierzchnia steru kierunku	1,17 m <sup>2</sup>
Wydłużenie steru kierunku	1,38

Masa dopuszczalna maks.	470 kg
Masa własna	270 kg
Udźwieg użyteczny (w tym 90 kg balastu wodnego)	200 kg
Obciążenie powierzchni	33÷44,5 kg/m <sup>2</sup> (28÷35,6 kg/m <sup>2</sup> )
Prędkość min.	75 km/h (58 km/h)
Prędkość dopuszczalna	250 km/h (150 km/h)
Doskonałość maks. (obc. pow. 35 kg/m <sup>2</sup> ) przy prędkości opadanie min.	41 (36)
przy prędkości	104 km/h (85 km/h)
opadanie min.	0,62 m/s (0,62 m/s)
przy prędkości	80 km/h (70 km/h)
Współczynnik obciążenia konstrukcji	$n = +5,3$

T.M.



# Informacja o przepisach budowy samolotów

Certyfikacja polskiego sprzętu lotniczego w krajach zachodnich narzuca konieczność orientowania się w przepisach obowiązujących w tych krajach. Nie są one łatwo dostępne w Polsce, nie są więc też zbyt szeroko znane. Niniejsze zestawienie ma na celu pomoc Czytelnikowi w zorientowaniu się w systemach przepisów lotniczych USA i Wlk. Brytanii i ułatwienie odnalezienia przepisów dotyczących interesującego go zagadnienia.

## Przepisy Wlk. Brytanii

Brytyjskie przepisy zdatności cywilnych statków powietrznych (British Civil Airworthiness Requirements) zawierają wymagania stanowiące podstawę do certyfikacji statków powietrznych w Wlk. Brytanii. Od 1 lipca 1979 r. przepisy BCAR Section D, dotyczące samolotów ciężkich, zostały zastąpione przez JAR-25. Pełną listę przepisów ważnych w Wlk. Brytanii wraz z cenami ich egzemplarzy (w funtach ang.) publikujemy poniżej (wg stanu na 5.11.1980 r., wg *Airworthiness Notice No 6, Issue 24*).

Część A — Certyfikacja i procedury zatwierdzenia	— 3.50
Część C — Silniki i śmigła	— 3.00
Część E — Szybowce	— 0.50
Część G — Wiropląty	— 5.00
Część J — Elektryczne	— 1.00
Część K — Samoloty lekkie	— 3.50
Część L — Licencje	— 2.00
Część N — Hałas	— 1.00
Część P — Tymczasowe wymagania zdatności dla cywilnych statków powietrznych o nośności wspomaganą napędem	— 4.50
Część Q — Statki powietrzne nie mające sztywnej konstrukcji	— 2.50
Część R — Radio	— 1.00
JAR-1 Definicje i skróty	— 0.50
JAR-APU Pomocnicze zespoły napędowe	— 1.00
JAR-25 Samoloty ciężkie	— 4.00

JAR jest skrótem oznaczającym przepisy Joint Airworthiness Requirements, opracowane przez komitet koordynacyjny kilku krajów europejskich. Obecnie statut JAR jest taki, że organa państwowe nadzoru lotniczego krajów uczestniczących w opracowaniu tych przepisów uznają JAR za „nadającą się do przyjęcia podstawę do wykazywania zgodności z ich własnymi przepisami”, zaś niektóre kraje włączyły pewne części JAR do swoich przepisów. Części JAR, włączone do przepisów brytyjskich, podano powyżej.

Ponadto ukazały się już następujące części przepisów JAR (ceny podano w funtach angielskich):

JAR-E Silniki	— 0.50
JAR-P Śmigła	— 0.50
JAR-22 Szybowce i motoszybowce	— 5.50

Podstawowym zagadnieniem dla zawodowego korzystania z przepisów jest prętnumera zmian i uzupełnień, jakie są do nich wprowadzane. Prętnumera kosztuje 5 funtów rocznie dla BCAR i tyle samo dla JAR.

## Przepisy amerykańskie — Federal Aviation Regulations (FAR)

W literaturze spotyka się takie oznaczenia, jak np. FAR 23 lub FAR 23-17. Liczba 23 oznacza tu część przepisów, zaś liczba po kresce (jeżeli występuje) oznacza numer kolejnej zmiany (Amendment) wprowadzonej do tych przepisów. Części przepisów FAR są numerowane od 1 do 199 z tym, że nie wszystkie numery są wykorzystane.

Poniżej podane jest zestawienie tytułów poszczególnych części przepisów. W przypadku, gdy tytuł nie zawiera dostatecznych informacji co do treści, w nawiasach podane są dodatkowe wyjaśnienia.

## Podrozdział A — Definicje

### Część 1 — Definicje i skróty

#### Podrozdział B — Zasady proceduralne

Część 11 — Ogólne zasady tworzenia przepisów (Dotyczy procedury wprowadzania i modyfikacji przepisów lotniczych w USA).

Część 13 — Procedury porządkowe (Dotyczy postępowania w przypadku wykrycia naruszenia przepisów oraz postępowania w trakcie procesu certyfikacji statku powietrznego).

#### Podrozdział C — Statki powietrzne

Część 21 — Procedury certyfikacji wyrobów lotniczych i ich części

Część 23 — Wymagania zdatności dla samolotów kategorii normalnej, półakrobacyjnej i akrobacyjnej. (Jest to tekst wymagań dla samolotów lekkich, tj. o masie do 5700 kg).

Część 25 — Wymagania zdatności dla samolotów kategorii transportowej

Część 27 — Wymagania zdatności dla wiroplątów kategorii normalnej

Część 29 — Wymagania zdatności dla wiroplątów kategorii transportowej

Część 31 — Wymagania zdatności dla załogowych balonów wolnych

Część 33 — Wymagania zdatności dla silników lotniczych

Część 35 — Wymagania zdatności dla śmigieł lotniczych

Część 36 — Normy nt. hałasu: certyfikacja typu i przyznawanie świadectwa zdatności

Część 37 — Uznawanie Technical Standard Order (Technical Standard Order — nazwy, ze względu na brak jednoznacznego odpowiednika, nie tłumaczono — są to wymagania nt. właściwości i sposobów kontroli materiałów, części i agregatów w lotnictwie cywilnym).

Część 39 — Biuletyny obowiązkowe (Ta nazwa jest polskim odpowiednikiem, a nie tłumaczeniem, tytułu: *Airworthiness Directives*. AD są to wydawane przez FAA — Federal Aviation Administration polecenia dotyczące sposobu eksploatacji bądź obsługi sprzętu. Mają one moc przepisów i obowiązują od chwili ich wydania, jeżeli nie podano innego terminu ważności).

Część 40—42 — Zarezerwowane

Część 43 — Obsługa, obsługa zapobiegawcza, przebudowa i zmiany (Podaje m.in. wyszczególnienie zmian i napraw określanych jako poważne (Major Alterations) oraz minimalny zakres przeglądu 100-godzinnego).

Część 45 — Identyfikacja i znaki rejestracyjne (Dotyczy identyfikacji m.in. części statków powietrznych i silników).

Część 47 — Rejestracja statków powietrznych

Część 49 — Zapis własności i dokumenty dotyczące bezpieczeństwa (Dotyczy praw własności i roszczeń cywilnych względem statków powietrznych o mocy powyżej 750 KM (552 kW), a także odpowiednich śmigieł).

#### Podrozdział D — Personel lotniczy

Część 60 — Zarezerwowany

Część 61 — Certyfikacja: piloci i instruktorzy pilotażu

Część 63 — Certyfikacja: członkowie załóg, nie będący pilotami (Dotyczy mechaników pokładowych i nawigatorów).

Część 65 — Certyfikacja: personel lotniczy, nie będący członkami załóg statków powietrznych (Dotyczy kontrolerów ruchu lotniczego, osób odpowiedzialnych za przygotowanie lotu (aircraft dispatchers), mechaników z zakresu napraw oraz układaczy spadochronów).

Część 67 — Normy zdrowotne i świadectwa zdrowia

#### Podrozdział E — Przestrzeń powietrzna

Część 71 — Oznaczenia federalnych korytarzy powietrznych, niskich korytarzy regionalnych, kontrolowanych przestrzeni powietrznych i punktów meldowania się

Część 73 — Przestrzeń powietrzna użytku specjalnego (Dotyczy przestrzeni o ograniczonym ruchu lotniczym i przestrzeni, gdzie ruch lotniczy jest zakazany).

Część 75 — Ustalanie korytarzy dla samolotów odrzutowych (Jet routes) oraz regionalnych korytarzy wysokich (Area high routes).

Część 77 — Obiekty zakłócające przestrzeń powietrzną (Dotyczy wzniesień terenu bądź budowli sztucznych wymagających uwzględnienia przy wykonywaniu lotów).

#### Podrozdział F — Zasady ruchu powietrznego i wykonywania lotów

Część 91 — Ogólne zasady wykonywania lotów i użytkowania statków powietrznych

Część 93 — Specjalne zasady ruchu lotniczego i ruchu w rejonie portów lotniczych

(Dotyczy zasad ruchu w konkretnych rejonach USA, np. Anchorage, Portland International, Addison itp. oraz portów o dużym natężeniu ruchu i korytarza federalnego nr 16).

Część 95 — Wysokości IFR (Dotyczy poszczególnych regionów USA).

Część 97 — Standardowe procedury podejścia wg przyrządów

Część 99 — Wymagania bezpieczeństwa w odniesieniu do ruchu lotniczego

(Dotyczy cywilnego ruchu lotniczego w strefach, w których działa nadzór wojskowy i które są objęte zakresem obserwacji i identyfikacji obiektów).

Część 101 — Balony na uwięzi, latawce, rakiety bezzałogowe i bezzałogowe balony wolne

Część 105 — Skoki spadochronowe

Część 107 — Bezpieczeństwo portów lotniczych (Dotyczy bezpieczeństwa rozumianego jako ochrona przed sprzecznym z prawem działaniem osób).

#### Podrozdział G — Przewoźnicy powietrzni, kluby podróży powietrznych i użytkownicy zarobkowi; certyfikacja i wykonywanie lotów

Część 121 — Certyfikacja i wykonywanie lotów: przewoźnicy krajowi, zagraniczni i pomocniczy oraz zarobkowe użytkowanie dużych samolotów

Część 123 — Certyfikacja i użytkowanie: kluby podróży powietrznych, użytkujące duże samoloty

Część 127 — Certyfikacja i użytkowanie: przewoźnicy wykonujący regularne przewozy śmigłowcami

Część 129 — Działanie zagranicznych przewoźników powietrznych

Część 133 — Podnoszenie przez śmigłowce ciężarów podwieszanych na zewnątrz

Część 135 — Użytkownicy taksówek powietrznych i zarobkowe użytkowanie małych samolotów

Część 137 — Użytkowanie samolotów do celów rolnictwa

Część 139 — Certyfikacja i użytkowanie: terenowe lądowiska służące lotom dyspozycyjnym

#### Podrozdział H — Szkoły i inne certyfikowane agencje

Część 141 — Szkoły pilotów

Część 143 — Instruktorzy naziemni

Część 145 — Warsztaty naprawcze

Część 147 — Szkoły dla mechaników obsługi

#### Podrozdział I — Porty lotnicze

Część 151 — Pomoc federalna dla portów lotniczych

Część 152 — Program pomocy dla portów lotniczych

Część 153 — Nabywanie ziemi w USA dla portów lotniczych

Część 154 — Nabywanie ziemi w USA dla portów lotniczych zgodnie z „Prawem o rozwoju lotnisk i dróg lotniczych” z 1970 r.

Część 155 — Zwolnienie majątku portów lotniczych od ograniczeń dotyczących „zbywającego mienia”

Część 157 — Zawiadomienie o budowie, zmianach, włączaniu do użytkowania i zawieszaniu portów lotniczych

Część 159 — Stołeczne porty lotnicze

Część 169 — Wydawanie funduszy federalnych na cywilne porty lotnicze i środki nawigacyjne w tych portach

#### Podrozdział J — Środki nawigacyjne

Część 171 — Środki nawigacyjne nie będące federalnymi

#### Podrozdział K — Przepisy administracyjne

Część 183 — Przedstawiciele administracji (Dotyczy sposobu powoływania osób na stanowiska w administracji lotnictwa cywilnego).

