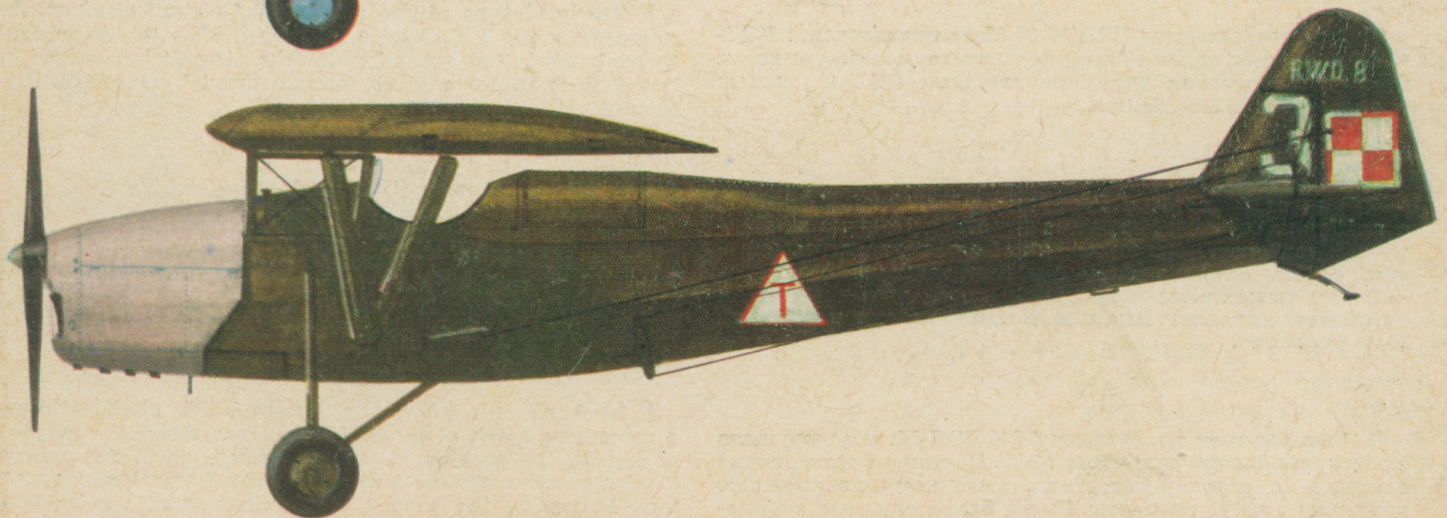
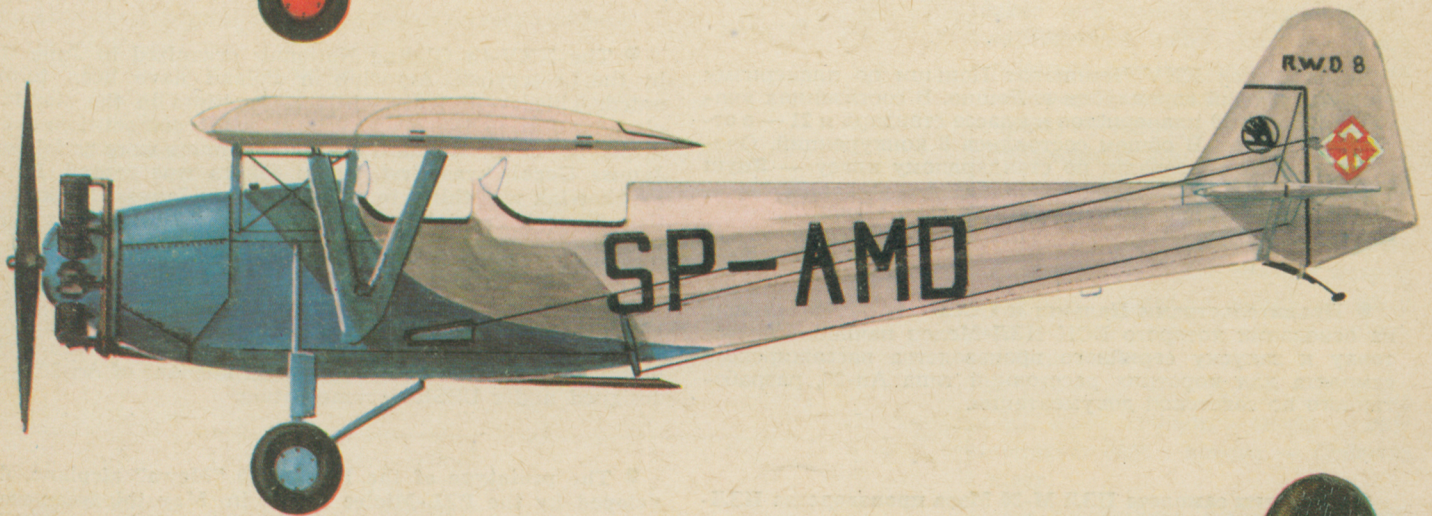
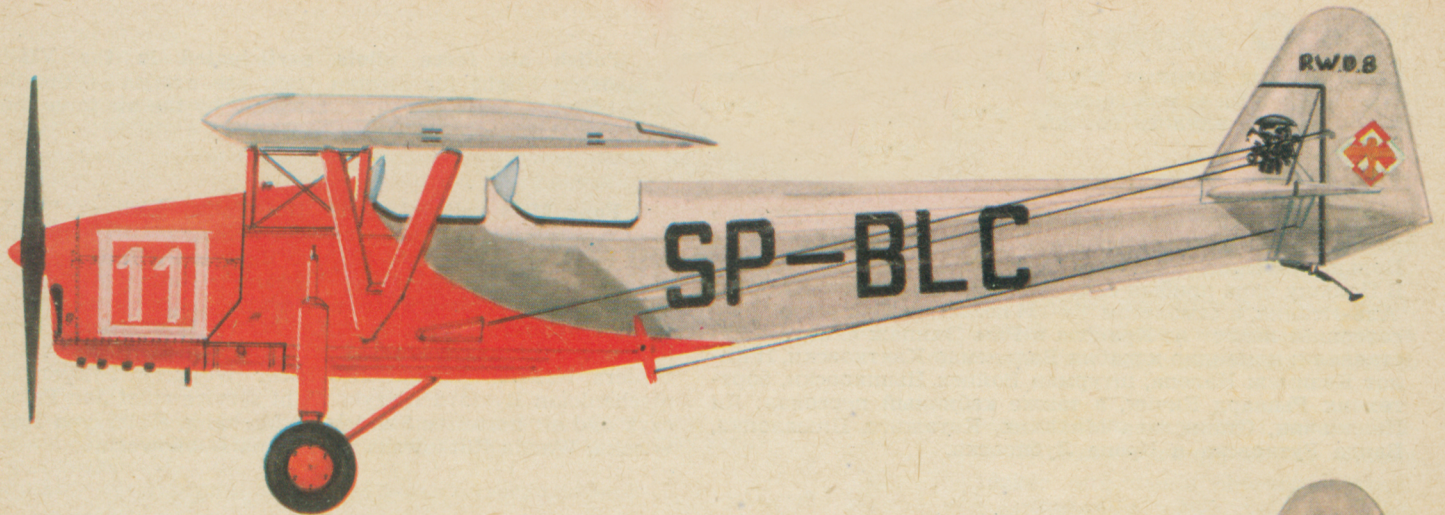


TECHNIKA

9'79

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● В текущем году Болгария получит 20 вертолетов ПЗЛ Ми-2 в большинстве сельскохозяйственных. Министерством сельского хозяйства Египета заказано выполнение авиахимработ 40 сельскохозяйственными самолетами ПЗЛ-106А Крук из Предприятия Авиахимработ ПЗЛ-Варшава.

● В международном планерном чемпионате Австрии польским планеристом Ф. Кэпка завоевано второе место в открытом классе.

● Польские военные лётчики приняли участие в VII Полете Дружбы армий социалистических стран. Хозяином мероприятия являлись военные лётчики ГДР.

● Четыре вертолеты Ми-8 польских авиалиний ЛЕТ с 2 по 10 июня т.г. использовались для путешествия через Польшу римского папы Яна Павла II за время его визита. В Польшу папа прибыл самолетом италианских авиалиний Аль-Италия, а самолетом Ту-134 польских авиалиний ЛЕТ совершил полёт из Кракова в Рим. Экипаж самолета составляли: командир корабля Вальдемар Квятковский, II пилот Казимеж Налепя, штурман Войцех Пышковски, борттехник Рышард Бичик, а также cabinный персонал: Ян Поляньчик, Станислава Михалик, Катажина Пшевлоцка, Ванда Рутковска и Ирена Лубковска.

● Окончился XXV Чемпионат Польши по планеризму организованный аэроклубом г. Лешно. В состязаниях участие приняли 19 планеристов в классе стандарт и 21 — в открытом классе. В общем состоялись 8 конкуренций. Очередные места завоевали: по стандартному класу — Януш Гогалья, Адам Сикора, Павел Фронцковяк; по открытому — Януш Центка, Генрик Позняк, Станислав Клюк.

● Правительствами Польши и СССР заключен договор, на основании которого ВСК ПЗЛ-Мелец начинает подготовку к запуску серийного производства пассажирского самолета для коротких расстояний типа Ан-28, разработанного по советской документации.

● Прототип самолета ПЗЛ М-20 Мэва производства ПЗЛ-Мелец прошёл первые наземные испытания в мае м-це т.г. Самолет оборудован двумя двигателями ПЗЛ Франклин производства ПЗЛ-Жешув.

● В июне м-це т.г. в Сельскохозяйственной Академии в г. Щецин состоялась защита первой в Польше коллективной докторской диссертации по сельхозавиации. Авторами работы «Анализ технико-эксплуатационных требований при применении самолетов и вертолетов в сельском хозяйстве» являлись: mgr инж. Богдан Гаевски, и mgr инж. Ежи Сенкевич.

● В апреле м-це т.г. заводом ВСК ПЗЛ-Мелец выпущена следующая партия самолетов М-15. Начиная с заключения постоянного сертификата типа, советскому потребителю переданы уже 24 самолеты. После благополучных эксплуатационных испытаний в СССР самолет признан аппаратом выполняющим все требования по безопасности полета, согласно советскому стандарту НИГС.

● This year Bulgaria will receive 20 helicopters of PZL Mi-2 type, chiefly for general aviation purposes. The Egyptian ministry of agriculture has ordered operations to be performed by 40 agricultural PZL-106A Kruk airplanes serviced by the Airborne Agricultural Services Division PZL-Warszawa.

● At the international glider championships in Austria our pilot F. Kępka was second in the open class.

● Polish air force pilots participated in the VII-th Friendship Flight for airmen from the armies of the Socialist States. The event was organized by the air force men of the G.D.R.

● Four Mi-8 helicopters of the Polish Airlines "LOT" served as air travel means to Pope John Paul II during his visit to Poland from 2 to 10 June this year. The Pope came to Poland on board of an "Alitalia" (Italian Air Lines) aircraft, but on his trip from Warsaw to Rome he utilized a Tu-134 aircraft of the PLL "LOT". The aircraft crew included: Cpt. pilot Waldemar Kwiatkowski, Co-pilot Kazimierz Nalepa, Navigation Officer Wojciech Pyszkowski, mechanic Ryszard Biczuk, flight service chief Jan Polańczyk and air hostesses Stanisława Michalik, Katarzyna Przewłocka, Wanda Rutkowska and Irena Łubkowska.

● The XXV-th Gliding Nationals organized in June this by the Leszczyński Aeroclub in Poland have been terminated. This event featured 19 competitors in the standard class, and 21 in the open class. In all, 8 competitions were displayed. In the standard class, the winners were as follows: Janusz Gogala was first, Adam Sikora was second, Paweł Frąckowiak was third; in the open class: Janusz Centka was first, Henryk Poźniak was second, Stanisław Kluk was third.

● The governments of Poland and of the Soviet Union reached an agreement on basis of which the WSK PZL-Mielec plant has started preliminary work to launch serial production of a close range passenger airplane of An-28 type, designed under USSR documentation.

● The prototype of the PZL M-20 "Mewa" airplane, developed by the PZL-Mielec plant in May this year went through the initial ground tests. The aircraft is powered by two PZL-Franklin engines manufactured by the PZL-Rzeszów plant.

● In June this year, the first doctoral thesis in Poland to be prepared by a team effort was defended at the Agricultural Academy in Szczecin. The thesis pertained to airborne agricultural operations, and was entitled "Analysis of technical-operational conditions for employing airplanes and helicopters in agriculture"; the authors were Mr. Bogdan Gajewski, Msc.Eng. and Mr. Jerzy Sienkiewicz, MSc.Eng.

● In April this year, the Mielec WSK plant released a successive batch of the M-15 airplanes. Since the moment of signing the permanent type certificate up to the present, 24 airplanes have been delivered to the Soviet Union operators. Following the successful termination of service tests in the USSR, the airplane has been approved as meeting all the flight safety requirements in accordance with the USSR standard — NIGS.

# TECHNIKA lotnicza I ASTRONAUTYCZNA

9'79

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5. Skr. poczt. 1004  
Tel. 27-25-41

Wydawca:

WYDAWNICTWO CZASOPISM  
I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH SIGMA  
PRZEDSIĘBIORSTWO NACZELNEJ  
ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

## SPIS TREŚCI

	Str.
Spotkanie lotniczych pokoleń w dęblńskiej „Szkole Orłąt” z udziałem Edwarda Gierka . . . . .	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Ceny samolotów w latach 1970-1979 (w dol. USA)	4
A. Glass: Nowości na Paryskim Salonie Lotniczym 1979. (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA) . . . . .	5
R. Łączkowski: Zastosowanie metody dyskretno-fazowej (MDF) do badań i kontroli drgań łopatek lotniczych silników turbinowych (I) . . . . .	7
J. Borgoń: Skrzydło o zmiennej geometrii . . . . .	10
J. Dąbrowska: Konstrukcja skrzynek i mechaniczne opracowanie bloków elektronicznych w lotnictwie . . . . .	14
KARTOTEKA TLIA: FMA IA-58 Pucara — Argentyna . . . . .	19
Lockheed S-3A Viking — USA . . . . .	21
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Rosyjskie napisy i tabliczki (III) . . . . .	23
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK . . . . .	24
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Określenie wielkości luzów w łożyskach i przegubach, Właściwości mechaniczne drewna (I) . . . . .	25
F. Kaźmierczyk: Sposób wyznaczania wskaźnika nośności LCN lotniskowej nawierzchni złożonej-półsztywnej (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK) . . . . .	27
NOWOŚCI TECHNICZNE: Satelita do badań oceanograficznych . . . . .	29
PROJEKTY: Koehler Twin Fan — RFN . . . . .	30
PROTOTYPY: Silniki tłokowe Sacma — Francja . . . . .	30
NOWOŚCI TECHNICZNE: System sterowania wirnikiem śmigłowca za pomocą jednej ręki . . . . .	31
A. Baluś, J. Chodorowski: Współczynnik intensywności naprężeń jako miara podatności na kruche pęknięcie . . . . .	32
A. Glass: Lot C. Adera na Avion III — wielka mistyfikacja w historii lotnictwa (Z DZIEJÓW TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	38
NOWOŚCI TECHNICZNE: Pojazd kosmiczny do badań Jowisza, Wskaźnik zużycia paliwa dla lekkich samolotów, Czujnik do badań kosmicznych . . . . .	40
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	III OKI.
Na okładce: Samoloty RWD-8: RWD-8 DWL, RWD-8 z silnikiem „Czarny Piotruś”, RWD-8 PWS do pilotażu bez widoczności ziemi — rys. K. Cieślak	

WYDAWNICTWO  
CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH  
NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA



**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. Gołdziński, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. J. Staszek

Rada Programowa:

mgr inż. M. Augustynowicz, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. R. Legięcki, mgr inż. A. Misiorek, mgr Z. Pawlak, inż. R. Woliński.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 13-1001/79. Nakład 4950 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g A1. C-128.

Cena pojedynczego egz. zł 20.—

Prenumerata roczna zł 240.—

INDEKS 37909

GLASS A.

**Novelties at the 1979 Paris Air Salon**

The author gives a general information on the 33rd International Aerospace Salon in Paris in 1979 and discusses the chief novelties exhibited there in the area of airplanes, helicopters, powered gliders and sailplanes.

LACZKOWSKI R.

**Application of the discrete — phase method (MDF) for testing and monitoring the vibrations of blades of aircraft turbines (I)**

The article deals with the MDF method and its application in studying the vibrations of gyrating blades of gas turbines and axial compressors. The research apparatus ELIA-2 was described, the method for identification of blade vibration forms was given, and the method was presented for establishing dynamic stresses. The application was discussed of the MDF method for monitoring the dynamic condition of the blades when employing the vibration signalling device "CIKŁ", and a simple indicator of injuries of the blades on the gyrating blade rim was described.

BORGON J.

**Variable-geometry wing**

The article deals with requirements pertaining to the aerodynamical composition of aircraft, and from this point of view the advantages and disadvantages of aircraft with variable-geometry wings were discussed.

DĄBROWSKA J.

**Design of Boxes and Mechanical Development of Electronic Blocks in Aviation**

The use of various kinds of boxes in aviation, forming closed electronic units, is a must. The paper gives a survey of presently used design solving methods of this kind of equipment in world aviation.

KAZMIERCZYK F.

**Method of Determining the LCN of a Semi-rigid Composite Runway Surface**

New semi-rigid composite runway surfaces made of a layer of cement concrete covered with a layer of asphaltic concrete need a classification of their loading in accordance with the LCN system. The paper discusses problems pertaining to semi-rigid composite runway surfaces and gives a method of determining their LCN number.

BALUL A., CHODOROWSKI J.

**Stress-Intensity Factor As a Measure of the Susceptibility to Brittle Cracking**

The paper presents a brief outline of the fundamentals of fracture mechanics and theory of the stress-intensity factor  $K_{Ic}$ . Examples of the  $K_{Ic}$  values of various materials used in aviation have been given.

GLASS A.

**The Flight of C. Ader on Avion III — Great Mistification in the History of Aviation**

The author presents the actual contributions of Clement Ader, pioneer of the French aviation in 19th century and the myth he created about his supposed flight made on Avion III plane in 1897.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIV WRZESIEŃ 1979

TECHNIKA

9'79

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

## Spotkanie lotniczych pokoleń w dęblińskiej „Szkole Orłąt” z udziałem Edwarda Gierka

W pierwszą rocznicę startu Polaka w kosmos, 27 czerwca br., odbyło się spotkanie lotniczych pokoleń w Wyższej Oficerskiej Szkole Lotniczej w Dęblinie. Na uroczystość przybył I sekretarz KC PZPR Edward Gierek. W spotkaniu uczestniczył członek Biura Politycznego KC PZPR minister Obrony Narodowej gen. armii Wojciech Jaruzelski.

Wśród witających Edwarda Gierka byli bohaterowie polsko-radzieckiego lotu gen. mjr Piotr Klimuk i ppik pil. Mirosław Hermaszewski.

Po przyjęciu raportu i przejściu przed frontem kompanii honorowej — I sekretarz KC PZPR Edward Gierek złożył wiązankę biało-czerwonych kwiatów przed pomnikiem wzniesionym przed 10 laty ze składek społeczeństwa ku czci bohaterów lotników dęblińskiej „Szkoly Orłąt”.

W dęblińskiej uczelni przypinano skrzydła całej plejadzie najwybitniejszych lotników polskich. Tym, którzy w latach II wojny światowej, na wszystkich jej frontach wstawili się bohaterstwem w walce z najeźdźcą niemieckim, przyczyniając się walcem do majowego zwycięstwa nad faszyzmem, jak również i tym, którzy w okresie powojennym nieustraszenie budowali zręby odrodzonego lotnictwa polskiego i dziś strzegą powietrznych granic socjalistycznej ojczyzny — Polski Ludowej.

Następnie odbyło się serdeczne spotkanie Edwarda Gierka z grupą seniorów polskiego lotnictwa, wśród których znaleźli się m.in. wielce zasłużeni dla rozwoju polskich skrzydeł: Jan Hryniewicz, Medard Konieczny, Wacław Król, Ignacy Kuprian, Stefan Łazar, Witold Łokuciewski, Witalis Michalak, Stanisław Skalski i Paweł Zołotow.

E. Gierek zwiedził salę tradycji WOSL, która obrazuje zarówno ponad półwiekowe dzieje dęblińskiej szkoły, jak i dorobek polskiej nauki i praktyki w rozwoju teorii i konstrukcji lotniczych. Przedstawiono tu także polski wkład lotniczy w zwycięstwo nad hitlerowską III Rzeszą.

W latach 1939÷1945 polscy piloci wykonali łącznie 110 tys. lotów bojowych, w walce zniszczyli 1000 samolotów wroga i zestrzelili 190 pocisków V-1. Znaczna część eksponatów związana jest z polsko-radzieckim braterstwem broni, zrodzonym na bitewnych polach oraz z powojenną współpracą Ludowego Wojska Polskiego i Armii Radzieckiej w imię pokoju i braterstwa.

I sekretarz KC PZPR dokonał następującego wpisu do księgi pamiątkowej:

„Jestem pełen uznania dla dorobku Wyższej Oficerskiej

Szkoly Lotniczej im. J. Krasickiego, jej bojowych tradycji i współczesnych osiągnięć szkoleniowo-wychowawczych. Szkoła wykształciła wiele pokoleń obrońców polskiego nieba, pilotów wrzesnia, sławnych lotników wszystkich frontów II wojny światowej. Wychowała także pierwszego polskiego kosmonautę.

Wszystkim bohaterskim lotnikom lat wojny i pokoju składam należny im hołd. W historii swojej szkoła wniosła liczący się wkład w dzieło umacniania obronności kraju, kształcąc wysoko wykwalifikowane kadry, które osłaniają najbardziej wrażliwe powietrzne granice państwa. Jubileusz 35-lecia PRL i 35-lecia Ludowego Lotnictwa Polskiego otwiera przed wami nową perspektywę rozwoju. W pierwszą rocznicę wspólnego polsko-radzieckiego lotu w kosmos — komendzie WOSL, jej kadry dowódczej i dydaktyczno-wychowawczej oraz całemu stanowi osobowemu składam serdeczne podziękowanie za dotychczasowy trud i wysiłek w pomnażaniu pięknych, bohaterskich tradycji. Życzę również wszystkim żołnierzom i pracownikom lotnictwa polskiego wielu dalszych sukcesów służących chwale i pomyślnemu rozwojowi Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej”.

Podniosłym momentem spotkania była uroczystość dekoracji przez I sekretarza KC PZPR sztandaru szkoły — najświętszego symbolu żołnierskich cnót i honoru — Orderem Krzyża Grunwaldu III klasy.

Dziękując za tak wysokie wyróżnienie, komendant WOSL gen. bryg. pilot Józef Kowalski zapewnił, że kadra i słuchacze uczelni nie spoczną w służbie i pracy dla dobra socjalistycznej ojczyzny i jej sił powietrznych.

W trakcie spotkania lotniczych pokoleń przypomniano bogate tradycje polskich skrzydeł w walkach toczonych w II wojnie światowej pod szandarami „Za wolność naszą i waszą”. Mówiono o historii polsko-radzieckiego braterstwa broni oraz współpracy w czasie pokoju, czego dobitnym przykładem był wspólny lot „Sojuza 30”.

Nawiązując do 35-lecia PRL i zbliżającej się 40 rocznicy agresji Niemiec hitlerowskich na Polskę, Edward Gierek podkreślił, że Polacy walczyli z faszyzmem na wszystkich frontach II wojny światowej. Prawdą jest jednak, że decydujące znaczenie w tej walce o zwycięstwo i wyzwolenie kraju miał nasz sojusz ze Związkiem Radzieckim i jego potężną armią, 600 tys. żołnierzy radzieckich poległo w tej walce na polskiej

dokończenie na str. 2



## POLSKA

● W br. Bułgaria otrzymała 20 śmigłowców PZL Mi-2, głównie w wersji lotniczej. Egipskie ministerstwo rolnictwa zamówiło wykonywanie prac przez 40 samolotów rolniczych PZL-106A Kruk Zakładu Usług Agrolotniczych PZL-Warszawa.

● W nrze 15 br. Przeglądu Technicznego ukazała się kolejna interesująca publikacja o lotnictwie pt. „Lotniska dla Aeroklubu” B. Jancelewicza, omawiająca problem Lotniska Aeroklubu Warszawskiego.

● Na międzynarodowych szybowcowych mistrzostwach Austrii w klasie otwartej nasz pilot F. Kępka zajął drugie miejsce.

● Polscy piloci wojskowi wzięli udział w VII locie przyjaźni lotników armii państw socjalistycznych. Gospodarzami tej imprezy byli lotnicy wojskowi NRD.

● Sztandar przechodni ministra Przemysłu Maszynowego i przewodniczącego ZG ZZM przyznano załodze kombinatu PZL Hydral we Wrocławiu za najlepsze wyniki produkcyjne w 1978 r.