Część 185 — Oświadczenia zatrudnionych i świadectwa w postępowaniu prawnym

Część 187 — Opłaty

Część 191 — Ochrona informacji dotyczących bezpieczeństwa przed ujawnieniem

(Dotyczy informacji z zakresu procedur ochrony przed akcjami sabotażu, porwaniami samolotów itp.).

#### Podrozdział N — Ubezpieczenie obejmujące przypadek wojny

Część 198 — Ubezpieczenie obejmujące przypadek wojny

#### Podrozdział O — Gwarancje dotyczące wypożyczanych statków powietrznych

Część 199 — Gwarancje dotyczące wypożyczanych statków powietrznych

Opracował A.K.  
EO/28/K/81

cd. ze s. 14

ny dziedziczności technologicznej, zależność między wynikami operacji a parametrami, których wielkości liczbowe podane są w warunkach technicznych można ująć w postaci (tabl. 2).

#### Wnioski

● Przy produkcji odpowiedzialnych elementów ze stali wysokowytrzymałej istotną rezerwą techniczną jest sterowanie dziedzicznością technologiczną w ciągu całego procesu tak, aby cechy wpływające dodatnio na niezawodność

części zachować i rozwijać, a wpływające ujemnie likwidować od samego początku.

● Podane są konkretne praktyczne środki do określenia ilościowych charakterystyk dziedziczności technologicznej w warunkach remontu sprzętu lotniczego.

#### LITERATURA

1. E. W. RYŻED i in.: Technologiczeskoje oblezpeczennije ekspluatacionnych swoistw dietalej maszin. *Maszinoostrojenije*, 1979 r.
2. P. I. JASZCZERICYN: Tiechnologiczeskaja i ekspluatacionnaja nasledstwiennost i jej wlijanie na doigowiecznost maszin. Nauka i Tiechnika, Mińsk, 1978 r.

INSTALACJA HYDRAULICZNA;  
INSTALACJA PNEUMATYCZNA

- 1 — instalacja hydrauliczna, układ hydrauliczny
- 2 — i. pneumatyczna, i. sprężonego powietrza, i. powietrzna, układ pneumatyczny
- 3 — pompa hydrauliczna
- 4 — p. tłokowa
- 5 — p. (tłokowa) promieniowa
- 6 — p. (t) osiowa
- 7 — p. nurnikowa
- 8 — p. zębata
- 9 — p. ręczna
- 10 — p. śrubowa, p. helikoidalna
- 11 — p. płytkowa, p. paletkowa, p. łopatkowa, p. skrzydełkowa
- 12 — p. powrotna, p. odsysająca
- 13 — wydatek pompy, wydajność pompy
- 14 — sprężarka tłokowa
- 15 — zbiornik hydrauliczny
- 16 — zasobnik h., hydroakumulator, akumulator h.
- 17 — butla (powietrzna), zasobnik powietrza, z. sprężonego p.
- 18 — butla awaryjna
- 19 — zawór ładowania powietrza
- 20 — końcówka naziemnego zasilania (instalacji)
- 21 — ciśnienie robocze
- 22 — c. próbne
- 23 — filtr powietrza, f. przeciwpylowy
- 24 — f. siatkowy, f. tkany
- 25 — f. płytkowy, f. szczelinowy
- 26 — osadnik
- 27 — odolejacz, odoliwiacz
- 28 — osuszacz
- 29 — instalacja główna, sieć g., obwód główny
- 30 — i. awaryjna, s.a., o. awaryjny
- 31 — przewód ciśnieniowy, linia ciśnieniowa
- 32 — przewód powrotny, l. powrotna, l. zlewowa
- 33 — p. zlewowy, p. drenażowy
- 34 — ciecz hydrauliczna, płyn hydrauliczny
- 35 — sprężone powietrze
- 36 — zawór zwrotny, z. jednokierunkowy
- 37 — z. przezelewowy
- 38 — z. awaryjny
- 39 — z. redukcyjny, reduktor
- 40 — z. maksymalny
- 41 — z. dławikowy, z. dławiający
- 42 — z. przelączający
- 43 — z. różnicowy
- 44 — z. odpowietrzający
- 45 — z. odcinający
- 46 — z. bezpieczeństwa
- 47 — z. regulacyjny, regulator (ciśnienia)
- 48 — z. kulkowy
- 49 — z. płytkowy
- 50 — z. igliczny
- 51 — gniazdo zaworu, siodło z.
- 52 — grzybek z.

- 53 — zawór czopowy, z. kulkowy, kurek
- 54 — z. pneumatyczny, kurek p., kran (odcinający) instalacji pneumatycznej
- 55 — z. elektromagnetyczny dwudrogowy, trójdrogowy, czterodrogowy
- 56 — rozdzielacz, sterownik
- 57 — r. różnicowy
- 58 — r. suwakowy, r. tłokowy, r. tłoczkowy
- 59 — r. s. ze sprzężeniem zwrotnym
- 60 — r. elektrohydrauliczny
- 61 — r. elektropneumatyczny
- 62 — r. klap
- 63 — r. podwozia
- 64 — r. powietrza (dla rozruchu)
- 65 — regulator ciśnienia, automat ciśnieniowy
- 66 — przełącznik ciśnieniowy
- 67 — wyłącznik krańcowy
- 68 — zamek hydrauliczny
- 69 — z. kulowy, zastrzask kulowy
- 70 — mechanizm wykonawczy, m. uruchamiający
- 71 — chowanie podwozia
- 72 — wypuszczanie p.
- 73 — wychylanie klap
- 74 — sterowanie przednią gołenią, s. kołem przednim
- 75 — hamowanie kół
- 76 — rozrusznik powietrzny
- 77 — wzmacniacz (sterowania), serwomechanizm, serwowzmacniacz
- 78 — tłumik wahań kierunkowych, t. odchylenia
- 79 — dźwignik, wciągnik, siłownik, cylinder roboczy
- 80 — dźwignik śrubowy (z nakrętką kulkową)
- 81 — cylinder
- 82 — tłok
- 83 — t. pływający
- 84 — tłoczysko
- 85 — głowica cylindra, g. dźwignika
- 86 — cylinder zamka, dźwignik z.
- 87 — uszczelka, uszczelnienie, pierścień uszczelniający
- 88 — uszczelka kształtowa
- 89 — u. okrągła, pierścień uszczelniający, o-ring
- 90 — zgarniacz przeciwpylowy
- 91 — silnik hydrauliczny
- 92 — s. (h.) tłokowy osiowy
- 93 — s. (h.) t. promieniowy
- 94 — s. pneumatyczny

K.D.

SYSTÈME (m) HYDRAULIQUE,  
CIRCUIT (m) HYDRAULIQUE;  
SYSTÈME PNEUMATIQUE, CIRCUIT PNEUMATIQUE

- 1 — système (m) hydraulique, circuit (m) hydraulique
- 2 — s. pneumatique, c. pneumatique, s. d'air comprimé
- 3 — pompe (f) hydraulique
- 4 — p. à piston
- 5 — p. (à p.) radiale
- 6 — p. (à p.) axiale
- 7 — p. à piston plongeur
- 8 — p. à engrenages
- 9 — p. à main
- 10 — p. hélicoïdale
- 11 — p. à palettes, p. semi-rotative
- 12 — p. à succion, p. -aspirateur, p. de recirculation, p. de retour
- 13 — débit (m) de pompe
- 14 — compresseur (m) à piston
- 15 — réservoir (m) hydraulique
- 16 — accumulateur (m) hydraulique
- 17 — bouteille (f) d'air, bonbonne (f) d'air, accumulateur (m) d'air comprimé
- 18 — bouteille (f) de secours [en cas de panne de système]
- 19 — valve (f) de gonflage
- 20 — prise (f) de parc
- 21 — pression (f) de régime, p. de service
- 22 — p. d'essai
- 23 — filtre (f) à air, épurateur (m) d'air, f. à poussière, f. anti-poussière
- 24 — f. -crépine (f), crépine (f), crépine d'aspiration
- 25 — f. à lamelles, f. à fente
- 26 — décanteur (m)
- 27 — déshuileur (m)
- 28 — sécheur (m), séparateur de liquide (m)
- 29 — système (m) principal, circuit (m) principal
- 30 — s. de sécurité, c. de sécurité
- 31 — tuyauterie (f) de pression
- 32 — t. de retour, t. de décantation
- 33 — t. de décantation, t. de drainage
- 34 — liquide (f) hydraulique
- 35 — air (m) comprimé
- 36 — valve (f) de retenue, v. -obturatrice
- 37 — v. deversoire, v. de décharge
- 38 — v. de sécurité, v. de surété
- 39 — v. -réducteur, réducteur (m) de pression, détendeur (m)
- 40 — v. de décharge
- 41 — v. de laminage, v. d'étranglement
- 42 — v. -selecteur, robinet (m) -selecteur
- 43 — v. différentielle
- 44 — v. de désaération, soupape (f) de d., désaérateur (m)
- 45 — v. d'isolement, robinet d'isolement, obturateur (m), v. -arrêt
- 46 — v. de surété
- 47 — soupape (f) régulatrice, v. régulatrice
- 48 — robinet (m) à boulet, clapet (m) à boulet
- 49 — soupape à plateau, s. à disque, v. à disque

- 50 — robinet (m) à pointeau, r. à aiguille
- 51 — siège (m) de soupape
- 52 — champignon (m), tête (f) de soupape
- 53 — robinet (m) à boisseau, r. à tournant
- 54 — obturateur (m) du système pneumatique, valve-arrêt (f) de circuit pneumatique
- 55 — électrovalve (f) à deux voies, à trois voies, à quatre voies
- 56 — distributeur (m), valve (f) de distribution, v. de commande, sélecteur (m)
- 57 — distributeur (m) différentiel, s. différentiel
- 58 — d. à glissement, d. à piston, s. à glissement, s. à piston
- 59 — d. à réaction (rétroaction), s. à réaction (rétroaction)
- 60 — d. électrohydraulique, s. électrohydraulique
- 61 — d. électropneumatique, s. électropneumatique
- 62 — s. de volets, valve (f) de commande volets
- 63 — s. du train, valve (f) de commande de train
- 64 — distributeur (m) d'air
- 65 — régulateur (m) de pression, manostat régulateur (m)
- 66 — automate (m) manométrique
- 67 — limiteur (m) de course, contact (m) de fin de course, disjoncteur-coupleur (m)
- 68 — verrou (m) hydraulique
- 69 — v. sphérique, cliquet (m) à boulet
- 70 — mécanisme de lancement (m)
- 71 — élévation (f) du train (d'atterrissage), escamotation du t.
- 72 — sortié (f) du t.
- 73 — braquage (f) de volets
- 74 — guidage (f) du train, avant, g. de roue avant
- 75 — freinage (f) des roues
- 76 — démarreur (m) à air, d. à turbine froide
- 77 — servomécanisme (m), servo (m)
- 78 — mécanisme (m) anti-shimmy, amortisseur (m) d'oscillations shimmy
- 79 — verin (m), actionneur (m)
- 80 — actionneur (m) hélicoïdal à billes
- 81 — cylindre (m)
- 82 — piston (m)
- 83 — p. libre
- 84 — tige (f) de piston
- 85 — tête (f) de cylindre, t. de verin
- 86 — verin (m) de verrou
- 87 — joint (m), bague (f) d'étanchéité, b. antifuite
- 88 — garniture (f) de forme
- 89 — joint (m) à anneau, bague d'étanchéité
- 90 — racleur (m) antipoussière
- 91 — moteur (m) hydraulique
- 92 — m. h. axial
- 93 — m. h. radial
- 94 — m. pneumatique, m. à air comprimé

T.M.

EO/28/K/81

# Kierunki rozwoju diagnostyki lotniczych silników turbinowych

Mgr inż. WIESŁAW KALETA  
Instytut Lotnictwa

Ostatnio jesteśmy świadkami ogromnego postępu w rozwoju lotnictwa. Pojawienie się nowej generacji samolotów komunikacyjnych (szerokokadłubowe Boeing 747, McDonnell Douglas DC-10, Lockheed L-1011 Tristar, europejski Airbus Industrie A300, radziecki Il-86 i naddźwiękowe BAC-SUD Aviation Concorde, Tupolew Tu-144) oraz przewrót w lotnictwie wojskowym (amerykańskie Lockheed SR-71, Grumman F-14 Tomcat, McDonnell Douglas F-15 Eagle, General Dynamics F-16, McDonnell Douglas Northrop F-18 Hornet, angielsko-włosko-zachodniemiecki Tornado, francuskie Mirage F-1, 2000, 4000, radzieckie Tupolew Tu-26, MiG 25, MiG 27, Su-19) stworzyły nowy jakościowo etap w procesie eksploatacji sprzętu lotniczego.

Tradycyjne podejście do tego zagadnienia oparte jest na zasadzie, że silnik podlega okresowym przeglądom, a następnie wymianie po wylataniu określonej liczby godzin, bez względu na jego stan. Jest to sposób bardzo uciążliwy i nieekonomiczny. Przeglądy, poza faktem, że długo trwają i powodują przestoje, są wysoce nieprecyzyjne (np. określenia stanu łożątek sprężarki czy turbiny dokonuje się na podstawie zwykłych oględzin) i z reguły sprowadzają się do wykrywania stanu awarii, a nie zagrożenia awarią.

W tej sytuacji jest sprawą oczywistą, że każdy krok w stronę zwiększenia czasu eksploatacji drogich urządzeń, jakimi są współczesne silniki lotnicze, jest ekonomicznie uzasadniony, a system obsługi jest głównym źródłem potencjalnych oszczędności. Okazało się, że tradycyjne metody, wyposażenie używane podczas obsługi, badanie i wymiana elementów, kwalifikacje załóg obsługujących są rozbieżne z powiększającymi się wymaganiami kultury eksploatacji współczesnych samolotów. Powstała potrzeba automatyzacji przeglądów samolotu bez zdejmowania pokryw, osłon, demontażu części itd. Przez redukcję czasu przeglądów i wzrost ich dokładności można osiągnąć główne oszczędności kosztów eksploatacji lub zwiększenie gotowości bojowej samolotu. W tej dziedzinie dokonuje się ogromny postęp. Jego warunkiem podstawowym jest szybki rozwój systemów komputerowych, co przy masowej produkcji pozwoliło w ciągu ostatniego dwudziestolecia dwukrotnie obniżyć ich cenę. Opanowanie systemów „szybkich liczydeł”, jakimi w gruncie rzeczy są komputery, jest koniecznym warunkiem postępu we współczesnych systemach diagnostyki lotniczych silników turbinowych.

## Automatyczny układ kontroli

Sformułowanie podstawowych zasad przyszłościowej diagnostyki lotniczych silników turbinowych jest trudne ze względu na różnicę funkcji silników w zależności od tego czy przeznaczone są one do celów wojskowych, czy cywilnych. Polega ona na tym, że o wartości samolotu wojskowego decyduje zdolność do wykonania zadanej misji lub zwycięstwa w walce nawet kosztem bezpieczeństwa, ekonomii, czy komfortu lotu, decydujących dla lotnictwa cywilnego. Poniższe uwagi pomijają różnice w priorytetach funkcji obu wersji.

Podstawowa teza tego artykułu zawarta jest w twierdzeniu, że przyszłość diagnostyki lotniczych silników turbinowych leży w powstaniu zintegrowanego systemu automatycznej, ciągłej kontroli stanu technicznego napędu podczas jego pracy w locie i na ziemi, rozumianego jako kompleks zautomatyzowanych przedsięwzięć służących do obserwacji dużej liczby parametrów i ich zmian określających ten stan. Diagnostyka rozumiana tradycyjnie będzie jedynie jedną z części tego systemu. Przy bliższej analizie takie zadanie okazuje się niezwykle trudne w realizacji. Wymaga ono ścisłej współpracy pięciu podstawowych udziałowców:

- producenta płatowca,
- producenta silnika,
- użytkownika eksploatującego samolot (linie lotnicze),
- firmy dysponującej specjalistami w dziedzinie systemów komputerowych i programowania,

— zespołu naukowo-badawczego teorii eksploatacji (wiedzących co, gdzie i jak mierzyć w kontrolowanym napędzie).

System nie może być rozwiązany przez żadną ze stron oddzielnie. Np. dla samolotu Boeing 747 współtworzyły go firmy Boeing, Pratt and Whitney Aircraft i sześć linii lotniczych, co świadczy o tym, jak dużej wiedzy i doświadczenia wymaga to przedsięwzięcie.

Droga od teorii do praktycznego zastosowania systemu składać się musi z pięciu etapów:

- sformułowanie koncepcji,
- próby naziemne na silnikach z „wszczepionymi” defektami,
- próby w locie w celu określenia rzeczywistych wartości parametrów pracy napędu i skorygowania norm oceny jego stanu technicznego,
- kontrolowana eksploatacja w wybranych eskadrach lub samolotach komunikacyjnych,
- produkcja i powszechna eksploatacja.

Pozostaje sprawą otwartą czy system ma być opracowywany specjalnie dla danego silnika, czy też powinien być uniwersalny i w jakim stopniu, czy może on być częścią składową większego układu automatycznej, ciągłej kontroli pracy całego samolotu (tzn. razem z układami kontroli pracy systemów płatowca, układami nawigacji i kontroli lotu itp.). Wiąże się z tym również zagadnienia współpracy systemu z załogą (tzn. o których danych i wynikach analiz oraz w jakiej formie powinna być informowana załoga). Jest oczywiste, że część informacji uzyskiwanych podczas lotu powinna być poddana analizie na ziemi, po locie. Dotyczy to zwłaszcza zjawisk zmieniających się bardzo wolno (np. prognoza zużywania się łożysk) lub czysto formalnych, jak rejestracja czasów pracy na poszczególnych zakresach, czy czasu pracy w ogóle (tak aby zbiorczy „bank informacji” o napędzie nie obciążał pamięci systemu pokładowego). W praktyce może się okazać, że uzyskanie podczas lotu pewnych informacji nie jest możliwe (np. oprzyrządowanie jest tak rozbudowane, że nie opłaca się go wozic na samolocie lub metoda oceny wymaga warunków laboratoryjnych).

System musi spełniać cztery podstawowe ogólne funkcje:

- diagnostyka rozumiana jako system kontroli wykrywający nieprawidłowości w funkcjonowaniu napędu,
- prognozowanie, tj. ustalanie tendencji zmian parametrów pracy napędu,
- ostrzeganie przed zbliżającym się lub już występującym defektem,
- wypracowywanie decyzji,

a ponadto powinien:

- zmniejszać liczbę niezbędnych przeglądów,
- zmniejszać liczbę niezbędnych wymian części,
- eliminować części pracujące wg rezerwy, zastępując je częściami pracującymi „wg stanu”,
- zmniejszać liczbę części zapasowych,
- obniżać koszty przeglądów w cyklu eksploatacji,
- podwyższać gotowość bojową samolotu,
- zwiększać prawdopodobieństwo powodzenia misji,
- zwiększać bezpieczeństwo samolotu,
- zwiększać trwałość samolotu w każdych warunkach eksploatacji,
- zwiększać czas między przeglądami,
- umożliwiać rejestrację danych,
- kontrolować jednostkowe zużycie paliwa,
- wykazywać spadek ciągu,
- informować załogę na bieżąco o stanie napędu zmniejszając jednocześnie obciążenie załogi nadmiarem informacji,
- wskazywać ekipom naziemnym miejsca obsługi,
- wypracowywać decyzję podjęcia misji lub nie (w wojsku).

Stopień ważności tych funkcji jest różny i zależy od konkretnego zastosowania. Ich spełnienie wymaga od projektantów rozwiązania problemów dotyczących m.in. wyposażenia. Są to:

- problem mierzalności zjawisk zachodzących w silniku. Zdolność do mierzenia parametrów silnika bywa ograni-

czona konstrukcją, a także brakiem odpowiednich metod pomiaru czy czujników (np. temperatura przed turbiną, parametr niezwykle istotny, jest dzisiaj praktycznie niemierzalny, wyznaczany obliczeniowo przez temperaturę za turbiną),

- problem rejestracji danych i ich analizy,
- problem uzyskiwania wzorcowych danych do porównywania z aktualnym mierzonym parametrem (przez analizy modeli teoretycznych, eksperymenty i dane statystyczne),
- problem danych „zewnętrznych”, tzn. jak i kiedy wprowadzać w system dane uzyskiwane z prób zewnętrznych (np. wyniki spektrograficznych badań próbek oleju uzyskiwane w laboratorium na ziemi),
- problem „przetłumaczalności” mierzonych parametrów na ocenę stanu zagrożenia defektem.

Stopień złożoności systemu określony jest poziomem dysponowanych urządzeń, zwłaszcza wchodzących w skład następujących układów:

- reprezentowanego przez urządzenia takie jak komputer, urządzenia wyjścia (drukarka, monitory), taśmy rejestrujące itp.,
- rozdziału sterowania energią,
- pomiarowego (czujniki).

Jednym z najistotniejszych problemów przy opracowywaniu systemu jest ustalenie przez jakie parametry pracy napędu można określić jego stan techniczny. W oparciu o doświadczenia, dane statystyczne i modele teoretyczne wyodrębnić należy zespół czynników szczególnie istotnych dla prawidłowego funkcjonowania silnika turbinowego. Są to np.:

- przekroczenie maksymalnej prędkości obrotowej,
- mechaniczne sprzężenie pędni silnika z rozrusznikiem,
- ilość paliwa,
- rozruch,
- zagrożenie strefy gorącej,
- rozruch „gorący” i w powietrzu,
- funkcjonowanie termopar,
- zmiany wydatku, ciśnienia i temperatury oleju,
- poziom drgań,
- zmiany ciśnienia paliwa,
- czystość oleju,
- zawartość metalu w oleju,
- niedostateczny wzrost natężenia przepływu paliwa podczas przyspieszania,
- zmiany ciśnienia powietrza chłodzącego,
- przekroczenie dopuszczalnych granic wartości parametrów pracy napędu.

Lista ta jest długa i jeśli przyjąć, że każde z tych zagadnień określane jest przez kilka mierzonych parametrów, to taka liczba sygnałów podlegających analizie może być rejestrowana i analizowana tylko przy użyciu techniki komputerowej. Np. w silniku General Electric CF6 do samolotów Boeing 747 pomiarom podlega 45 parametrów.

Podczas praktycznych prób realizacji systemu projektanci napotykali na wiele nieprzewidzianych trudności. Jedną z nich okazał się błąd z pozoru problem rejestracji danych.

Teoretyczne założenia prowadziły do bardzo rozbudowanego i złożonego układu. W wyniku doświadczeń proponuje się model rejestracji trzykanałowej:

- w czasie wypadku, realizowana przez magnetofon o potężnym czasie rejestracji od 2 do 4 min,
- podstawowa, przeznaczona do analizy po locie, rejestrująca okres 10 h,
- do współpracy z załogą, informująca o wartościach wybranych parametrów i krótkotrwałych tendencjach ich zmian.

Układy rejestracji mogą być tak zaprogramowane, aby funkcjonowały tylko w określonych stanach lotu (np. start, wznoszenie, lądowanie, warunki przelotowe). Można również zrezygnować z rejestracji wówczas, gdy parametry pracy silnika nie odbiegają od nominalnych. Podstawowe trudności dotyczyły jednak dwóch fundamentalnych zagadnień:

- sposobu otrzymywania danych,
- interpretacji wyników pomiarów.