● Cztery śmigłowce Mi-8 Polskich Linii Lotniczych LOT w dniach 2+10 czerwca br. służyły do podróżowania po Polsce papieża Jana Pawła II podczas jego wizyty (zdjęcie śmigłowca zamieściliśmy w nrze 8/79 TLIA). Do Polski papież przybył samolotem włoskich linii lotniczych Alitalia, natomiast samolotem Tu-134 PLL LOT odbywał podróż z Krakowa do Rzymu. Załogę samolotu stanowili: kpt. pil. Waldemar Kwiatkowski, II pilot Kazimierz Nalepa, nawigator Wojciech Pyszkowski, mechanik Ryszard Biczak oraz szef służby pokładowej Jan Polańczyk i stewardesa Stanisława Michalk, Katarzyna Przewłocka, Wanda Rutkowska i Irena Łubkowska.

● Na 25-lecie swego istnienia Wrocławski Zespół Lotnictwa Sanitarnego otrzymał do użytkowania nowe lotnisko cywilne w Strachowicach.

● W czerwcu br. w Akademii Rolniczej w Szczecinie odbyła się obrona pierwszej w Polsce zespołowej pracy doktorskiej z zakresu agrolotnictwa. Autorami pracy pt. „Analiza warunków techniczno-eksploatacyjnych przy stosowaniu samolotów i śmigłowców w rolnictwie” byli mgr inż. Bogdan



Samolot wielozadaniowy PZL An-2 w efektywnym biało-szaro-granatowym malowaniu

Fot. A. Glass

Gajewski i mgr inż. Jerzy Sienkiewicz. Promotorem pracy był doc. dr inż. Marek Michalski, a recenzentami prof. Zbysław Martini z Politechniki Poznańskiej, prof. Józef Kuczewski z SGGW i doc. Edmund Kossowski z Akademii Rolniczo-Technicznej w Olsztynie. Gratulujemy doktorantom.

● Rządy Polski i ZSRR zawarły porozumienie, na mocy którego WSK PZL-Mielec rozpoczęła przygotowania do uruchomienia seryjnej produkcji samolotu pasażerskiego bliskiego zasięgu typu An-28 opracowanego wg radzieckiej dokumentacji.

● Prototyp samolotu PZL M-20 Mewa produkcji PZL-Mielec w maju br. przeszedł pierwsze naziemne próby.

● W Rzeszowie w maju br. odbył się II krajowy zlot samolotowy oparty na regulaminie mistrzostw świata. Zawodnicy startowali na samolotach PZL-101 Gawron, PZL-104 Wilga i Zlin-42.

● 25 lipca br. odbył się pierwszy próbny lot samolotu służbowego PZL M-20 Mewa, zwanego „taksówką powietrzną”. Samolot jest produkowany przez Wytwórnę Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu. Samolot może startować i lądować na zwykłym trawiastym lotnisku. Wyposażony jest w dwa silniki PZL-Franklin (w przypadku awarii może lecieć tylko z jednym silnikiem). Zabiera on sześć osób z bagażem lub siedem bez bagażu.

● Życie Warszawy z dnia 31 lipca br. podało informację o planowanej podwyżce cen (9+15%) na przewozy pasażerskie i to-

warowe od 1 września br. Decyzję tę powzięły w Genewie 63 towarzystwa lotnicze należące do Międzynarodowego Stowarzyszenia Transportu Lotniczego (IATA). Podwyżka wymaga jeszcze zatwierdzenia przez poszczególne rządy.

● W końcu czerwca br. w Krakowie rozegrano spadochronowe mistrzostwa Wojska Polskiego. Startowało 60 zawodników oraz poza konkursem drużyna CSKA Moskwa z wicemistrzem świata Nikołajem Uszmajewem. Mistrzem Wojska Polskiego został Ryszard Olszowy ze Śląskiego Okręgu Wojskowego I, wicemistrzem Józef Łuszczki z Warszawskiego Okręgu Wojskowego I, a trzecie miejsce zajął Lesław Panas (WOW II). Drużynowo pierwsze miejsce zajął II zespół Warszawskiego Okręgu Wojskowego, drugie I zespół WOW, a trzecie Śląski Okręg Wojskowy.

● W biurze ZG Aeroklubu PRL w Warszawie odbyło się 17 lipca br. seminarium na temat bezpieczeństwa lotów. Seminarium przewodniczył prezes Aeroklubu PRL, gen. bryg. pil. dr Józef Sobleraj.

● Biuro Polityczne Komitetu Centralnego Polskiej Zjednoczonej Partii Robotniczej rozpatrzyło na posiedzeniu w dniu 12 lipca br. program badań kosmicznych w Polsce w latach osiemdziesiątych.

● Minister Komunikacji powziął decyzję o udostępnieniu portu lotniczego Zielonej Góry dla zagranicznej komunikacji lotniczej samolotami czarterowymi LOTU. Przewidziano jeden lub dwa rejsy tygodniowo do Budapesztu, Pragi, Burgas i Warny samolotami Il-18 lub Tu-134.

dokończenie ze str. 1

ziemi. Ich mogiły otaczane są przez wdzięczny nasz naród czcią i pamięcią.

Następnie I sekretarz KC PZPR wskazał na podstawowe czynniki, które decydują dziś o sile i bezpieczeństwie naszej ojczyzny. Są nimi: jedność naszego narodu, potencjał społeczno-gospodarczy kraju, sojusz ze Związkiem Radzieckim i innymi państwami socjalistycznymi oraz silna, nowoczesna armia.

Wyrażając uznanie dla Ludowego Wojska Polskiego za wkład w umacnianie obronności kraju, Edward Gierek przekazał wszystkim żołnierzom naszych sił zbrojnych, a zwłaszcza lotnikom, w przededniu 35 rocznicy powstania Ludowego Lotnictwa Polskiego, życzenia pomyślności w służbie dla socjalistycznej ojczyzny i satysfakcji w życiu osobistym. Za tę wysoką ocenę podziękował w imieniu wszystkich żołnierzy Wojska Polskiego gen. armii Wojciech Jaruzelski.

(PAP)

● Organizowane w czerwcu br. przez Aeroklub Łęszczyński XXV Szybowcowe Mistrzostwa Polski zostały zakończone. W imprezie brało udział 19 zawodników w klasie standard i 21 w klasie otwartej. Ogółem rozegrano 8 konkurencji. W klasie standard kolejność zdobytych miejsc była następująca: pierwsze miejsce Janusz Gogala, drugie — Adam Sikora, trzecie — Paweł Frąckowiak; w klasie otwartej pierwsze miejsce — Janusz Centka, drugie — Henryk Poźniak, trzecie — Stanisław Kluk.

● W kwietniu br. mielecką WSK opuściła kolejna partia samolotów M-15. Od momentu podpisania stałego świadectwa typu do chwili obecnej przekazano odbiorcy radzieckiemu już 24 samoloty. Po pomyślnym zakończeniu prób eksploatacyjnych w ZSRR samolot został uznany za maszynę spełniającą wszelkie wymogi bezpieczeństwa lotu, zgodne z radziecką normą NIGS. Samolot M-15 jest wynikiem pomyślnej współpracy polskiej i radzieckiej myśli konstrukcyjnej. A oto wypowiedź radzieckiego pilota doświadczalnego Nikołajana Wasilewicza opublikowana w *Głosie Mielca* z dnia 5 maja br. „...Jako pilot doświadczalny zwykle przede wszystkim mówię o wadach nowej maszyny. A ta — prosta w sterowaniu, widoczność w kabinie jak w Ziguli, M-15 nie zwala się w korkociąg przy starcie prędkości, nie traci stateczności nawet w przypadku awaryjnego zrzuca nawozów sztucznych lub 1450 l płynnych preparatów z prawego lub lewego zbiornika międzyskrzydłowego... Robocza szerokość obrabianego pasa pola przy rozlewaniu granulatu układa się stabilnie w 47 metrach, a przy płynnych chemikaliach w pasie szerokości 70 m... Przy właściwej organizacji pracy można w ciągu dnia wykonać zabiegi agrolotnicze na obszarze 1000—1200 ha...”

● Wydział prób i badań śmigłowców w WSK-Świdnik. W 1958 r. Zakład dysponował zaledwie małym, prototypowym biurem konstrukcyjnym i po otrzymaniu od Instytutu Lotnictwa w Warszawie, który wykonywał wszystkie prace badawcze, klatki do zawieszania śmigłowców rozpoczęto pierwsze badania statyczne śmigłowcowe SM-1 i próby statyczne dźwgarów łopat. 10 lat temu powołano do życia Ośrodek Badawczo-Rozwojowy z odrębną dyrekcją. W skład tego Ośrodka weszli pracownicy wydziału badań. Wówczas to powstały stoiska do badań zmęczeniowych piasty i tarczy śmigłowca, funkcjonujące do dziś. Przy rozpoczęciu produkcji licencyjnej śmigłowca Mi-2 wzrosły zadania i rozwój badań — doszło wówczas wiele prac zmęczeniowych. Obecnie w związku z wdrażaniem do produkcji samodzielnych prototypowych śmigłowców nastąpił dalszy wzrost zadań na tym wydziale. Należy bowiem przebadać wszystkie skonstruowane zespoły i elementy, kontynuując jednocześnie badania śmigłowca Mi-2. Do największego sukcesu WSK-Świdnik należy zaliczyć fakt, że potrafili przejść i opanować całość prób śmigłowcowych. Po wielu trudnościach kadrowych osiągnęli kadrę stabilną i wysoko kwalifikowaną, rozwiązującą bardzo trudne, nowe i różnorodne problemy badawcze. Ich baza techniczna jest największa w przemyśle lotniczym.



## CZECHOSŁOWACJA

● Zakłady Orličan w Choceni rozpoczęły seryjną produkcję szybowca VSO-10 w wersji VSO-10C, czyli klubowej. VSO-10C różni się od prototypu niechowanym kołem podwozia i brakiem zbiorników na balast wodny. Osiągi wersji seryjnej są niższe o 5% od osiągnięć prototypu. Pierwsze dwa egzemplarze VSO-10C zajęły dwa pierwsze miejsca w Mistrzostwach Europy w kategorii Club w czerwcu br. w Szwecji.



## FRANCJA

● Samoloty wytwórni SOCATA: Rallye i ST-10 otrzymały nowe oznaczenia. Niżej podajemy oznaczenia dotychczasowe, a obok nowe nazwy: Rallye 110ST — Galopin; Rallye 160ST — Garnement; Rallye 180T — Galerien; Rallye 180GT — Gallard; Rallye 235CA — Gaucho; Rallye 235G — Guerrier; Rallye 235GT — Gabriel (*uwaga: ST — Sport Tourisme, GT — Grand Tourisme, T — holujący, CA — rolniczy, G — wojskowy*); TB-9-(160) — Tampico, TB-10-(180) — Tobago.

● Silnik turbowalowy Turbomeca Astozou 20A otrzymał w lutym br. certyfikat francuski. Przy masie 195 kg silnik ten ma moc startową ok. 765 kW (1313 KM). Służy on jako napęd francuskiego śmigłowca SA-361 Dauphin.



## KANADA

● Wytwórnia Canadair wyprodukowała dotychczas 65 wodnosamolotów pożarniczych CL-215, z czego 47 na eksport.



## USA

● Wytwórnia McDonnell-Douglas rozpoczęła budowę 20 zbiornikowców KC-10 (odmiana DC-10). Pierwszy egzemplarz ma być dostarczony lotnictwu wojskowemu w 1980 r.

● W marcu br. wytwórnia McDonnell-Douglas dostarczyła dziewięćsetny samolot DC-9. Zamówiono dotychczas 1005 DC-9. Najnowsza wersja to DC-9-80 Super.

● Wytwórnia Bell przyjęła od Chin zamówienie na 9 śmigłowców Bell 212 za 12 mln dol. Śmigłowce mają być dostarczone między wrześniem a grudniem br.

● Zachodniemieckie linie lotnicze Luftansa zamówiły w wytwórni Boeing 32 samoloty Boeing 737-200 po 13,1 mln dol. za szt. Pierwsze dostawy zostaną zrealizowane w drugim półroczu 1980 r.

● Egipt zamierza zakupić w USA 300 samolotów myśliwskich F-16, zaś Izrael 180.

● Policja, dla ułatwienia pogoni za przestępcami, zamontowała na płoście śmigłowca Bell 205 motocykl, na którym policjant, po wylądowaniu śmigłowca, może kontynuować pościg.

● Wytwórnia Ayres, produkująca samolot rolniczy Thrush, wykonała prototyp dwumiejscowej wersji tego samolotu i obecnie dokonuje przeróbek samolotów tego typu na dwumiejscowe. Według wstępnej oceny blisko połowa użytkowników samolotów Thrush jest zainteresowana wersją dwumiejscową.