Opracowanie układów logicznych analizujących dane tak, aby wnioski były jednoznaczne i bezbłędne oraz opracowanie technik ciągłych, automatycznych pomiarów poprzedzone musiało być programem badań zjawisk zużywania się mechanizmów i sposobów ich oceny oraz rozwojem teorii eksploatacji. Program ten w decydującym stopniu wpływa na koszty pierwszej fazy opracowywania systemu, ze względu na spore w tej dziedzinie zaległości. Jednym z aspektów tej sprawy jest pojawienie się nowych metod oceny stanu technicznego badanego urządzenia.

## Nowe metody oceny stanu technicznego silników turbinowych

Skomplikowane obciążenie łopatek wirnika sprężarki i turbiny wywołane drganiami, temperatura, układem sił mechanicznych i aerodynamicznych oraz nieuniknioną erozją czyni je krytycznym elementem silnika turbinowego. Ich uszkodzenie może prowadzić do zniszczenia całego silnika i katastrofy samolotu. Dlatego niezwykle istotnym problemem jest możliwość ciągłej kontroli ich stanu. Podstawowa trudność polega na uchwyceniu początkowej fazy urywania się łopatki, polegającej na przemieszczeniu się jej z położenia pracy.

Bardzo interesujące w tym aspekcie wydają się więc prace podjęte w zachodniemieckim Instytucie Maszyn Turbinowych Uniwersytetu w Karlsruhe. Istota oceny stanu wirujących łopatek oparta jest na prostym powiązaniu tego stanu z pomiarem okresowych drgań akustycznych w strefie ich wirowania. Prace rozpoczęto od analizy widma drgań i ustalenia źródeł ich powstawania. Drgania te generowane są przez:

- okresowe zmiany ciśnienia, przy czym częstotliwość i natężenie tych drgań określone są nie tylko liczbą łopatek i prędkością wirowania, ale również geometrią łopatek, ich ustawieniem w palisadzie i odległością od palisady łopatek kierowniczych,
- drgania giętne samych łopatek,
- przypadkowe i okresowe wiry na krawędzi spływu, przypadkowe zmiany ciśnienia w warstwie przyściennej.

Dokładne poznanie tych zjawisk umożliwiło zbudowanie modelu analitycznego drgań palisady. Analizując wyniki pomiarów przedstawione w postaci amplitudy drgań w funkcji jednego obrotu (po wyczyszczeniu wykresu z „szumów” przypadkowych drgań) porównywano je z wykresem drgań nie uszkodzonego wirnika wysuwając wnioski co do stanu palisady. Metoda okazała się bardzo czuła i sygnalizowała każde przemieszczenie się różnorodnych łopatek poza ustalony próg tolerancji. Badania praktyczne prowadzono w laboratorium na turbinie o średnicy ok. 250 mm. Uszkodzenie łopatki symulowano przez jej lekkie podcięcie u podstawy, rejestrując drgania mikrofonami.

Drugim niezwykle ważnym elementem silnika turbinowego są łożyska toczne. Dotychczasowe metody oceny ich stanu technicznego sprowadzały się praktycznie do:

- analizy zawartości opiłków w oleju,
- pomiaru temperatury oleju i węzła łożyskowego,
- pomiaru drgań węzła łożyskowego.

Tradycyjne metody poszukiwały sygnałów zbliżającego się defektu poza samym łożyskiem, przez pomiary pośrednie. Jedną z nowych metod oparta jest na analizie promieniowych przemieszczeń nieruchomej bieżni łożyska w chwili przejścia przez kontrolowany punkt kulki lub wałeczka. Do obserwacji tych odkształceń mogą być zastosowane tensometry, czujniki pojemnościowe lub indukcyjne lub czujniki oparte na zasadzie pomiaru prądów wirowych. Analizując wyniki pomiarów w układzie: zmienność odkształcenia w funkcji czasu oraz wielkość odkształcenia w funkcji prędkości obrotowej łożyska można było określić moment pojawienia się plamki erozji na bieżni lub kulce wielkości 1 mm<sup>2</sup> oraz obecność obcych zanieczyszczeń. Interesującym rozwinięciem tej metody jest analiza oparta na stwierdzeniu, że niezwykle istotne dla pracy łożyska, szczególnie w maszynach szybkoobrotowych, są wewnętrzne prędkości łożyska, tj. prędkość kulek i koszyka. Rejestracja odkształceń bieżni zewnętrznej pod wpływem przejść kolejnych kulek umożliwia określenie rzeczywistej prędkości koszyka. Porównanie jej z prędkością teoretyczną prowadzi do określenia rzeczywistego poślizgu w łożysku. Jego nadmierna wielkość prowadzi do niszczenia filmu olejowego i tarcia metalu o metal. Przedłużający się taki stan powoduje zniszczenie łożyska. Wprzegając w analizę danych z pomiarów system komputerowy można uzyskać w tej metodzie następujące informacje:

- obciążenie łożyska uwzględniające również efekt nieprawidłowego montażu,
- czas pracy łożyska sumaryczny i na określonych zakresach prędkości obrotowej,
- luz łożyska i obciążenie wstępne,
- siłę tarcia między zespołem koszyk-kulki a bieżnią łożyska,
- obecność zanieczyszczeń w łożysku,
- obecność lokalnych defektów (np. plamki erozji).

Sygnały z tensometrów rejestrowane podczas lotu i następnie analizowane przez system komputerowy umożliwią stałą kontrolę poślizgu łożyska i lokalnych defektów, co w

efekcie pozwoli na ustalenie progresji zjawiska i uniknięcie katastrofy.

Prace oparte na powyższej metodzie (tensometryczny pomiar odkształceń bieżni zewnętrznej oraz elektromagnetyczny prędkości koszyka) prowadzone były w Instytucie Lotnictwa w Warszawie, ograniczały się jednak tylko do analizy jakościowej zjawisk.

### Przykłady praktycznych realizacji systemów

Jedną z pierwszych prób skonstruowania prostego systemu kontroli pracy napędu był program TRACE 600 opracowany już w 1964 r. przez firmę Hawker Siddeley Dynamics Ltd., którego pierwszym użytkownikiem były brytyjskie linie lotnicze BOAC. Było to proste urządzenie do naziemnego sprawdzania wybranych, zdemontowanych elementów samolotu. Program stanowił niezwykle cenne źródło doświadczeń i wytyczył kierunki rozwoju tego rodzaju systemów. Z przebadanych w ciągu roku blisko 2000 elementów, bezusterkowych było 57%, czyli tyle dokonano zbędnych demontaży. Z drugiej strony aż 17% elementów wymagało naprawy, co potwierdza założenie, że system zwiększa dokładność oceny stanu technicznego samolotu. Jednocześnie TRACE 600 skracał czas wykrycia defektu blisko siedmiokrotnie, co jest szczególnie istotne wobec faktu, że wg danych statystycznych, czas wykrycia defektu jest pięciokrotnie dłuższy niż jego naprawy.

W końcu lat sześćdziesiątych podobny układ opracowała szwedzka firma SAAB przy współpracy z firmą LM Ericsson dla samolotu wojskowego SAAB 37 Viggen. Charakterystyki techniczne tego systemu były podobne do TRACE. Program kontroli nagrany był na taśmie magnetofonową sterującej maszyny matematycznej współpracującej z komputerem pokładowym samolotu, a całe urządzenie zainstalowane było na podwoziu samochodowym. W Czechosłowacji, Praski Instytut Lotniczy opracował układ KL-39 do wykrywania w samolocie L-39. Jest to programowane urządzenie naziemne umożliwiające częściową kontrolę systemów i agregatów (z próbą silnika włącznie). Wyniki jednego z 35 opracowanych programów prób drukuje drukarka, podając informacje z 36 miejsc pomiarowych w następujących wariantach:

- druk wszystkich wartości,
- druk tylko wartości przekraczających zadane granice,
- zatrzymanie na parametrze przekraczającym granicę,
- „ręczny” wybór miejsca pomiaru.

Jednym z elementów rozbudowanego systemu są pokładowe urządzenia rejestrujące. Przykładem może być urządzenie zapisujące firmy Lockheed Aircraft Service Company typu 209. Dotychczas eksploatowanych jest ich ok. 500 szt. (m.in. na prawie wszystkich typach samolotów firmy Boeing). Okres zapisywania wynosi 25 h, a jego analiza dokonywana jest na ziemi w ciągu 16 min.

Prace badawcze nad systemami ciągłej automatycznej kontroli stanu technicznego napędu prowadzone były również na samolocie Lockheed Starfighter F104G przez firmę Dornier i Leigh Instruments Ltd. of Canada. System ten:

- ostrzega przed niebezpieczeństwem sygnałem dźwiękowym,
- pokazuje przekroczenie wartości dopuszczalnej parametru,
- zapisuje dane do analizy na ziemi,
- zapisuje dane w czasie katastrofy.

Tworzą go czujniki, zespół zbierania danych, komputer pokładowy i czytnik danych. Rejestracji i analizie podlegają 64 parametry, z tego 19 bezpośrednio dotyczących silnika. Część naziemna układu zbudowana jest różnie, w zależności od wymagań użytkownika, i może spełniać następujące funkcje:

- odczyt, sprawdzenie i korekcja danych,
- przegląd pomiarów dokonanych w czasie lotu,
- zebranie danych dokumentacyjnych,
- odtworzenie danych do analizy,
- porównywanie danych i prognozowanie.

Dla zaoszczędzenia pamięci urządzeń rejestrujących i czasu opracowywania wyników dane zapisywane są w dwóch etapach: podczas lotu (od startu do wyłączenia silnika) i na ziemi. Analiza danych odbywać się może dwukierunkowo:

- przez wydruk wartości wszystkich lub wybranych parametrów,
- przez wydruk przebiegu zmiany parametrów (określenie ich krótko- i długoterminowych zmian — prognozowanie).

Celem tak ukierunkowanych analiz jest szybkie (10 min) podjęcie decyzji: zdolny do lotu czy nie, prognozowanie czasu dopuszczalnej jeszcze eksploatacji i określenie kiedy konieczny jest przegląd lub remont, lokalizacja i analiza uszkodzenia, określenie przyczyny uszkodzenia, przejście na

eksploatację „wg stanu”. Podstawową trudnością jaka wystąpiła podczas prób było ustalenie dopuszczalnych granic zmienności parametrów oraz współzależności między nimi. Różnice między wielkościami teoretycznymi a praktycznymi wynikały nie tylko z niedoskonałości teorii odwzorowującej praktyczne stany silnika, ale także od dokładności zastosowania urządzeń pomiarowych. W praktyce okazało się, że przyjęcie teoretycznych ograniczeń uczyniło system zbyt czuły, który sygnalizował awarię z zupełnie błahych powodów.

Bardzo pouczający jest przykład zastosowania nowego systemu kontroli stanu technicznego napędu na samolocie McDonnell Douglas F-4 Phantom. Próby takie rozpoczęto w 1971 r. na jednym egzemplarzu samolotu, kontrolując 21 parametrów pracy każdego z dwóch silników Rolls-Royce Spey w odstępach 0,5–1-sekundowych. Zebrano i opracowano wyniki ponad 150 lotów. Badania dotyczyły przede wszystkim czterech podstawowych problemów:

- 1) zmęczeniu uszkodzeń tarcz turbinowych,
- 2) poszukiwania dopuszczalnych granic parametrów mierzonych,
- 3) wczesnego wykrywania defektów łopatek,
- 4) poznania zjawiska pełzania łopatek.

**W problemie 1** przeprowadzono bardzo dokładną analizę wolnocyklicznych zmian prędkości obrotowej tarcz podczas różnych misji samolotu. Okazało się, że stosunek ilości zmian prędkości obrotowych w zależności od rodzaju lotu wynosi 30:1 dla pędni niskiego ciśnienia i 10:1 dla pędni wysokiego ciśnienia. Wynika stąd wniosek, że jedynie metodą statystyczną, rejestrując cykl zmian prędkości obrotowej każdego silnika, można kontrolować proces zmęczenia materiału tarcz i wałów. Silnik używany do prostych zadań (patrowanie), podczas których zmiany prędkości obrotowej w czasie lotu są rzadsze, może latać kilkakrotnie dłużej niż silnik „zamęczony” ciągłymi przyspieszeniami (np. podczas lotów po kręgu do ćwiczeń startów i lądowań).

**W problemie 2** ocenę stanu technicznego łopatek przeprowadzono na podstawie analizy tendencji zmian temperatury gazów za turbiną wysokiego ciśnienia oraz drgań jej wału. Pomiar drgań przeprowadzono podczas deceleracji, gdy wał w tym silniku jest szczególnie podatny na niewyrównoważenia. Pomiar temperatury gazów prowadzono podczas startu. Wnioski wyciągane z zależności wzrostu amplitudy drgań i temperatury (odniesionej do stałej prędkości obrotowej wału zespołu wysokiego ciśnienia) w funkcji liczby lotów. Począwszy od czterdziestego lotu od czasu rozpoczęcia badań drgania i temperatura zaczęły szybko rosnąć. Samolot wykonał jeszcze sześć lotów, tj. do chwili gdy wartość tych dwóch parametrów osiągnęła poziom sygnalizujący prawie pewny defekt.

**W problemie 3** pomiary dotyczyły temperatury gazów za turbiną wysokiego ciśnienia. Analizę wyników prowadzono w układzie temperatura i czas (w sekundach) przekroczenia o 10° dopuszczalnej wartości temperatury w funkcji liczby lotów. Kryterium oceny stanu technicznego łopatek i podstawą decyzji jak długo mogą jeszcze pracować był kontrolowany czas ich przegrzewania.

**W problemie 4** zjawisko pełzania łopatek badano na drugim stopniu turbiny wysokiego ciśnienia. Ustalono, że jest ono wypadkową pełzania powolnego (funkcja czasu, temperatury i naprężeń przy stałych prędkościach obrotowych) oraz szybkiego, o dużej intensywności (powstającego przy szybkich zwiększeniach prędkości obrotowej).

Istotną w tym systemie kontroli stanu technicznego silnika jest rejestracja czasów trwania określonych naprężeń w tarczach czy łopatkach, a więc zwrócenie uwagi na zmęczenie nowy aspekt ich obciążenia. Efektem tych i innych doświadczeń było zlikwidowanie stałych okresów międzyprzeglądowych (tj. przejście na eksploatację „wg stanu”) oraz osiągnięcie wynikających stąd pozostałych korzyści. Wymierne oszczędności finansowe szacowane są na ok. 10 tys. dol. rocznie na jeden samolot.

Przedsięwzięciem o największym do tej pory stopniu trudności był program opracowania systemu kontroli dla silnika Olympus 593 do samolotu BAC-SUD Aviation Concorde, podjęty przez firmę Rolls-Royce. Zdecydował o tym fakt, że samolot ten stanowi przełom w lotniczej komunikacji pasażerskiej, a lot z prędkością naddźwiękową stworzył wiele nowych problemów. Program ten godny jest również uwagi ze względu na to, że realizowany był równoległe z konstrukcją silnika i samolotu. Podstawową trudnością nie było stworzenie samego systemu, ale ustalenie które parametry silnika należy kontrolować i jak „przetłumaczyć” je na ocenę jego stanu technicznego. Okazało się bowiem, że współzależności między nimi są tak złożone, że bez ich ilościowego i jakościowego ustalenia system nie potrafi jednoznacznie i bezbłędnie wyciągać wniosków.



Wstępne badania przeprowadzono na prototypach 01 i 002 w 1971 r., kontrolując trzydzieści podstawowych parametrów pracy czterech silników podczas startu (przy prędkości ok. 350 km/h), przy wznoszeniu z prędkościami  $Ma = 1,2$ ,  $Ma = 1,6$  oraz przy prędkości powyżej  $Ma = 2$ . Dane były rejestrowane co 1 s przez okres 10 s każdego z powyższych stanów lotu. Podstawowym celem prób było ustalenie procedur korygujących dopuszczalne wartości parametrów, redukcja ich liczby oraz ustalenie faz lotu, podczas których są one rejestrowane (wprowadzono pomiar przy liczbie  $Ma = 0,75 \div 0,85$ ).

Przedstawione przykłady realizacji układów ciągłej, automatycznej kontroli stanu technicznego napędu pochodzą z początkowego okresu ich powstawania (przełom lat sześćdziesiątych i siedemdziesiątych) i dlatego żaden z nich nie realizuje w pełni funkcji sformułowanych na początku tego artykułu. Wskazują one jednak kierunek rozwoju prowadzący do powstania bardziej jeszcze rozbudowanych syste-

mów oceny i prognozy stanu technicznego całego samolotu (a nie tylko jego napędu) oraz zintegrowania ich z bardzo rozwijającymi się systemami nawigacji i automatycznego pilotażu.

Powszechne wprowadzenie takich systemów jest jeszcze sprawą przyszłości, jest to bowiem bardzo złożone przedsięwzięcie, wymagające rozwoju wielu pozornie odległych dyscyplin nauki i techniki. Jest również drogą, ale rachunek ekonomiczny inwestycji i zysków nie pozostawia wątpliwości co do kierunku rozwoju.

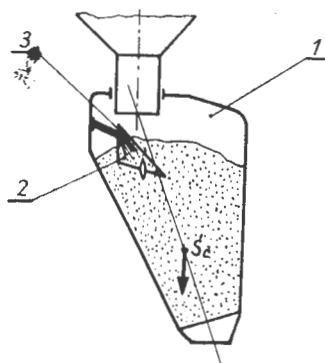
#### LITERATURA

1. J. KOZAK: Badania osprzętu mechanicznego. Wstęp do diagnostyki.
2. R. J. THATCHER: Condition Monitoring in Air Canada. *Ninth Annual FAA International Aviation Maintenance Symposium*, nr 12, 1973 r.
3. F. GREBY: What Turbine Technology is Teaching us about High-Speed Roller Bearings. *Machine Design* nr 12, 1970 r.
4. W. M. KACMARSKY, L. O. HEWKO: Effect of a High Traction Fluid on Skidding in a High-Speed Roller Bearing. *Journal of Lubr. Techn.* nr 1, 1971 r.

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL do opatentowania następujące wynalazki:

● Urządzenie do równomiernego ładowania materiałów sypkich w zbiorniku statku powietrznego (autor — M. Kopacz). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie prawidłowego załadunku spulchnionego wsadu oraz zwiększenia bezpieczeństwa w lotnictwie rolniczym.



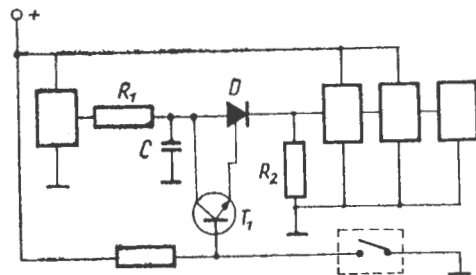
Urządzenie charakteryzuje się tym, że w zbiorniku 1 znajduje się element 2 w kształcie stożka ściętego, zwróconego wierzchołkiem 3 ku górze pod gardzielią zasypową 4 i ściętego ukośnie, dostosowanego do kształtu zbiornika 1.

Wynalazek, opublikowany w Biuletynie Urzędu Patentowego (BUP) nr 22/1979 r., w klasie B65G, pod nr P. 211213 T, chroniony jest jednym zastrzeżeniem.

● Licznik liczby lądowań statku powietrznego (autorzy: K. Słabocha i A. Nosek). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania takiego układu, który będzie odporny na wstrząsy podwozia przy lądowaniu.

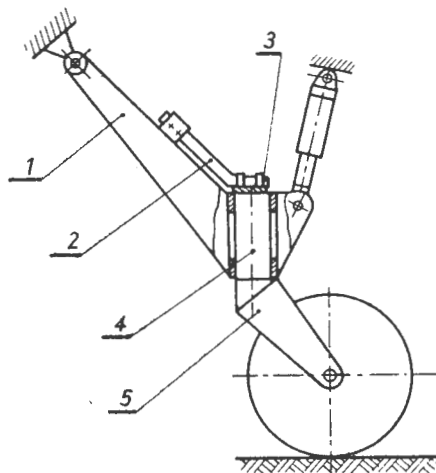
Licznik liczby lądowań składający się ze stabilizatora napięcia, układu opóźniającego złożonego z rezystora i kondensatora, rezystora rozładowującego połączonego z wejściem przerzutnika Schmitta, wzmacniacza i liczydła elektromechanicznego charakteryzuje się tym, że między układem opóźniającym  $R_1C$  a rezystorem  $R_2$  włączony jest tyrystor  $D$ , który rozładowuje kondensator  $C$  do określonego napięcia, nie pozwalającego na ponowne zadziałanie układu przy

podawaniu na tranzystor  $T_1$  serii impulsów krótkotrwałych.



Wynalazek, opublikowany w BUP nr 22/1979 r., w klasie B64D, pod nr P. 210889 T, chroniony jest jednym zastrzeżeniem.

● Urządzenie do ustalania koła w osi wzdłużnej aparatu latającego (autorzy: K. Kita i Z. Szczeciński). Wynalazek upraszcza



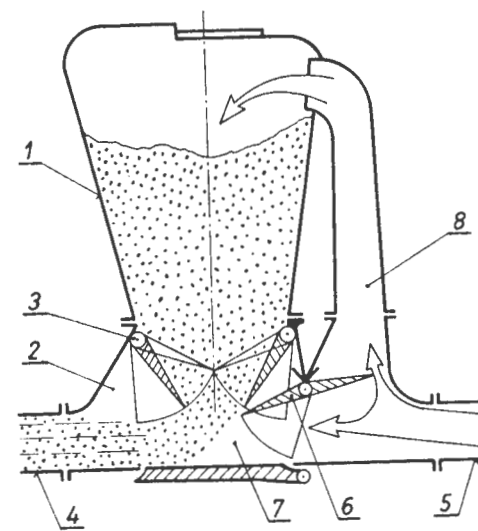
konstrukcję i zwiększa niezawodność działania urządzenia ustalającego koło samolotu.

Rozwiązanie charakteryzuje się tym, że podwozie na wahaczu 1 ma zamocowaną przynajmniej jedną parę sprężyn płytkowych 2 obejmujących drugimi końcami, ze wstępnym napięciem, rozpierek 3 zamocowanych trwale na czole osi 4 widełek 5, a usytuowany dłuższymi bokami w położeniu

neutralnym koła w osi wzdłużnej aparatu latającego.

Wynalazek, opisany w BUP nr 22/1979 r., w klasie B64C, pod nr P. 211212 T, chroniony jest dwoma zastrzeżeniami.

● Sposób sterowania przepływem sprężonego powietrza w układach agrolotniczych transportu pneumatycznego oraz urządzenie sterujące przepływem (autorzy: W. Iwaszczenko, M. Borowkow, R. Izmailow i S. Wójtowicz). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie całkowitego opróżniania zbiornika oraz zapobiegania tworzeniu się (w końcowej fazie wysypu) mgły wewnątrz zbiornika.



Sposób sterowania przepływem sprężonego powietrza w omawianych układach polega na tym, że w zależności od stopnia otwarcia kłapek 3 dozownika 2 powietrze skierowuje się zastawką 6 w odpowiednich proporcjach do strefy poddozownikowej 7, po czym do kanału transportowego 4 oraz do zbiornika 1 przez rurę nadmuchu 8.

Urządzenie sterujące przepływem ma w dozowniku 2, między kanałem zasilania 5 sprężonym powietrzem a strefą poddozownikową 7, zastawkę 6 przykrywającą i rozdzielającą powietrze.

Wynalazek, opisany w skrócie w BUP nr 23/1979 r., w klasie B64D, pod nr P. 211946 T, chroniony jest czterema zastrzeżeniami.