## W. BRYTANIA

● Wytwórnia Westland dostarczyła już 100 śmigłowców WG 13 Lynx. W maju br. został oblatany pierwszy prototyp następcy śmigłowca Lynx, oznaczonego WG-30. Śmigłowiec przypomina Lynxa, lecz jest od niego nieco większy.

● Wytwórnia Short zakupiła licencję na budowę i montaż amerykańskich szkolnych samolotów tłokowych Piper Tomahawk, które w br. weszły do produkcji w USA. Przewiduje się montaż 10 szt. miesięcznie. Cena samolotu ma być o 500 dol. niższa niż samolotu Cessna 152.

● W lecie br. został sprzedany 1000 egzemplarz samolotu Britten-Norman Islander/Trislander. Wytwórnia Short sprzedała 38 samolotów lokalnej komunikacji Short 330.



## ZSRR

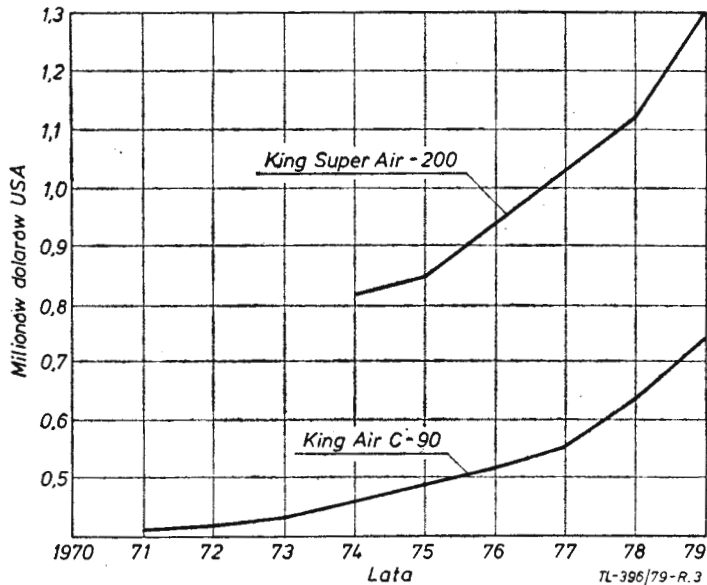
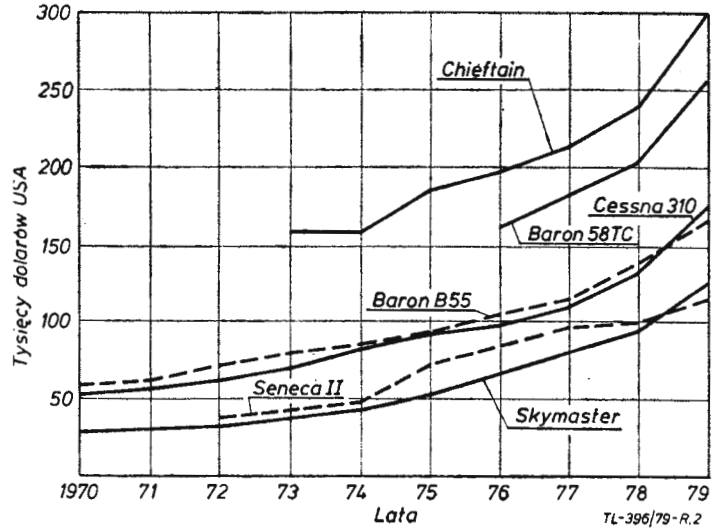
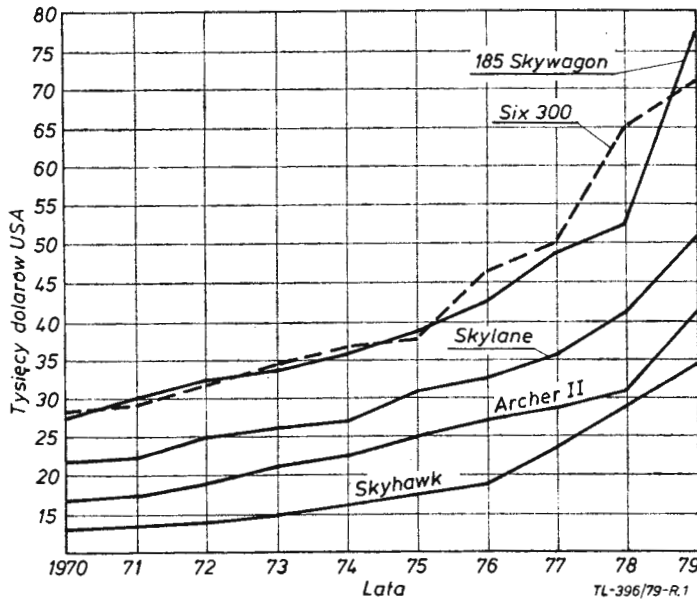
● Przewozy Aeroflotu w lipcu ub.r. (jest to najpracowitszy miesiąc roku dla radzieckich linii lotniczych) wyniosły 12,3 mln osób. Aeroflot ma 1750 linii.

# STATYSTYKA LOTNIEZA

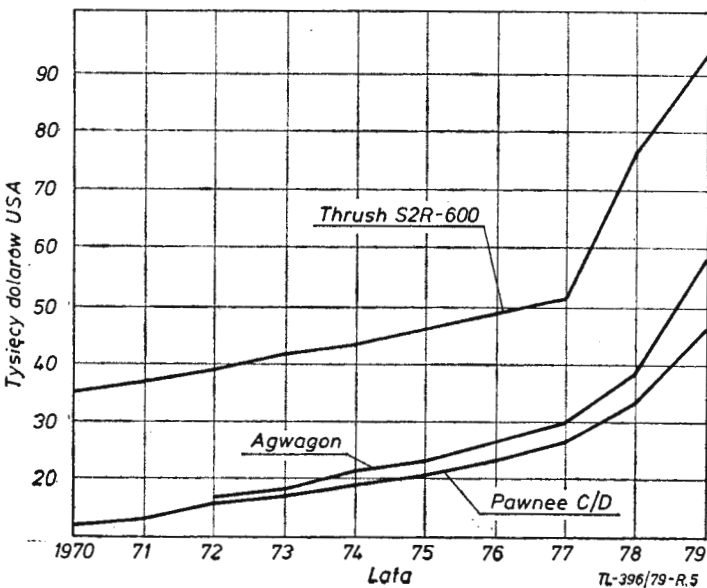
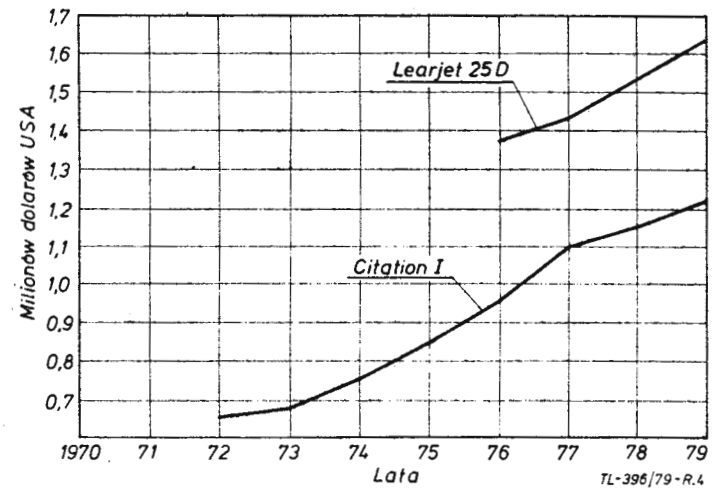


## Ceny samolotów w latach 1970 ÷ 1979

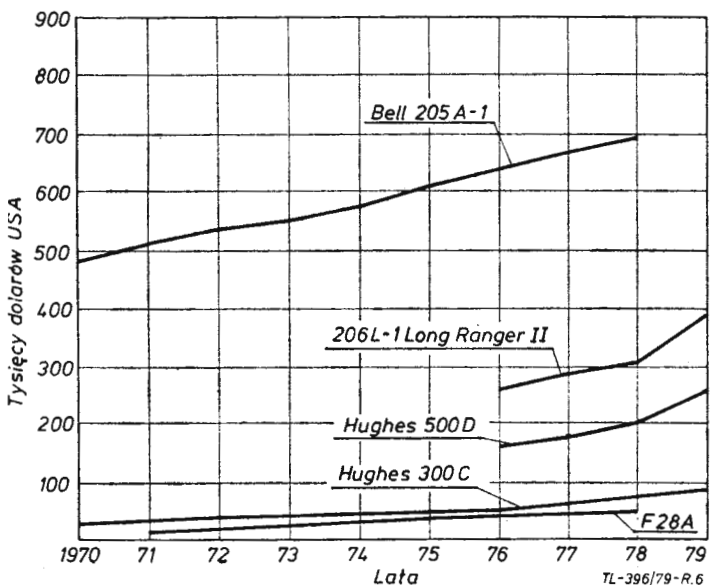
(w dol. USA)



### ◀ Jednosilnikowe      Dwsilnikowe



### ◀ Turbośmigłowe      Odrzutowe



### Rolnicze

### Śmigłowce



## Nowości na Paryskim Salonie Lotniczym 1979

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Podano ogólne informacje o 33 Międzynarodowym Lotniczo-Kosmicznym Salonie 1979 w Paryżu. Omówiono główne nowości Salonu w dziedzinie samolotów, śmigłowców, motoszybowców i szybowców.

Na 33 Międzynarodowym Salonie Lotniczo-Kosmicznym w Paryżu-Le Bourget (9÷17.06.1979) pokazano 200 samolotów, śmigłowców i szybowców ponad 180 typów z 20 krajów. Francja i USA wystawiły więcej niż po 50 samolotów, W. Brytania i Włochy po 18, RFN — 14, pozostałe kraje po kilka (1÷7).

Jak na każdej współczesnej wystawie lotniczej, przeważały nowe wersje samolotów znajdujących się w produkcji. Licząc wg dat oblotu, 7 konstrukcji było z 1979 r., 10 z 1978 r. i 10 z 1977 r. Należały one do nowości, gdyż nie były jeszcze demonstrowane na Salonie Paryskim (Salon odbywa się co 2 lata). Nowością były również pokazane po raz pierwszy projekty oraz modele i makiety konstrukcji znajdujących się w budowie lub w próbach. Projektów i konstrukcji jeszcze nie zrealizowanych przedstawiono kilkanaście.

Wśród konstrukcji tegorocznych uwagę zwracały: francuski ciężki myśliwiec Mirage 4000, amerykański myśliwiec Northrop A/F-18L (pokazano makietę), makietę kabiny amerykańskiego samolotu służbowego Cessna Citation III (oblatanego w maju br.), amatorski miniodrzutowiec francuski Microjet 200 (oblot odbędzie się w końcu br.), brytyjski śmigłowiec Westland WG-30 (oblatany w kwietniu br.), zachodnio-

niemiecko-japoński śmigłowiec MBB-Kawasaki BK-117 (pokazano makietę, oblot latem br.) czy dwusilnikowa odmiana śmigłowca francuskiego Ecureuil: AS 355E Twinstar (wykonano dopiero makietę).

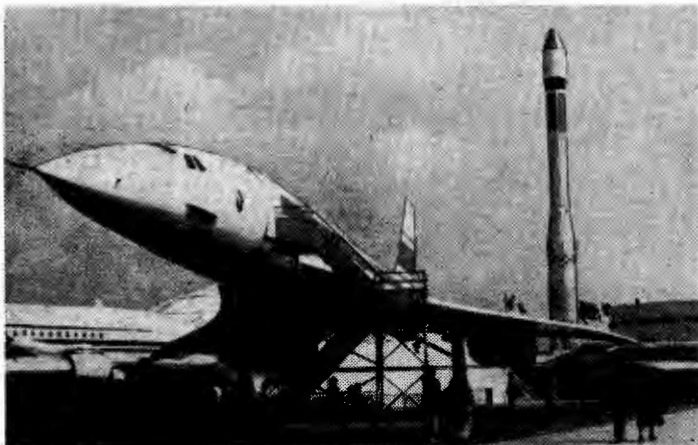
Spośród konstrukcji zeszłorocznych po raz pierwszy zostały pokazane publicznie: włoska latająca furgonetka SIAI-Marchetti F-600 Canguro i rumuński jednomiejscowy motoszybowiec IS-29EM. Ponadto zainteresowanie wzbudziły: brytyjski pionowzłot Sea Harrier, kanadyjski samolot służbowy Canadair CL-600 Challenger, francuski samolot myśliwski Mirage 2000, francuski samolot szkolno-treningowy Fouga 90, francuski śmigłowiec SA 332 Super Puma, zachodnioniemiecka turbinaowa furgonetka Dornier TurboSky, amerykański rolniczy Turbo-Cat i dwumiejscowy Ag-Cat, zachodnioniemiecki szkolno-treningowy Fantrainer, włoski turbośmigłowy samolot służbowy Aeritalia AP-68 TP Victor, izraelski patrolowy Sea Scan (wersja samolotu Jet Commander Westwind) oraz zachodnioniemiecki szybowiec Grob Speed Astir.