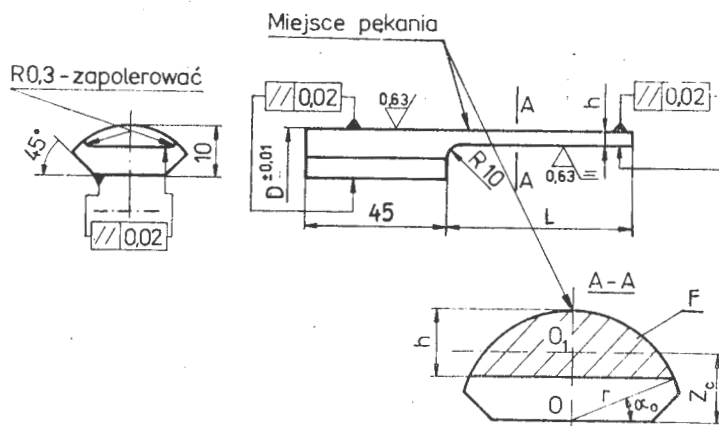
# Porównawcza ocena właściwości zmęczeniowych w badaniach technologicznych

Doc. dr inż. JERZY ŁUNARSKI  
Politechnika Rzeszowska

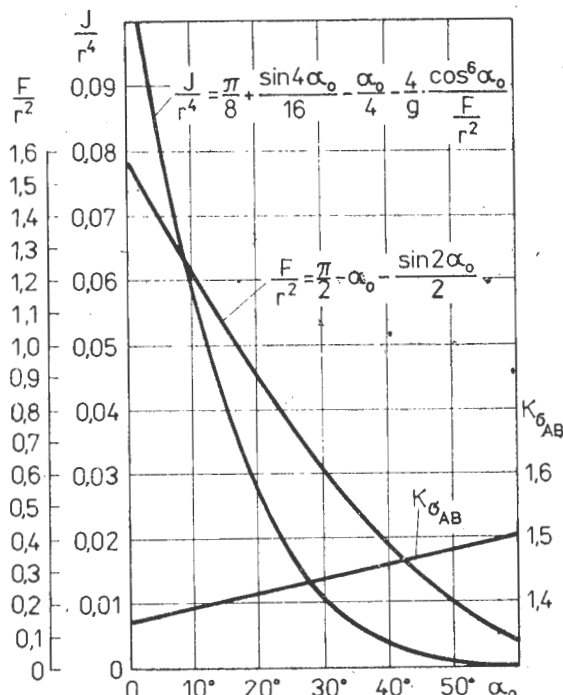
W pracy [1] podano metodykę badań zmęczeniowych próbek o przekroju prostokątnym na wibratorze elektrodynamicznym. W badaniach tych mogą być stosowane również próbki o przekroju okrągłym. Małe wymiary próbek i powierzchnia przejściowa (między częścią roboczą i chwytową próbki) w postaci promienia utrudniają obróbkę miejsca przewidywanego pęknięcia różnymi metodami stosowanymi w celu polepszenia wytrzymałości zmęczeniowej. Utrudnione jest wówczas przeprowadzenie porównawczej oceny przydatności tych metod. Znacznie korzystniejsza jest próbka przedstawiona na rys. 1 [2], w której pęknięcie występuje na powierzchni walcowej o promieniu  $10 \div 100$  mm. Umożliwia to łatwą obróbkę powierzchni takimi sposobami jak: toczenie, szlifowanie, dogładzanie, nagniatanie statyczne i dynamiczne, polerowanie wszystkimi sposobami i in.

## Obliczanie i wykonanie próbek

W celu właściwego programowania badań zmęczeniowych i ekonomicznego zużycia materiału konieczne jest wcześniejsze obliczenie podstawowych charakterystyk próbki z rys. 1. Zaleca się przeprowadzenie obliczeń w następującej kolejności:



Rys. 1. Kształt próbki specjalnej do badań porównawczych wpływu stanu WW na wytrzymałość zmęczeniową



Rys. 2. Wpływ kąta  $\alpha_0$  na parametry próbek z rys. 1

— zakłada się wymaganą częstotliwość drgań własnych próbki  $f$  w Hz, mając na względzie czas próby i moc dysponowanego wibratora,

— przyjmuje się wysokość przekroju poprzecznego części roboczej próbki  $h$  w cm, mając na względzie moc wibratora i technologiczność jej obróbki,

— zakłada się promień  $r$  w cm części roboczej, mając na względzie średnicę (lub przekrój) dysponowanego materiału,

— dla próbki o przyjętej wysokości  $h$  i promieniu oblicza się wartość  $a_0$  (rys. 1) ze wzoru [2]:

$$a_0 = \arcsin \frac{r-h}{r} \quad (1)$$

— oblicza się pole powierzchni przekroju poprzecznego próbki  $F$ , posługując się wzorem [3]:

$$F = r^2 \left( \frac{\pi}{2} - a_0 - \frac{\sin 2a_0}{2} \right) \quad (2)$$

— oblicza się moment bezwładności przekroju poprzecznego próbki względem osi obojętnej na zginanie wg wzoru [3]:

$$J = r^4 \left( \frac{\pi}{8} + \frac{\sin 4a_0}{16} - \frac{a_0}{4} - \frac{4}{9} \frac{\cos^6 a_0}{\frac{\pi}{2} - a_0 - \frac{\sin 2a_0}{2}} \right) \quad (3)$$

— określa się o ile naprężenia na powierzchni walcowej (w punkcie A) będą większe niż na przeciwległej powierzchni płaskiej wg wzoru:

$$K_\sigma = \frac{1 - \frac{Z_c}{r}}{\frac{Z_c}{r} - \sin a_0} \quad (4)$$

gdzie:

$$Z_c = \frac{2}{3} \cdot \frac{r \cos^3 a_0}{\frac{\pi}{2} - a_0 - \frac{\sin 2a_0}{2}} \quad (5)$$

— oblicza się długość części roboczej próbki wg wzoru:

$$L = \sqrt{\frac{0,56}{f} \sqrt{\frac{E \cdot J}{\rho \cdot F}}} \quad (6)$$

gdzie:  $\rho$  — gęstość materiału próbki,  $\text{kg/m}^3$ ;  $E$  — moduł Younga w Pa.

Wartości  $F$ ,  $J$  oraz  $K$  można określić z wykresów przedstawionych na rys. 2 (odczytaną wartość należy pomnożyć przez  $r^2$ , aby otrzymać  $F$  i przez  $r^4$ , aby otrzymać  $J$ ).

Pracochłonność wykonania próbki jest nieco większa niż przedstawiono w pracy [1] i trudniej jest uzyskać jej wysoką dokładność wymiarową. Przygotowanie próbki może odbywać się w dwojaki sposób:

— obróbka na gotowo powierzchni walcowej, a następnie wycinanie kształtu, polerowanie krawędzi, promienia przejścia i powierzchni płaskiej części roboczej,

— wstępna obróbka powierzchni walcowej, wycinanie kształtu, ostateczna obróbka powierzchni walcowej, polerowanie krawędzi, promienia i płaskiej powierzchni części roboczej. Podczas obróbki powierzchni walcowej, próbka jest zamocowana w specjalnej oprawce lub uchwycie.

Proces technologiczny wykonania próbek składa się przede wszystkim z następujących operacji: cięcie pręta, planowanie czoł i nakielkowanie, toczenie powierzchni walcowej, wiercenie otworu stopniowego osiowego, cięcie wzdłuż tworzącej na 3÷5 części, frezowanie powierzchni płaskiej części chwytowej, szlifowanie płaskiej podstawy części chwytowej, frezowanie i szlifowanie powierzchni płaskiej części roboczej, zaokrąglenie krawędzi, polerowanie promienia, krawędzi i powierzchni płaskiej części roboczej.

## Ustawianie naprężeń w czasie próby zmęczeniowej

Ustawienie właściwego obciążenia próbki w czasie próby zmęczeniowej (naprężeń) jest nieco bardziej złożone niż w

STASZEK J.: Subsonic and transsonic flow around a wing for various sweep angles (II). TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 3, p. 5

Results of French theoretical and experimental investigations of a variable sweep wing have been discussed in this paper. These results concern in particular occurrence of flow separations, vortex flows around the wing as well as shock waves and their shape.

SZCZĘSNA B.: Protection of operation of board radio instruments against electrostatic discharge effects. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 3, p. 8

The problem of electrostatic charges gathering on the airframe surface as well as a method to carry away these charges with minimum interference with operation of board radio instruments have been presented. A comprehensive review of current designs of electrostatic discharges has been given.

MINDOW N. C., WASEWA S. A.: Influence of manufacturing heredity at mechanical working of elements of high-strength steel. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 3, p. 13

Influence of mechanical working on fatigue characteristics of elements of aviation structures of 30HGSA steel has been presented, problems occurring at repairs have been discussed and practical conclusion have been given.

KALETA W.: Development directions in the field of diagnostics of aircraft turbine engines. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 3, p. 22

Development in diagnostics of aircraft turbine engines has been presented with connection to development in automation of aircraft power plants. New method of recognizing technical condition of engines and examples of technical solutions utilized in such diagnostic systems have been discussed.

LUNARSKI J.: Comparative evaluation of fatigue characteristics obtained in production tests. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 3, p. 26

A method of fatigue testing of cylindrical specimens with use of an electrodynamic vibrator as well as calculation formulas have been presented.

GLASS A.: Prototypes of the RWD-14 Czapla airplane. TLiA, vol. XXXVI, 1981, No. 3, p. 28

The difficulties which occurred during construction of the RWD-14 aircraft in the period from 1935 to 1938 as well as the story of development of four prototypes of this airplane have been described. The paper has been illustrated with photos and drawings not published yet.

STASZEK J.: Unterschall- und schallnahe Umströmung am Flügel bei verschiedenen Pfeilwinkeln (II). TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 3, S. 5

In der Beitrag werden die Ergebnisse der französischen theoretischen und praktischen Untersuchungen am Flügel mit veränderlichen Pfeilwinkel, besonders hinsichtlich des Auftretens von Abreisserscheinung, der Wirbelumströmung sowie der Verdichtungswellen und ihrer Form behandelt.

SZCZĘSNA B.: Betriebsschutz von Bordfunkanlagen vor den Folgen der elektrostatischen Entladungen. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 3, S. 8

In dem Aufsatz wird das Problem der auf den Flugzeugflächen auftretenden elektrostatischen Ladungen und ihre Ableitungsweise, die zu den geringsten Betriebsstörungen der Bordfunkanlagen führt, behandelt. Es wird ausführlich über den aktuellen Stand der konstruktiven Lösungen der elektrostatischen Enladeeinrichtungen berichtet.

MINDOW N. G., WASEWA S. A.: Einfluss der technologischen Erbllichkeit bei mechanischer Bearbeitung von Teilen aus hochfestem Stahl. TLiA, 36. Jahrg., 1981, H. 3, S. 13

Es wird der Einfluss der mechanischen Bearbeitung auf die Ermüdungseigenschaften von Flugzeugkonstruktionselementen aus dem 30HGSA-Stahl dargestellt sowie die bei Überholungsarbeiten auftretenden Probleme und die daraus folgenden praktische Folgerungen behandelt.

KALETA W.: Entwicklungsrichtungen der Diagnostik von Turbinen-Flugmotoren. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 3, S. 22

Angesichts der Automatisierung von Flugmotoren wird die Entwicklung der Diagnostik an Turbinenmotoren dargestellt. Es werden neue Beurteilungsmethoden des technischen Betriebszustandes von Motoren sowie Lösungsbeispiele dieser Systeme erörtert.

LUNARSKI J.: Vergleichsbeurteilung der Ermüdungseigenschaften bei technologischen Untersuchungen. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 3, S. 26

Es wird die Methode der Ermüdungsuntersuchungen an Probestäben mit zylinderförmiger Oberfläche auf einer elektrodynamischen Schwingeinrichtung erläutert sowie die Umrechnungsformeln angeführt.