Do najciekawszych konstrukcji z 1977 r., nie pokazanych dotychczas na Salonie Paryskim należą: radziecki doświadczalny samolot transportowy An-72, hiszpański szkolno-treningowy CASA-101 Aviojet, brazylijski samolot patrolowy EMB-111 Bandeirante, amerykańska służbowa Cessna 550 Citation II, amerykański służbowy Beech 76 Duchess, fiński motoszybowiec PIK-20E, francuski szkolno-sportowy Soca-ta TB-10 Tobago (oraz jego odmiana TB-9 Tampico). Z wcześniejszych konstrukcji nowością na Salonie był radziecki An-28 oraz fiński szkolno-tre-

ningowy Valmet L-70 Vinka Militrairner.

Natomiast wśród nowych odmian i wersji samolotów zwracały uwagę tendencje do modyfikowania oraz wznowienia produkcji samolotów nawet sprzed wielu lat. Amerykanie zaprezentowali samolot Triturbo 3 (oblot w 1977 r.) będący trój silnikową turbośmigłową wersją Dakoty z 1936 r., zaś Francuzi pokazali samolot patrolowy Dassault-Breguet Atlantic (z 1961 r.) w nowej wersji Atlantic NG (Nouvelle Generation) oraz transportowy C-160 Transall (z 1963 r.), którego produkcję zamierzają wskrzesić.

Przedstawione na Salonie projekty można zgrupować wg przeznaczenia. Jedną grupą to samoloty pasażerskie, wśród których czołowe miejsce zajmowały znane już projekty samolotów: Airbus A-310, JET-1, Boeing 757 i 767 oraz BAe-146. Drugą grupą to samoloty myśliwsko-szturmowe. Tu głównym tematem był samolot europejski lat dziewięćdziesiątych. Różne projekty powstały w różnych krajach: brytyjskie BAe-Jaguar CCV (rozwińcie Jaguara) i BAe-Harrier Mk-5 wg programu AST-403, zachodnioniemiecki wg programu TKF-90 oraz włoski AMX. Wśród projektów związanych z poszukiwaniem nowych rozwiązań aerodynamicznych zwracała uwagę amerykańska kaczka ze skosem płata do przodu Grumman-Rockwell DARPA, której makietę została wystawiona na Salonie. Innym projektem z tej grupy był Rockwell HIMAT pokazany w postaci bezzałogowego modelu latającego. Zachodnioniemiecki Dornier prowadzi dalsze prace nad skrzydłem o nowej technologii TNT, które po wypróbowaniu



Rys. 1. Symbol Salonu 1979 — rakieta Ariane i prototyp Concorde — dziś eksponat muzealny. Fot. A. Glass



Rys. 2. Amatorski miniodrzutowiec dwumiejscowy Microjet 200. Fot. A. Glass

na wersji doświadczalnej samolotu Do Skysenant ma być użyte w lekkim samolocie transportowym LTA. Projekty śmigłowcowe to przede wszystkim bojowe PAH-2 i Westland WG-34 (następca Sea Kinga). Francuski Aerospatiale pokazał projekt wojskowego łokowego samolotu szkolnego TB-30 Epsilon.

Nad całością wystawy górowała sylwetka francuskiej rakiety kosmicznej Ariane, podczas gdy Concorde 001 (pierwszy prototyp) stał jako eksponat Musée de l'Air, czyli Muzeum Lotnictwa (wszak upłynęło już 10 lat od pierwszego lotu tego samolotu). Jako eksponaty muzealne stały m.in. Morane MS-30 z I wojny światowej i B-17

Flying Fortress z II wojny światowej.

Ekspozycja polska była pod znakiem licencji i kooperacji międzynarodowej. Pokazane zostały: PZL-110 Koliber (Rallye), PZL M-20 Mewa (Piper Seneca II), PZL M-18 Dromader i PZL Mi-2. Ten ostatni w wersji rolniczej doczekał się imienia i zwie się Bażant. Wersja Mi-2 z silnikiem Allison, nazwana PZL Kania, była pokazana w postaci modelu.

Wystawcy kładli duży nacisk na reklamę, co wyrażało się m.in. w nowych sposobach malowania samolotów, aby zwrócić uwagę zwiedzających. Np. szkolny samolot fiński Valmet L-70 był cały chromowany i świecił się jak lustro, francuski sportowy Robin R 2112

był czarny ze złotymi obwódkami, a amerykański słuźbowy Rockwell Commander 690B — ciemnoszary z jasnymi cienkimi liniami (projekt Pierra Cardin), co dawało wrażenie, iż samolot jest z desek. Francuskie samoloty sportowe Tobago i Tampico miały górę kadłuba w pastelowych barwach: seledynowej lub jasnoczerwonej. Francuski śmigłowiec Ecureuil miał barwę ciemnobrązowego drewna wykończonego na wysoki połysk. Nie brakło efektownych malowań biało-czerwono-granatowych czy w łąy kamuflażowe. Jednym z chwytów reklamowych było malowanie na samolocie liczby zbudowanych sztuk danego typu — np. 600 na włoskim szkolnym SIAI SF-260.



Rys. 3. Brytyjski śmigłowiec WG-30. Fot. Westland



Rys. 7. Sportowy Socata Tobago, następca Rallye. Fot. A. Glass



Rys. 4. Radziecki transportowy Antonow An-72. Fot. A. Glass



Rys. 8. Rumuński motoszybowiec jednomiejscowy IS-29EM. Fot. A. Glass



Rys. 5. Triturbo-3 — trójsilnikowa Dakota, Fot. A. Glass



Rys. 9. Makieta amerykańskiego samolotu doświadczalnego DARPA o układzie kaczki i ze skosem płata do przodu. Fot. A. Glass



Rys. 6. Służbowy szerokokadłubowy Canadair Challenger. Fot. Canadair



Rys. 10. Francuski ciężki samolot myśliwski Mirage 4000. Fot. A. Glass

# Zastosowanie metody dyskretno-fazowej (MDF) do badań i kontroli drgań łopatek lotniczych silników turbinowych (I)

Dr hab. inż. RYSZARD ŁACZKOWSKI  
Politechnika Gdańska IM i PKM, ZAMECH

W artykule opisano MDF i przedstawiono jej zastosowania przy badaniach drgań wirujących łopatek turbin gazowych i sprężarek osiowych. Opisano aparaturę badawczą ELIA-2, podano sposób identyfikacji postaci drgań łopatek oraz przedstawiono metodę wyznaczania naprężeń dynamicznych. Omówiono stosowanie MDF do kontroli stanu dynamicznego łopatek przy użyciu sygnalizatora drgań CIKŁ i opisano prosty wskaźnik uszkodzeń łopatek wirującego wieńca.

Drgania łopatek wirnikowych turbin gazowych i sprężarek osiowych należą do najczęstszych przyczyn awarii lotniczych silników turbinowych. Dlatego tak wiele czasu i wysiłku poświęca się badaniom charakterystyk wibracyjnych wirujących wieńców łopatek. Pomiaru wykonywane w czasie tych badań są złożone i trudne. Jeszcze dzisiaj najbardziej jest rozpowszechniona metoda tensometryczna połączona z wykorzystaniem przekaźników rtęciowych. Zasadniczą jej wadą jest mała niezawodność sieci tensometrycznej, która bardzo łatwo ulega uszkodzeniom w warunkach eksploatacyjnych. Dlatego od wielu lat w ośrodkach konstrukcyjno-badawczych pracuje się nad opracowaniem taniej i niezawodnej metody bezkontaktowego pomiaru drgań wirujących łopatek. Jedną z takich metod, nazwaną metodą dyskretno-fazową (MDF), opracowano w latach sześćdziesiątych w Centralnym Instytucie Budowy Silników Lotniczych im. P. I. Baranowa (ZSRR). Pierwszy patent, opublikowany w 1964 r., opisywał MDF i aparaturę pomiarową ELURA (Elektronno-Łuczewoje Ustrojstwo Registracji Amplitud) [1]. W następnych latach powstawały kolejne udoskonalone wersje tego urządzenia oraz ogłaszano następne patenty. Ostatnio aparatura ELURA została zmodernizowana i ulepszona w radzieckim instytucie CKTI (Centralny Kotłoturbinnyj Institut im. I. I. Polzunowa), w którym pod nazwą ELIA (Elektronno-Łuczewoj Izmeritel Amplitud) wykonano kilka jego egzemplarzy. Jeden z nich został zakupiony przez Dział Naukowo-Badawczy Zakładów Mechanicznych w Elblągu (ZAMECH), gdzie jest używany do badania łopatek ostatnich stopni turbin dużej mocy. Jest to jedyny egzemplarz znajdujący się w Polsce. Doświadczenie zdobyte w ciągu dwuletniej eksploatacji aparatury ELIA-2 skłoniły autora do napisania niniejszego artykułu, który ma zapoznać konstruktorów i pracowników badawczych przemysłu lotniczego z możliwościami pomiarowymi MDF oraz jej zastosowaniami w badaniach i kontroli drgań łopatek silników turbinowych.

## Zasada pomiaru

Dotychczas stosowane metody badania drgań wirujących łopatek charakteryzowały się ciągłością dokonywanych pomiarów. Istotą MDF jest ich dyskretyzacja. Polega to na mierzeniu parametrów drgań w ustalonych odstępach czasu przez określoną chwilę, przy czym dla dyskretyzacji procesu zbierania informacji wykorzystuje się wirowanie wirnika. W ten sposób kwantuje się w czasie sygnały pomiarowe, co z kolei pozwala znacznie zwiększyć gęstość informacji przesyłanych jednym kanałem pomiarowym. Dzięki temu za pomocą dwóch nieruchomych czujników można prawie równocześnie rejestrować parametry drgań wszystkich łopatek wirującego wieńca.

Na rys. 1 przedstawiono podstawową ideę pomiaru MDF [2]. Na tarczy wieńca łopatek lub na innej tarczy połączonej sztywno z wałem znajduje się znacznik Z (np. stalowy koleczek), który w czasie obracania się wirnika generuje w czujniku  $C_w$  impuls elektryczny wyzwalający generator GRV, który z kolei podaje napięcie piłokształtne na płytki odchylenia pionowego lampy oscyloskopowej. Wskutek tego stru-

mień elektronów przesuwają się w górę ze stałą prędkością  $v$  i kreśli na ekranie oscyloskopu pionową linię. W tym czasie wierzchołek łopatki, znajdujący się najbliższym znacznika Z, generuje w czujniku  $C_w$  impuls elektryczny, który jest przekazywany przez układ rozjaśniania UR na siatkę modulującą lampy oscyloskopowej. Zwiększa się wówczas chwilowo intensywność strumienia elektronów i na stromej linii pojawia się jaśniejszy punkt M. Odległość tego punktu od podstawy pionowej linii jest proporcjonalna do czasu  $t$ , jaki upłynął między impulsami generowanymi przez oba czujniki:

$$x = vt$$

Czas  $t$  jest proporcjonalny do drogi  $s$ , którą przebył wierzchołek łopatki od chwili powstania impulsu w czujniku  $C_w$  do chwili generacji impulsu w czujniku  $C_v$ :

$$t = s/u$$

gdzie  $u$  oznacza prędkość obwodową wierzchołka łopatki. Z podanych zależności wynika wzór:

$$x = s \frac{v}{u}$$

Gdyby łopatka nie drgała, to odległość  $s$  byłaby zawsze równa  $s_0$  (rys. 1) i wtedy przy stałej prędkości obrotowej po każdym obrocie wirnika plamka świetlna M pojawiałaby się zawsze w tej samej odległości  $x$  od podstawy pionowej linii. W rzeczywistości koniec łopatki, który drga z częstością nierówną całkowitej wielokrotności prędkości obrotowej, po każdym obrocie wirnika zbliża się do czujnika  $C_w$  w innej fazie swego ruchu. Wskutek tego po każdym kolejnym obrocie plamka świetlna pojawia się w innym punkcie pionowej linii, przy czym najmniejszej jej wysokości  $x_{\min}$  odpowiada prawe skrajne położenie wierzchołka łopatki, a największej wysokości  $x_{\max}$  — lewe skrajne położenie. Na pionowej linii widać wtedy odcinek świetlny, którego długość  $l$  jest proporcjonalna do całkowitego wychylenia wierzchołka łopatki  $2 A_p$ , gdzie  $A_p$  oznacza amplitudę wychylenia wierzchołka łopatki w płaszczyźnie obrotu:

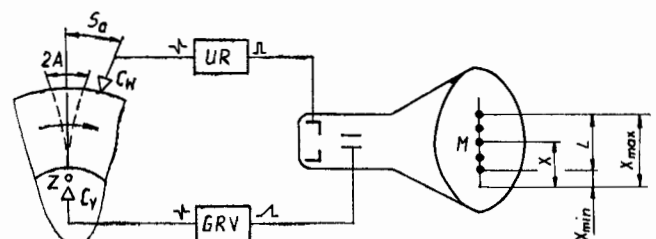
$$l = x_{\max} - x_{\min} = 2 A_p \frac{v}{u}$$

stąd

$$A_p = \frac{1}{2} M l$$

gdzie  $M = u/v$  nazwano skalą odczytu.

Przy drganiach rezonansowych częstość drgającej łopatki jest zawsze wielokrotnością prędkości obrotowej wirnika. W tym przypadku przy ruchu ustalonym wierzchołek drgającej łopatki generuje impuls elektryczny w czujniku  $C_w$  zawsze w tej samej fazie ruchu i wtedy plamka świetlna nie przesuwają się po pionowej linii, co z kolei nie pozwala określić wartości amplitudy drgań rezonansowych.



Rys. 1. Zasada pomiaru MDF drgań wirującej łopatki

Amplitudę tę można wyznaczyć tylko przy ruchu nieustalonym wirnika w otoczeniu prędkości rezonansowej [3]. W czasie przechodzenia wirnika przez prędkość rezonansową plamka świetlna przemieszcza się po pionowej linii w charakterystyczny sposób. Jeżeli wtedy wykonuje się zdjęcie ekranu oscyloskopu za pomocą zwykłego aparatu fotograficznego z otwartą migawką, na błonie filmowej zostaje zarejestrowany ruch plamki świetlnej w postaci mocniej nasświetlonego odcinka pionowej linii. W tym przypadku amplitudę drgań rezonansowych oblicza się za pomocą wzoru:

$$A_p = Ml$$

Jeżeli na wirniku maszyny umieszcza się tyle znaczników  $Z$  ile jest łopatek w wieńcu (podziałki kątowe znaczników i łopatek powinny być w przybliżeniu równe), to za pomocą MDF można mierzyć drgania wszystkich łopatek. W tym celu rozdziela się informacje o drganiach poszczególnych łopatek przez wprowadzenie poziomego ruchu strumienia elektronów w lampie oscyloskopowej. Ruch ten jest wywołany generatorem GRH (rys. 2a) podającym napięcie piłokształtne na płytki odchylenia poziomego lampy oscyloskopowej. Generator jest zsynchronizowany z obrotem wirnika w ten sposób, że w czasie jednego obrotu strumień elektronów przebiega po ekranie lampy oscyloskopowej od lewego do prawego krańcowego położenia. Synchronizacji generatora GRH dokonuje się za pomocą impulsu elektrycznego, generowanego w czujniku  $C_H$  oraz na każdy obrót wału.

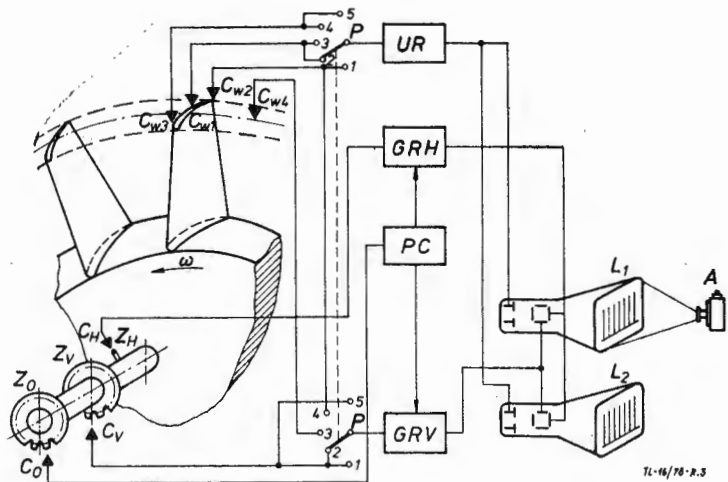
Umieszczony na tarczy znacznik  $Z_H$  w czasie każdego obrotu wytwarza w czujniku  $C_H$  impuls elektryczny wywołujący generator napięcia piłokształtnego GRH. Wtedy strumień elektronów zaczyna przesuwać się poziomo od lewej do prawej strony ekranu lampy oscyloskopowej (rys. 2b). Następnie znacznik  $Z_1$  generuje w czujniku  $C_V$  impuls, który wywołuje generator GRV podający napięcie na pionowe płytki lampy oscyloskopowej. Wskutek tego strumień elektronów przesuwa się w górę i kreśli na ekranie oscyloskopu stromą linię. W tym czasie wierzchołek łopatki 1 wytwarza w czujniku  $C_w$  impuls, który za pośrednictwem układu rozjaśniania UR zwiększa intensywność strumienia elektronów i powoduje pojawienie się jaśniejszej plamki świetlnej. Po zakończeniu ruchu w górę strumień elektronów natychmiast wraca do wyjściowego poziomu, po którym przesuwa się na prawo aż do powstania następnego impulsu w czujniku  $C_V$ . Wtedy na ekranie pojawia się druga stroma linia z rozjaśnioną plamką świetlną, wytworzoną przez wierzchołek następnej łopatki przesuwaną przed czujnikiem  $C_w$ . Dla

dawczej ELIA-2. W praktycznych zastosowaniach czujniki  $C_H$  i  $C_V$  są umieszczone na zewnątrz maszyny i wtedy znacznik  $Z_H$  mocuje się na końcu wału, a rolę znaczników  $Z_1, Z_2, \dots, Z_n$  spełniają ząbki koła ząbatego  $Z_v$ . Liczba tych ząbków musi być równa liczbie badanych łopatek, przy czym ząbki i łopatki powinny leżeć mniej więcej w tych samych płaszczyznach przechodzących przez oś obrotu wału.

Na końcu wału jest jeszcze umocowane dodatkowe koło zębate  $Z_0$ , które ma zawsze 60 ząbków. Spełnia ono rolę tarczy tachometrycznej, której ząbki indukują w czujniku  $C_0$  impulsy elektryczne zamieniane w przetwarzaczu częstości PC na napięcie sterujące generatorami GRH i GRV.

Aparatura ELIA-2 ma dwie lampy oscyloskopowe  $L_1$  i  $L_2$ , przy czym jedna z nich służy do bezpośredniej obserwacji świetlnego rastra, a druga — do jego fotografowania zwykłym aparatem fotograficznym A.

Do wyznaczania różnych parametrów mierzonych drgań i określenia różnych rodzajów odkształceń łopatki na zewnętrznym obwodzie wirującego wieńca mocuje się cztery czujniki, które są podłączone do aparatury za pomocą przełącznika P. Na rys. 3 pokazano takie położenie przełącznika,



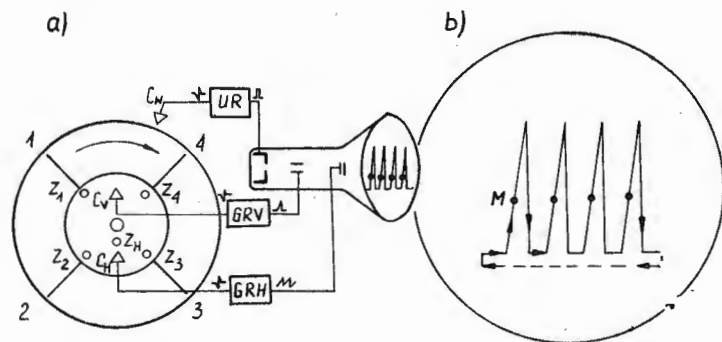
Rys. 3. Schemat blokowy aparatury ELIA-2

przy którym czujniki są podłączone jak na rys. 2a; jest to układ wykorzystywany do pomiaru amplitud wychyleń  $A_p$  wierzchołka drgającej łopatki.

Jeżeli za pomocą przełącznika P na miejsce czujnika  $C_V$  włączy się czujnik  $C_{w1}$  (pozycja 3 przełącznika), to razem z czujnikiem  $C_{w2}$  tworzą one układ pomiarowy, za pomocą którego mierzy się prędkość drgań wierzchołka łopatki. W tym przypadku otrzymuje się raster analogiczny jak przy pomiarze wychyleń, z tym że długość każdego odcinka świetlnego  $l_w$  jest proporcjonalna do amplitudy prędkości mierzonych drgań. Jeżeli mierzone drgania są harmoniczne, można obliczyć ich częstość za pomocą wzoru

$$f = \frac{c_w}{c} \frac{l_w}{l} \frac{R}{L} \frac{n}{60}$$

gdzie:  $c$  i  $c_w$  — współczynniki zakresu skali przy pomiarze wychyleń i prędkości,  $R$  — promień wierzchołków łopatek,



Rys. 2. Zasada pomiaru MDF drgań wirującego wieńca łopatek

każdej kolejnej łopatki strumień elektronów kreśli na ekranie oscyloskopu podobny przebieg. Po zakończeniu poziomego ruchu w prawo strumień elektronów natychmiast wraca w lewe skrajne położenie (przerwana linia na rys. 2b). W czasie następnego obrotu wału opisany cykl zjawisk powtarza się.

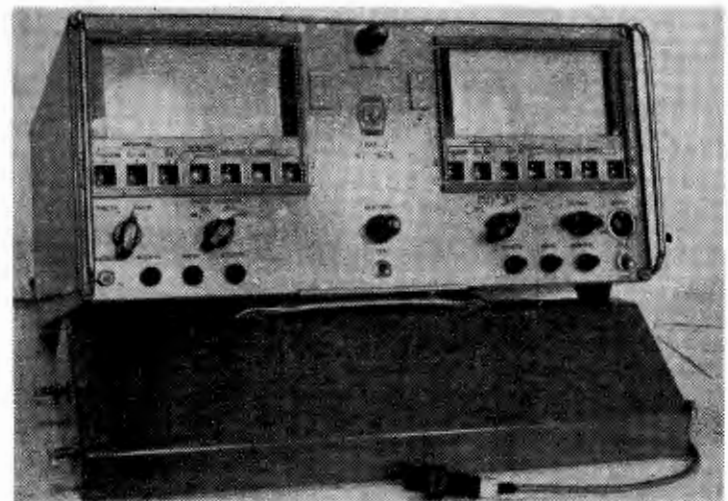
Ze względu na bardzo krótkie czasy opisanych przebiegów strome linie z rys. 2b wyglądają na ekranie oscyloskopu jak linie pionowe tworzące świetlny raster z rozjaśnionymi plamkami świetlnymi, które przy drganiach łopatek zamieniają się w odcinki świetlne o długości  $l$ . Każda pionowa linia rastra odpowiada określonej łopatce wieńca, przy czym odpowiedniość tę jednoznacznie określa położenie czujników  $C_H$  i  $C_V$ .

W zależności od materiału badanych łopatek stosuje się dwa typy czujników. Dla łopatek wykonanych z materiałów ferromagnetycznych używa się czujników elektromagnetycznych, a dla metali nieferromagnetycznych stosuje się czujniki pojemnościowe.

## Pomiary badawcze

### Aparatura

Na rys. 3 przedstawiono schemat blokowy aparatury ba-



Rys. 4. Aparatura ELIA-2

$n$  — prędkość obrotowa wału,  $L$  — odległość między osiami czujników  $C_{w1}$  i  $C_{w4}$  (przyjmuje się  $L \approx 0,8 \cdot t$ , gdzie  $t$  oznacza podziałkę wierzchołków łopatek).

Za pomocą przełącznika  $P$  na miejsce czujnika  $C_v$  można również włączyć czujnik  $C_{w2}$  (pozycja 4 przełącznika) generujący wtedy pionowe linie rastra, na których czujnik  $C_{w3}$  rozjaśnia plamki świetlne. W ten sposób otrzymuje się układ pomiarowy, za pomocą którego można wyznaczyć amplitudę przemieszczeń kątowych przy drganiach skrętnych łopatek.