GLASS A.: Prototype des Flugzeuges RWD-14 Czapla. TLiA, XXXVI Jhrg., 1981, H. 3, S. 28

Es werden die Schwierigkeiten, die beim Bau des Flugzeuges RWD-14 in den Jahren 1935—1938 aufgetreten sind, sowie das Schicksal der vier Prototypen dieser Maschine geschildert. Der Aufsatz enthält Abbildungen, die erstmals veröffentlicht werden.

СТАШЕК Я.: Дозвуковые и околозвуковые обтекание на крыле при различных углах стреловидности (II). TLiA, т. XXXVI, 1981, № 3, стр. 5

В статье описаны результаты французских теоретических и экспериментальных исследований крыла с переменной стреловидностью особенно появившиеся срывов обтекания, вихревых обтеканий а также ударных волн и их формы.

ЩЕНСНА Б.: Защита работы бортового радиооборудования от последствий электрических разрядов. TLiA, т. 36, 1981 г., № 3, стр. 8

Описана проблема накопления электростатического заряда на поверхности самолета и отвод заряда с наименьшими помехами работы электрооборудования. Дается полный обзор современных конструктивных решений электростатических разрядителей.

МИНДОВ Н. Г., ВАСЕВА С. А.: Влияние технологической наследственности при механической обработке деталей из высокопрочных сталей. TLiA, т. XXXVI, 1981, № 3, стр. 13

Представлено влияние механической обработки на усталостные свойства элементов авиаконструкции из стали 30ХГСА, указаны проблемы появляющиеся при ремонтах и практические выводы.

КАЛЕТА В.: Направления развития диагностики авиационных газотурбинных двигателей. TLiA, т. 36, 1981 г., № 3, стр. 22

Показано развитие диагностики авиационных газотурбинных двигателей в связи с развитием автоматики авиадвигателей. Описаны новые методы оценки технического состояния двигателей и примеры технических решений такого рода систем.

ЛУНАРСКИ Е.: Сравнительная оценка усталостных свойств в технологических испытаниях. TLiA, т. 36, 1981 г., № 3, стр. 26

Дается методика усталостных испытаний образцов цилиндрической формы на электродинамическом вибраторе, а также формулы пересчета результатов.

ГЛЯСС А.: Прототипы самолета РВД-14 Чапля. TLiA, т. 36, 1981 г., № 3, стр. 28

Описаны трудности, которые выступили при постройке самолета РВД-14 в 1935—1938 г. и историю развития четырех прототипов этого самолета. Статья иллюстрируется снимками и рисунками поступающими в печать впервые.

## PRENUMERATA

Jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje, organizacje i zakłady pracy zamawiają prenumeratę w miejscowych oddziałach RSW „Prasa-Książka-Ruch”, w miejscowościach zaś, w których nie ma oddziałów — w urzędach pocztowych. Czytelnicy indywidualni opłacają prenumeratę wyłącznie w urzędach pocztowych i u doręczycieli.

Przedpłaty są przyjmowane w terminach:

— do 25 listopada — na rok następny, I kwartał, I półrocze, do 10 marca — na II kwartał, do 10 czerwca — na III kwartał i II półrocze, do 16 września — na IV kwartał.

Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje Centrala Kolportażu Prasy i Wydawnictw, ul. Towarowa 28, 00-958 Warszawa, konto XV Oddział w Warszawie, nr 1153-201045-139-11.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest droższa od prenumeraty krajowej o 50% dla zleceniodawców indywidualnych i o 100% dla zlecających instytucji i zakładów pracy.

Cena prenumeraty krajowej: kwartalna zł 75, półroczna zł 150, roczna zł 300.

Egzemplarze archiwalne można nabywać w Dziale Handlowym Wyd. NOT SIGMA ul. Mazowiecka 12, 00-048 Warszawa, tel. 26-80-16.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

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: Spór o Kolibra — na finiszu . . . . .	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Międzynarodowe przewozy lotnicze krajów RWPg w 1979 r. . . . .	4
Zamówienia na dostawy szerokokadłubowych samolotów pasażerskich	4
J. Staszek: Optyw poddźwiękowy i przydźwiękowy na skrzydle przy róż- nych kątach skosu (II) . . . . .	5
B. Szczęsna: Ochrona działania pokładowych urządzeń radiowych przed skutkami wyładowań elektrostatycznych . . . . .	8
PROJEKTY: Northrop F-5G — USA . . . . .	12
PROTOTYPY: Piper PA-44 Turbo Seminole — USA . . . . .	12
N. G. Mindow, S. A. Wasewa: Wpływ dziedziczności technologicznej przy obróbce mechanicznej części ze stali wysokowytrzymałej . . . . .	13
KARTOTEKA TLIA: MBB (Kawasaki BK-117 — RFN) Japonia . . . . .	15
Akaflięg Braunschweig SB-11 Antares — RFN . . . . .	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Informacja o przepisach budowy samolotów TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Instalacja hydrauliczna; Instalacja pneumatyczna . . . . .	21
W. Kaleta: Kierunki rozwoju diagnostyki lotniczych silników turbinowych	22
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	25
J. Łunarski: Porównawcza ocena właściwości zmęczeniowych w badaniach technologicznych . . . . .	26
A. Glass: Prototypy samolotu RWD-14 Czapla (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	28
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK . . . . .	III okł.

Na okładce: PZL-M20 Mewa — rys. K. Cieślak

STASZEK J.: Optyw poddźwiękowy i przy-  
 dźwiękowy na skrzydle przy różnych ką-  
 tach skosu (II). TLIA, t. XXXVI, 1981, nr 3,  
 s. 5

W artykule omówiono wyniki francuskich  
 badań teoretycznych i doświadczalnych  
 skrzydła o zmiennym skosie, dotyczące  
 szczególnie pojawiania się oderwań, opty-  
 wów wirowych oraz fal uderzeniowych i  
 ich kształtu.

SZCZĘSNA B.: Ochrona działania poklado-  
 wych urządzeń radiowych przed skutkami  
 wyładowań elektrostatycznych. TLIA, t.  
 XXXVI, 1981, nr 3, s. 8

Przedstawiono problem ładunków elektro-  
 statycznych gromadzonych na powierzchni  
 płatowca i ich odprowadzenie w sposób da-  
 jący najmniejsze zakłócenia pracy pokła-  
 dowych urządzeń radiowych. Podano wy-  
 czerpujący przegląd aktualnych rozwiązań  
 konstrukcyjnych rozładowaczy elektrosta-  
 tycznych.

MINDOW N. G., WASEWA S. A.: Wpływ  
 dziedziczności technologicznej przy obróbce  
 mechanicznej części ze stali wysokowytrzy-  
 małej. TLIA, t. XXXVI, 1981, nr 3, s. 13

Przedstawiono wpływ obróbki mechanicz-  
 nej na właściwości zmęczeniowe elementów  
 konstrukcji lotniczych ze stali 30HGSA i  
 podano problemy występujące przy remon-  
 tach oraz wnioski praktyczne.

KALETA W.: Kierunki rozwoju diagnostyki  
 lotniczych silników turbinowych. TLIA, t.  
 XXXVI, 1981, nr 3, s. 22

Przedstawiono rozwój diagnostyki turbi-  
 nowych silników lotniczych w związku z  
 rozwojem automatyki silników lotniczych.  
 Omówiono nowe metody oceny stanu tech-  
 nicznego silników oraz przykłady rozwiązań  
 technicznych tego rodzaju systemów.

ŁUNARSKI J.: Porównawcza ocena właści-  
 wości zmęczeniowych w badaniach techno-  
 logicznych. TLIA, t. XXXVI, 1981, nr 3, s. 26

Podano metodykę badań zmęczeniowych  
 próbek o powierzchni walcowej na wibrato-  
 rze elektrodynamicznym oraz wzory przeli-  
 czeniowe.

GLASS A.: Prototypy samolotu RWD-14  
 Czapla. TLIA, t. XXXVI, 1981, nr 3, s. 28

Przedstawiono trudności, jakie wystąpiły  
 przy budowie samolotu RWD-14 w latach  
 1935-1938 i dzieje rozwoju czterech proto-  
 typów tego samolotu. Artykuł zilustrowano  
 zdjęciami i rysunkami po raz pierwszy pu-  
 blikowanymi.

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. Gołęzi-  
 nowski, 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. Gtrułski, mgr inż.  
 A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzego-  
 rzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz,  
 mgr inż. E. Kołodziński, doc. dr inż. T. Kostła, mgr  
 inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż.  
 T. Krótkiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kuna-  
 chowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mi-  
 kluska, mgr inż. A. Miłorek, mgr inż. Z. Olszański,  
 mgr inż. E. Pujso, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż.  
 S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 0070-1300-81. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. L-118.

Cena pojedynczego egz. zł 25,—

Prenumerata roczna zł 300,—

INDEKS 37909

**Jubileusz XX-lecia działalności wojskowych kół SNT**

W dniu 15 listopada 1980 r. odbyła się w Warszawie uroczystość jubileuszowa związana z XX-leciem działalności wojskowego ruchu naukowo-technicznego NOT, obchodzona w roku XXXV-lecia Naczelnej Organizacji Technicznej. W uroczystości wzięli m.in. udział: sekretarz NOT inż. Jan Legat; zastępca Głównego Inspektora Techniki Wojska Polskiego, Szef Radań i Rozwoju Techniki Wojskowej gen. dyw. dr inż. Czesław Piotrowski; zastępca Dowódcy Wojsk Lotniczych ds. Techniki i Zaopatrzenia gen. bryg. mgr inż. Zdzisław Piętrucha (członek Sekcji Lotniczej Oddziału Wojewódzkiego SIMP w Poznaniu); sekretarze generalni: PZITB — inż. Jadwiga Czerwińska, SEP — mgr inż. Kazimierz Gawąd, SITK — inż. Henryk Gołębiowski oraz szerokie grono wojskowych i cywilnych działaczy SNT NOT i zaproszonych gości.

Organizatorem uroczystości było Koło Zakładowe Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji przy Zarządzie Lotnikowym Wojsk Lotniczych, wchodzące w skład Sekcji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SITK, obchodzące XX-lecie swego istnienia.

Z okazji jubileuszów ukazały się rozkazy Dowódcy Wojsk Lotniczych i Dowódcy Wojsk OPK. Wielu działaczy różnych stowarzyszeń NOT zostało odznaczonych me-



dalami „Za zasługi dla lotnictwa”, „Za zasługi dla wojsk OPK”, białą bronią boczną, medalami „Za zasługi dla obronności kra-

ju” oraz wyróżnionych odznakami honorowymi NOT, SIMP, SITK i dyplomami. (T.R.)

## Nadzwyczajny Walny Zjazd SIMP

W dniach 6 i 7 grudnia 1980 r. w Domu Technika NOT w Warszawie odbył się Nadzwyczajny Walny Zjazd Delegatów SIMP. Zjazd zwołany pół roku po Walnym Zjeździe w Szczecinie, miał na celu:

- uchwalenie zmian w Statucie SIMP,
- zatwierdzenie ordynacji wyborczej władz SIMP,
- wybór nowych władz Stowarzyszenia oraz delegatów SIMP do Rady Głównej NOT,
- określenie programu działania SIMP na lata 1981-1984.

Do udziału w obradach Zjazdu byli zaproszeni przedstawiciele zarządów głównych Niezależnych Samorządnych Związków Zawodowych Lotnictwa Cywilnego, Personelu Latającego i Pokładowego oraz „Solidarności”.

## Sekcje SIMP w nowym statucie

Nareszcie doczekaliśmy się, że Statut SIMP sankcjonuje istnienie sekcji naukowo-technicznych. Nowelizacje Statutu zostały zatwierdzone przez Nadzwyczajny Walny Zjazd Delegatów SIMP w dniu 6 grudnia 1980 r. A oto ważniejsze zmiany i uzupełnienia wprowadzone do Statutu SIMP, obowiązującego od dnia 6 grudnia 1980 r.

### Rozdział I. Postanowienia ogólne.

§ 5. SIMP może powoływać oddziały wojewódzkie oraz koła i sekcje naukowo-techniczne, a w razie potrzeby może powołać ogniwa pośrednie między kołami a oddziałami wojewódzkimi.

### Rozdział II. Cele i środki działania.

§ 9. Celem SIMP jest: ...m.in.

— propagowanie i rozwijanie idei humanizacji techniki w działalności Stowarzyszenia, ...

— reprezentowanie i obrona interesów zawodowych i bytowych swych członków.

§ 10. SIMP realizuje swoje cele głównie przez: ...

14. Interweniowanie w przypadkach wy-

muszania działania niezgodnego z wiedzą inżyniera i technika oraz w przypadkach dyskryminacji zawodowej i społecznej członka SIMP.

Rozdział IV. Kadencja i podejmowanie uchwał.

### § 24

1. Kadencja władz SIMP trwa trzy lata, a ich wybór odbywa się w tajnym głosowaniu.

2. Członkowie władz SIMP pełnią swe funkcje honorowo. Wyjątek stanowi urzędujący Sekretarz Generalny SIMP.

3. Uchwały władz SIMP podejmowane są zwykłą większością głosów przy obecności co najmniej połowy osób uprawnionych do głosowania, o ile dalsze przepisy nie stanowią inaczej.

4. Dla ważności uchwał Zarządu Głównego, zarządów oddziałów, kół i sekcji naukowo-technicznych wymagana jest obecność przewodniczących zarządów lub jednego z wiceprzewodniczących. W razie równej liczby głosów rozstrzyga głos przewodniczącego zebrania.

### Rozdział V. Naczelne władze SIMP.

§ 30. W Walnym Zjeździe Delegatów SIMP z głosem stanowiącym udział biorą: ...

2. Delegaci sekcji głównych po jednym z każdej sekcji.

3. Członkowie honorowi posiadający obywatelstwo PRL.

### Rozdział VI. Oddziały wojewódzkie SIMP.

§ 45. W Walnym Zgromadzeniu Delegatów Oddziału Wojewódzkiego z głosem stanowiącym udział biorą: ...

3. Delegaci sekcji po jednym z każdej sekcji.

§ 50. Do Zarządu Oddziału Wojewódzkiego należą: ...

5. Powoływanie i rozwiązywanie kół SIMP ... oraz oddziałów sekcji naukowo-technicznych.

### Rozdział VIII. Sekcje naukowo-techniczne.

#### § 68

1. Sekcje naukowo-techniczne inspirowane i organizują działalność naukowo-techniczną

Stowarzyszenia, określoną celami i zadaniami SIMP i pełnią funkcję eksperta w swojej specjalności.

2. Zadaniem sekcji jest w szczególności:

— rozpatrywanie, badanie, opracowywanie i upowszechnianie określonych zagadnień technicznych, techniczno-ekonomicznych i ogólnogospodarczych określonej branży (specjalności),

— skupianie i ukierunkowywanie działalności stowarzyszeniowej w swej specjalności,

— opiniowanie kandydatów na rzeczoznawców zespołu, rzeczoznawców SIMP i wykładowców SIMP,

— opiniowanie dorobku zawodowego kandydatów do uzyskiwania stopni specjalizacji inżynierskich lub innych specjalizacji zawodowych.

#### § 69

1. Sekcje naukowo-techniczne Stowarzyszenia powoływane są na mocy uchwały Zarządu Głównego SIMP.

2. W pracach sekcji mogą brać udział członkowie SIMP z terenu całego kraju, którzy mogą być zorganizowani w oddziałach sekcji przy oddziałach wojewódzkich.

3. Na czele sekcji przy oddziałach wojewódzkich stoi zarząd sekcji wybierany przez członków sekcji.

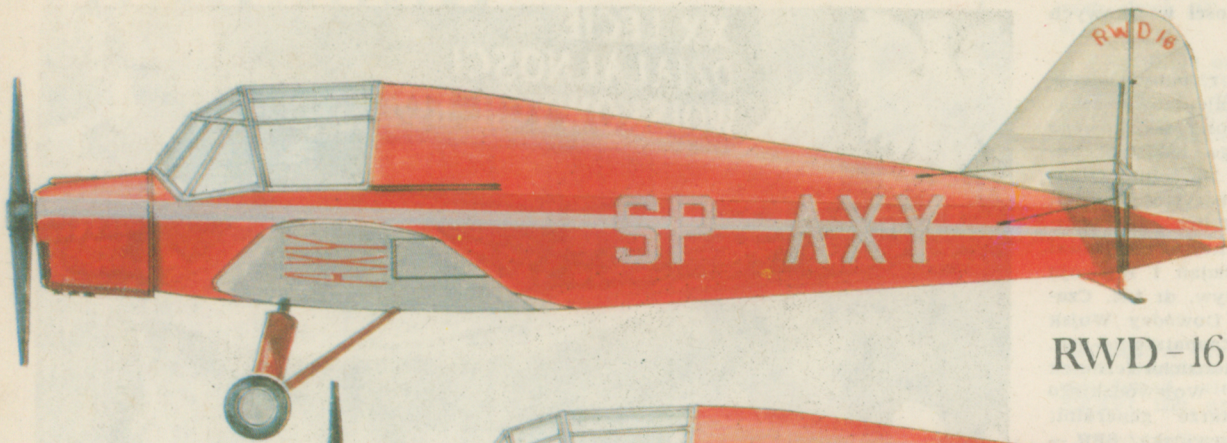
4. Na czele sekcji Stowarzyszenia stoi zarząd sekcji wybierany przez delegatów zarządów sekcji przy oddziałach wojewódzkich.

5. Szczegółową organizację, zakres działania sekcji oraz ich stosunek do innych ogniw Stowarzyszenia w ramach oddziałów SIMP określają regulaminy sekcji SIMP, zatwierdzone przez Zarząd Główny SIMP.

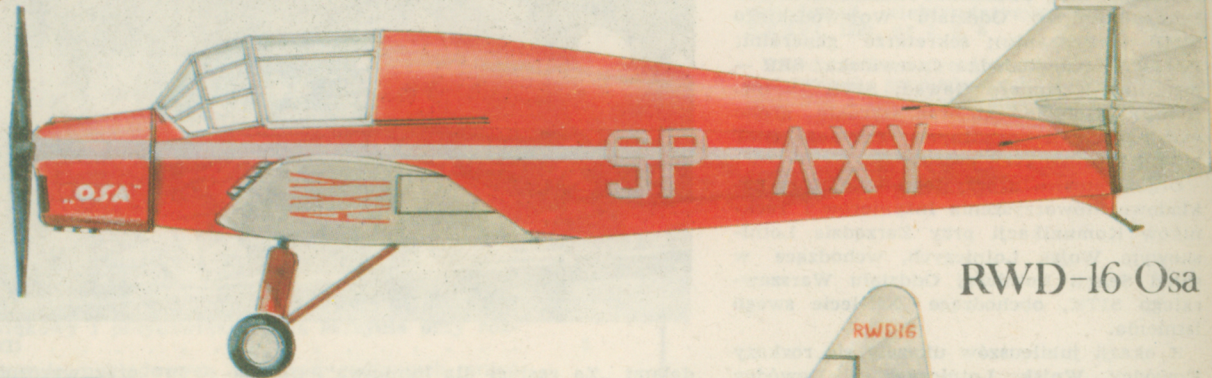
6. Do sekcji naukowo-technicznych mają zastosowanie odpowiednie przepisy rozdziałów I, II, IV Statutu, o ile przepisy szczegółowe regulaminu nie stanowią inaczej.

§ 70. Działalność sekcji Zarządu Głównego jest finansowana z budżetu Zarządu Głównego, zaś oddziałów sekcji z budżetu właściwego oddziału wojewódzkiego.

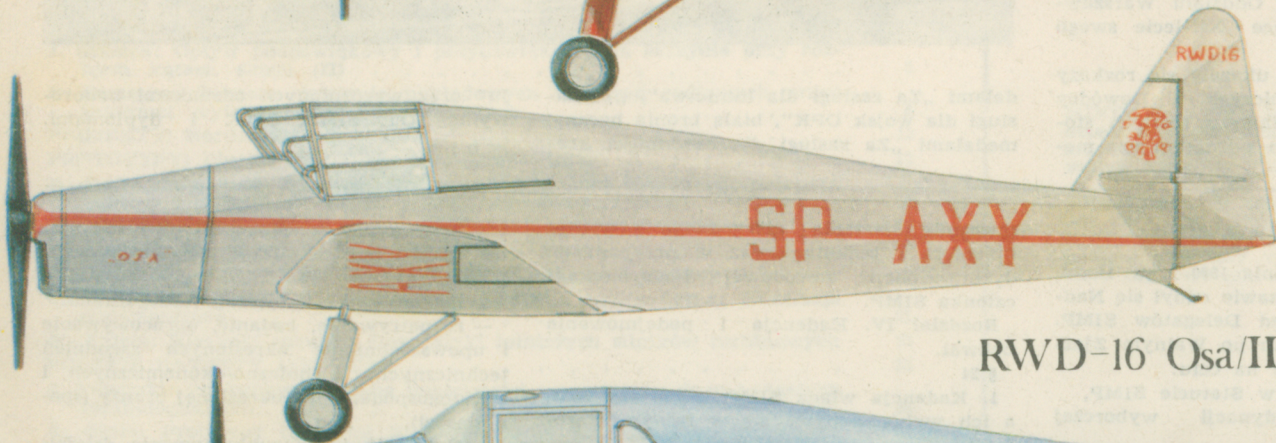
# Samoloty RWD



RWD-16



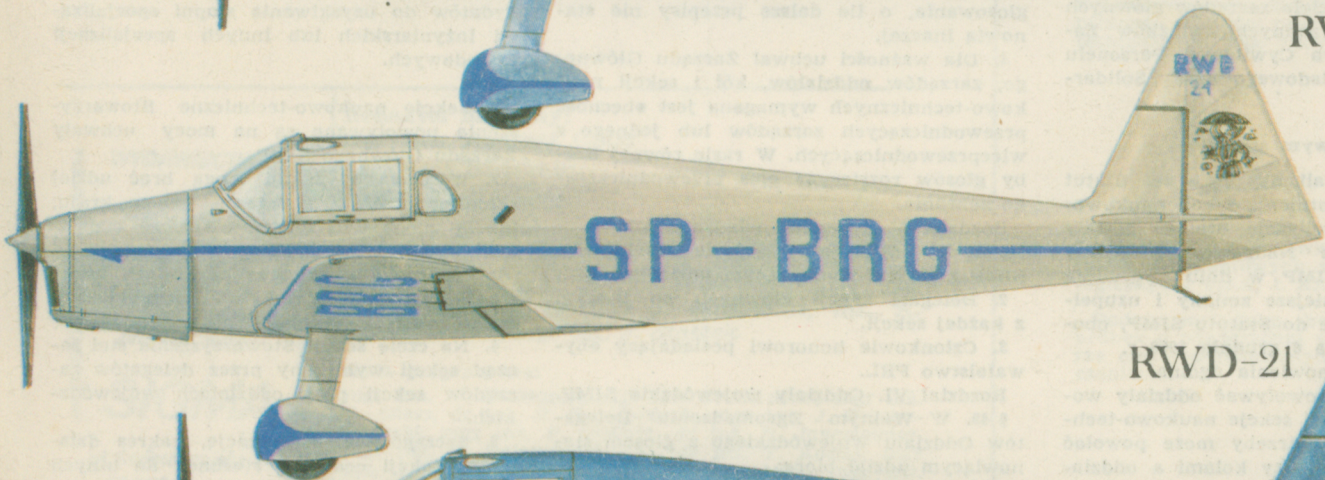
RWD-16 Osa



RWD-16 Osa/II



RWD-16 bis



RWD-21



RWD-21