Na rys. 4 pokazano czołową stronę aparatury ELIA-2. Jest to aparatura przenośna o masie 18 kg i wymiarach  $450 \times 500 \times 230$  mm. Może być ona stosowana przy prędkościach obrotowych wału  $800 \div 20\,000$  obr/min i dla wieńców o liczbie łopatek nie większej od 200. Zakres pomiarowy przy wyznaczaniu podwójnej amplitudy przemieszczenia wynosi  $(10^{-4} \div 1,8 \cdot 10^{-1}) \cdot R$ , gdzie  $R$  oznacza promień wierzchołków łopatek. Błąd pomiarowy wynosi  $\pm 3\%$  zakresu pomiarowego.

Szczególną cechą aparatury ELIA-2 jest zastosowanie w niej automatycznego urządzenia opóźniającego impulsy czujnika, które wyzwala generator rozwinięcia pionowego GRV. Opóźnienie to jest odwrotnie proporcjonalne do prędkości obrotowej wału i dlatego wysokość położenia plamki świetlnej od podstawy pionowej linii rastra nie zależy od tej prędkości.

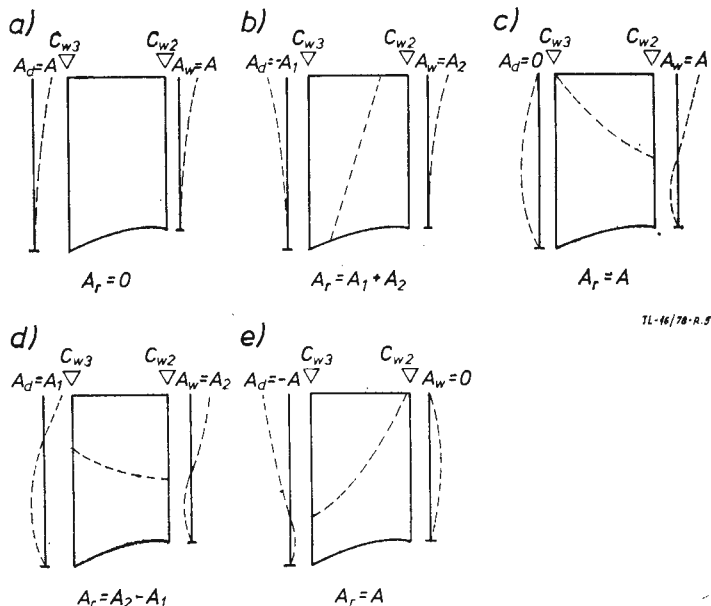
Na lewym brzegu ekranu każdej lampy oscyloskopowej znajduje się podświetlona pionowa skala, za pomocą której określa się długość odcinków świetlnych na pionowych liniach rastra. Pod każdym ekranem umieszczone są wskaźniki świetlne podające wartość prędkości obrotowej oraz numer włączanego zakresu pomiarowego. W czasie pomiarów jeden z ekranów (łącznie ze wskaźnikami) fotografuje się za pomocą zwykłego aparatu fotograficznego, który jest umocowany do obudowy przyrządu za pomocą światłoszczelnego tubusu. Otrzymane zdjęcia, zwane rastragramami, są wykorzystywane do opracowywania wyników pomiarów.

Aparatura ELIA-2 jest przystosowana do współpracy z czujnikami elektromagnetycznymi. Jeden z takich czujników jest widoczny na pierwszym planie rys. 4.

#### Identyfikacja postaci drgań łopatki

Łopatki wirnikowe turbin gazowych i sprężarek osiowych silników lotniczych są krótkie i szerokie. Najważniejsze postaci drgań takich wirujących łopatek można zidentyfikować w następujący sposób:

- za pomocą czujników  $C_v$  i  $C_{w2}$  (rys. 3 — pozycja 1 przełącznika  $P$ ) mierzy się amplitudę drgań  $A_d$  końca krawędzi wlotowej łopatki,
- za pomocą czujników  $C_v$  i  $C_{w3}$  (rys. 3 — pozycja 5 przełącznika  $P$ ) mierzy się amplitudę drgań  $A_w$  końca krawędzi wylotowej łopatki,
- za pomocą czujników  $C_{w2}$  i  $C_{w3}$  (rys. 3 — pozycja 4 przełącznika  $P$ ) mierzy się  $A_r = A_w - A_d$ ,
- porównując wartości  $A_d$ ,  $A_w$  i  $A_r$  można ustalić postać drgań badanej łopatki.

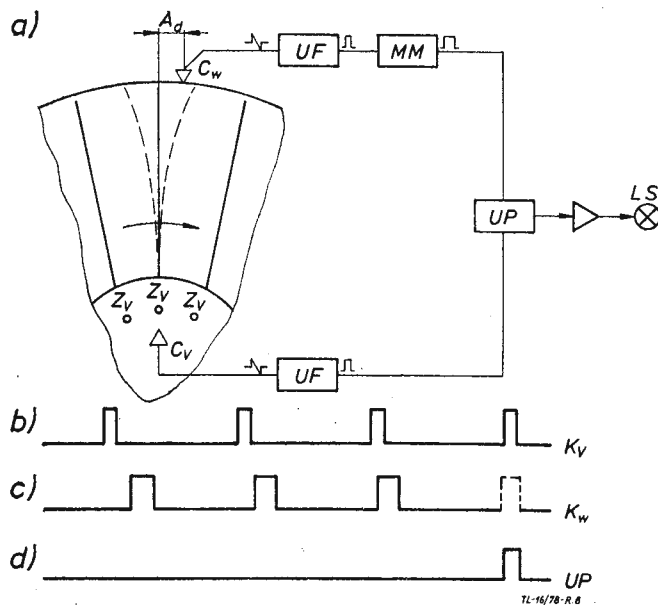


Rys. 5. Identyfikacja postaci drgań wirującej łopatki sprężarki osiowej: a) drgania giętne pierwszego rzędu, b) drgania skrętne pierwszego rzędu, c) drgania powłokowe z węzłem na krawędzi wylotowej, d) drgania giętne drugiego rzędu, e) drgania powłokowe z węzłem na krawędzi wlotowej

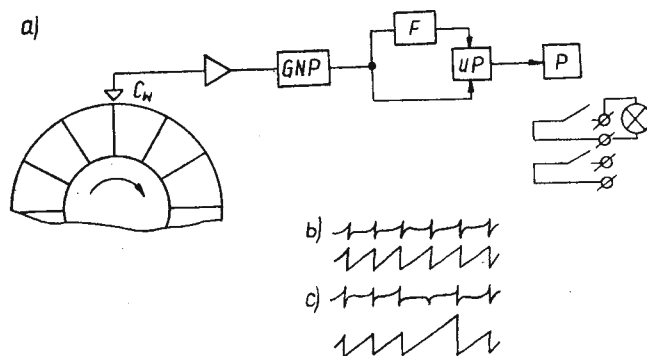
Na rys. 5 przedstawiono przykłady identyfikacji najważniejszych postaci drgań łopatki sprężarki osiowej.

#### Wyznaczanie naprężeń dynamicznych

Za pomocą MDF mierzy się bezpośrednio tylko odkształcenia wierzchołków wirujących łopatek. Jeżeli w określonym



Rys. 6. Zasada działania sygnalizatora drgań wirujących łopatek



Rys. 7. Zasada działania wskaźnika uszkodzeń wirujących łopatek

w miejscu łopatki chce się wyznaczyć również amplitudę naprężenia dynamicznego  $\sigma_a$ , trzeba przedtem określić zależność  $\sigma_a = \alpha \cdot A_p$ , gdzie przez  $\alpha$  oznaczono współczynnik proporcjonalności wyznaczony eksperymentalnie. Łopatki silników turbinowych są krótkie i wskutek tego wpływ sił odśrodkowych na stan ich dynamicznych odkształceń i naprężeń jest nieznaczący. Dlatego, z wystarczającą dla praktycznych celów dokładnością, można współczynnik  $\alpha$  wyznaczyć dla nie wirujących łopatek. W tym celu na łopatkę nakleja się tensometr oporowy w miejscu, w którym występują największe naprężenia dynamiczne przy określonej postaci drgań własnych. Wzbudnikiem wzbudza się tę właśnie postać drgań łopatki i następnie mikroskopem pomiarowym mierzy się amplitudę jej wierzchołka, równocześnie wyznaczając za pomocą aparatury tensometrycznej amplitudę naprężenia dynamicznego  $\sigma_a$ . Pomiar taki wykonuje się dla 5-6 łopatek, ponieważ różnica między ich sztywnością może dochodzić do 20%. Z otrzymanych wyników oblicza się średnią wartość  $\alpha$ , której potem używa się przy wyznaczaniu naprężeń dynamicznych w określonym miejscu wirującej łopatki w zależności od zmierzonej amplitudy drgań wierzchołka  $A_p$ .

#### Pomiary kontrolne

##### Sygnalizator drgań łopatek

Ze względu na dość złożony sposób obsługi aparatura ELIA-2 nie nadaje się do kontroli intensywności drgań łopatek w silnikach turbinowych w czasie lotu maszyny, zwłaszcza w samolotach jednoosobowych. Do takiego celu mogą być stosowane tylko proste urządzenia sygnalizujące

przekroczenie dopuszczalnych wartości amplitudy drgań wierzchołka którejkolwiek łopatki kontrolowanego wieńca. Urządzenie takie, nazwane CIKŁ (Cikliczeskij Indikator Koliebanij Łopatek), zostało opatentowane w ZSRR [4]. Na rys. 6 przedstawiono zasadę działania tego urządzenia.

Podobnie jak przy aparaturze ELIA-2 do wirnika silnika turbinowego przyłączone jest sztywno kółko zębate  $Z_v$ , naprzeciw którego jest zamocowany nieruchomo czujnik  $C_v$ . Nad wierzchołkami wieńca łopatek ustawia się czujnik  $C_w$  w taki sposób, aby przy pokryciu się osi zębka  $Z_v$  z osią czujnika  $C_v$  wierzchołek odpowiedniej łopatki znajdował się w odległości równej dopuszczalnej wartości amplitudy  $A_d$  od czujnika  $C_w$  (rys. 6a). Wskutek tego przy obracaniu się wirnika impuls czujnika  $C_v$  wyprzedza impuls czujnika  $C_w$  (rys. 6b i c). Trwa to tak długo, dopóki amplitudy drgań wierzchołków wszystkich łopatek wieńca nie są większe od wartości dopuszczalnej. Jeżeli chociaż jedna z tych łopatek zacznie drgać z amplitudą większą niż  $A_d$  (linia przerywana na rys. 6a), niektóre impulsy czujnika  $C_w$  wyprzedzają impulsy czujnika  $C_v$  (linia przerywana na rys. 6c). Fakt ten sygnalizuje prosty układ logiczny, analizujący kolejność występowania impulsów obu czujników.

Sygnalizator CIKŁ składa się z dwóch jednakowych układów formujących UF przekształcających sygnały z czujników na krótkie prostokątne impulsy. Impulsy kanału  $K_v$  (rys. 6b) są przesyłane na jedno wejście układu porównującego UP, a impulsy kanału  $K_w$  (rys. 6c), wydłużone za pomocą multiwibratora monostabilnego MM, na drugie wejście UP. Jeżeli drgania wszystkich łopatek kontrolowanego wieńca są mniejsze od drgań dopuszczalnych, oba impulsy dochodzą do układu porównującego w różnych czasach i wtedy na wyjściu tego układu nie pojawia się żaden sygnał. W przypadku gdy drgania co najmniej jednej łopatki są większe od amplitudy dopuszczalnej  $A_d$ , wtedy niektóre impulsy w kanale  $K_w$  wyprzedzają impulsy w kanale  $K_v$  i wskutek tego na wyjściu układu porównującego UP pojawia się impuls. Po wzmocnieniu impuls ten jest przekazywany na przekaźnik elektromechaniczny, który włącza lampkę sygnalizacyjną LS. Drugie pary styków przekaźnika mogą być wykorzystane dla przekazania innych dowolnych sygnałów ostrzegawczych (np. akustycznych) lub sygnałów sterujących pracą silnika turbinowego.

Drgania giętne łopatki są zwykle związane z obrotem jej wierzchołka, wskutek czego wartości amplitud drgań  $A_p$  końców krawędzi wlotowej i krawędzi wylotowej są różne. Dlatego czujnik  $C_w$  należy umieszczać nad tą częścią wierzchołka, która drga z największą amplitudą przy kontrolowanej postaci drgań. Jeżeli kontroluje się drgania skrętne pierwszego rzędu (rys. 5b), to wtedy oba czujniki  $C_v$  i  $C_w$  ustawia się nad łopatkami wieńca: jeden po stronie krawędzi natarcia, a drugi — krawędzi spływu.

Układ czujników opisanego sygnalizatora jest taki sam jak układ czujników aparatury ELIA-2 i dlatego aparatury tej można również używać do skalowania CIKŁ. Poza tym

przyrząd ELIA-2 można w razie potrzeby w każdej chwili podłączyć do czujników sygnalizatora w celu wykonania szczegółowych badań drgań łopatek w eksploatacji.

#### Wskaźnik uszkodzeń łopatek

Czujniki zamontowane w silniku turbinowym i współpracujące z aparaturą ELIA-2 lub sygnalizatorem CIKŁ mogą być wykorzystane równocześnie dla wykrycia uszkodzeń łopatek wirującego wieńca. Z praktycznych doświadczeń wiadomo, że takie uszkodzenia nie zawsze doprowadzają do awarii silnika (w szczególności zdarza się tak przy odłamaniu górnego rogu pióra łopatki od strony krawędzi spływu) i wtedy fakt uszkodzenia łopatki może umknąć uwadze załogi samolotu. Aby tego uniknąć, wystarczy do czujnika  $C_w$  podłączyć prosty przyrząd, którego schemat blokowy pokazano na rys. 7a [5].

Sygnał czujnika  $C_w$  po wzmocnieniu jest przekazywany na wejście generatora napięcia piłokształtnego GNP. Jeżeli żadna łopatka wieńca nie ma uszkodzonego wierzchołka, wtedy impulsy czujnika dochodzą do generatora w prawie równych odstępach czasu; w takim przypadku piłokształtne impulsy mają jednakowe amplitudy (rys. 7b). Gdy wierzchołek którejkolwiek łopatki zostanie odłamany, wtedy okresowość impulsów czujnika jest naruszona (rys. 7c). Brak synchronizującego impulsu na wejściu generatora doprowadza do tego, że napięcie na jego wyjściu powiększa się dalej aż do chwili pojawienia się następnego impulsu od czujnika  $C_w$ . W rezultacie piłokształtny impuls na wyjściu generatora jest dwa razy większy od pozostałych. Sygnał z wyjścia generatora jest podawany na jedno z wejść układu porównującego UP. Na drugie jego wejście podaje się średnie napięcie tego sygnału otrzymane za pośrednictwem filtra  $F$ . Jeżeli wszystkie łopatki są całe, to w sygnale dochodzącym do układu porównującego nie ma gwałtownych zmian okresowości i wtedy na jego wyjściu nie pojawia się żaden sygnał. Gdy jednak taka zmiana wystąpi, to sygnał przechodzi przez układ porównujący i włącza przekaźnik  $P$ , który zapala lampkę sygnalizacyjną przyrządu. Druga para styków przekaźnika może być wykorzystana do włączenia sygnału akustycznego lub dowolnego innego sygnału alarmującego.

#### LITERATURA

1. I. E. ZABŁOCKIJ, J. A. KOROSTIELEW, Ł. B. SWIBŁOW: Urządzenie dla nieskontaktowo iśledowania koliebatelnosti dwiżenija łopatek kolies turbomasziny. Patent ZSRR nr 160886.
2. I. E. ZABŁOCKIJ, J. A. KOROSTIELEW: Diskrietno-fazowy metod nieskontaktowo izmierienija wibracii łopatek turbomasziny. *Entergomaszinoostrojenije*, 1970, nr 1.
3. I. E. ZABŁOCKIJ, J. A. KOROSTIELEW: Izmierienija riezonansowych koliebanij łopatek turbomasziny priborom ELURA. *Entergomaszinoostrojenije*, 1970, nr 2.
4. I. E. ZABŁOCKIJ, J. A. KOROSTIELEW, A. W. LIEBIEDEW i in.: Signalizator koliebanij łopatek turbomasziny CIKŁ. *Entergomaszinoostrojenije*, 1972, nr 1.
5. I. E. ZABŁOCKIJ, J. A. KOROSTIELEW: Indikator połomki łopatek turbomasziny. *Entergomaszinoostrojenije*, 1971, nr 7.

## Skrzydło o zmiennej geometrii

Dr inż. JAN BORGON

**W artykule podano wymagania dotyczące kompozycji aerodynamicznej samolotów i na tym tle przedstawiono zalety i wady samolotów ze skrzydłami o zmiennej geometrii.**

#### Wymagania w zakresie kompozycji aerodynamicznej samolotów naddźwiękowych

Zapewnienie odpowiednich właściwości lotnych samolotów do uzyskiwania maksymalnych prędkości wymaga często spełnienia sprzecznych wymagań dotyczących ich kompozycji aerodynamicznej.

Samoloty naddźwiękowe osiągają także niewielkie prędkości, przy czym są to często podstawowe prędkości lotu. Najlepiej byłoby więc, aby samolot naddźwiękowy przy prędkości poddźwiękowej miał właściwości samolotu poddźwiękowego, natomiast przy prędkości naddźwiękowej — właściwości samolotu naddźwiękowego.

Samolot poddźwiękowy charakteryzuje mniejsza liczba przeciwnych wymagań. Z punktu widzenia kompozycji aerodynamicznej kadłub takiego samolotu powinien mieć

kształt cygara (rys. 1), skrzydło — kształt elipsy, a profile skrzydła powinny być zwykłymi profilami poddźwiękowymi. Kadłub ze skrzydłem powinien tworzyć średniopłat. Taka kompozycja samolotu poddźwiękowego wpływa korzystnie na wszystkie charakterystyki aerodynamiczne.

Zasadnicza sprzeczność wynika podczas wyboru powierzchni skrzydła  $S$ , ponieważ w celu zwiększenia maksymalnej prędkości lotu poziomego przy stałych  $P_r$ ,  $c_x$  i  $\rho$  należy zmniejszyć powierzchnię skrzydła (zgodnie ze wzorem 1):

$$v_{\max} = \sqrt{\frac{2P_r}{c_x \rho S}} \quad (1)$$

gdzie:  $P_r$  — ciąg rozporządzalny,  $c_x$  — współczynnik siły oporu czołowego,  $\rho$  — gęstość powietrza,  $S$  — powierzchnia skrzydła,

natomiast w celu uzyskania większego pułapu i polepszenia charakterystyk startu i lądowania — powierzchnię skrzydła należy zwiększyć. Aerodynamicznie optymalną kompozycję samolotu poddźwiękowego przedstawia rys. 2.

W praktyce, w konkretnych przypadkach kształty aero-

dynamiczne samolotów poddźwiękowych różnią się często od kształtu przedstawionego na rys. 2. Różnice te podyktowane bywają potrzebami:

— technologii (skrzydło trapezowe, kadłub cylindryczny itp.),

— kompozycji objętościowej (gondole silnikowe i podwozia, wystające osłony kabiny i inne),

— eksploatacji (np. wojskowe samoloty transportowe nie są z zasady średniopłatami, ponieważ inaczej dźwigary skrzydła przechodziłyby przez komorę ładunkową).

Wymagania dotyczące kompozycji samolotu naddźwiękowego są sprzeczne. Samolot naddźwiękowy musi latać także z małymi prędkościami, a dla prędkości nadkrytycznych zmieniają się znacznie wszystkie współczynniki aerodynamiczne wraz ze zmianą liczby  $M$ . Kształt samolotu może być optymalny tylko dla jednego, określonego zakresu prędkości. W rezultacie kompozycja aerodynamiczna samolotów naddźwiękowych może być różnorodna (rys. 3).

Do cech ogólnych, charakteryzujących kompozycję aerodynamiczną samolotów naddźwiękowych można zaliczyć:

- wydłużony kadłub z ostrym nosem,
- ostre krawędzie natarcia kanału wlotowego,
- cienkie profile,
- skrzydła o małym wydłużeniu (skośne, trójkątne lub proste).

Wybór konkretnej kompozycji zależy od:

- manewrowości samolotu (doskonała, ograniczona lub bardzo mała),
- zakresu lotu będącego zakresem zasadniczym lub przelotowym — poddźwiękowy lub naddźwiękowy,
- liczby  $M$  odpowiadającej zakresowi przelotowemu,
- liczby  $M$  odpowiadającej maksymalnej prędkości lotu na małej wysokości itp.

Oprócz tego uwzględnia się ogólne wymagania dotyczące stateczności i sterowności, kompozycji objętościowej i ciężarowej, technologii produkcji, eksploatacji i bazowania.

### Skrzydło o zmiennej geometrii jako przykład rozwiązywania sprzecznych wymagań dotyczących kompozycji aerodynamicznej samolotów naddźwiękowych

Skrzydło o zmiennej geometrii jest klasycznym przykładem 'rozwiązywania sprzecznych wymagań dotyczących kompozycji aerodynamicznej samolotów naddźwiękowych. W literaturze radzieckiej przyjęło się je nazywać skrótowo KIS (od pierwszych liter słów *krytło zmieniającej strielewidności*). Pozwala ono w zasadzie na uzyskanie dobrych charakterystyk aerodynamicznych w przedziale liczb  $M$ .

Przy prędkości podkrytycznej, szczególnie podczas startu i lądowania, skrzydło ustawia się w położenie odpowiadające minimalnemu kątowni skosu i maksymalnemu wydłużeniu (linia przerywana na rys. 4). Przy prędkości okołodźwiękowej kąt skosu skrzydła zwiększa się stopniowo, aby przy dużej prędkości naddźwiękowej osiągnąć wartość maksymalną, a wydłużenie — wartość minimalną. Dla przykładu na rys. 5 pokazano zależność maksymalnej doskonałości aerodynamicznej  $k_{max}$  od liczby  $M$  dla samolotu o zmiennej geometrii skrzydeł i dla samolotu o stałym kącie skosu skrzydeł. Doskonałość aerodynamiczna jest to stosunek siły nośnej do siły oporu czołowego

$$k = \frac{P_z}{P_x} = \frac{c_z}{c_x} \quad (2)$$

Przeanalizujemy, jakie parametry wpływają na  $k_{max}$ .

Po odpowiednich przekształceniach, zależność na  $k_{max}$  przyjmuje postać następującą:

$$k_{max} = \frac{c_{z\ opt}}{c_{x\ opt}} = \frac{1}{2} \sqrt{\frac{1}{Ac_{x_0}}} \quad (3)$$

gdzie:  $A$  — współczynnik proporcjonalności nazywany wskaźnikiem oporu indukowanego;  $c_{x_0}$  — współczynnik oporu czołowego przy zerowej sile nośnej. Ze wzoru wynika, że  $k_{max}$  zależy od współczynnika  $A$  i  $c_{x_0}$ .

Przebieg zmiany współczynnika  $A$  i  $c_{x_0}$  w funkcji liczby  $M$  dla różnych kształtów skrzydeł przedstawiono na rys. 6. Wzrost współczynnika  $A$  i  $c_{x_0}$  powoduje zmniejszenie  $k_{max}$  i odwrotnie, zmniejszenie tych współczynników powoduje wzrost  $k_{max}$ . Przy prędkości podkrytycznej  $k_{max}$  zależy głównie od wskaźnika oporu indukowanego  $A$ , tzn. od efektywnego wydłużenia skrzydła  $\lambda_{ef}$ , ponieważ przy prędkości podkrytycznej

$$A = \frac{1}{\pi \lambda_{ef}} \quad (4)$$

Jak wiadomo, geometryczne wydłużenie skrzydła

$$\lambda = \frac{l}{S} = \frac{l}{b_{sr}} \quad (5)$$

gdzie:  $l$  — rozpiętość skrzydła,  $S$  — powierzchnia skrzydła,  $b_{sr}$  — średnia cięciwa geometryczna skrzydła. Im bardziej kształt skrzydła różni się od kształtu eliptycznego, tym mniejsze jest  $\lambda_{ef}$  w porównaniu z  $\lambda$ .

Dla  $M < M_{kr}$ , współczynnik  $c_{x_0}$  jest w przybliżeniu jednaki dla wszystkich samolotów (rys. 7a). Wielkość wydłużenia jest jednak ograniczona wymaganiami wytrzymałości i sztywności, a niekiedy gabarytami samolotu. Osiągnięcia w dziedzinie aerodynamiki i budowy samolotów doprowadziły do tego, że współczesne samoloty poddźwiękowe mają duże wartości  $k_{max}$ , np. samoloty pasażerskie i ciężkie bombowce mają  $k_{max} \approx 16-22$ , a niektóre szybowce superwyzynowe mają  $k_{max} \approx 50-54$ .

Przy prędkości naddźwiękowej  $k_{max}$  zależy głównie od  $c_{x_0}$  (dla  $M > 1$  różnice między wskaźnikami oporu indukowanego  $A$  wyraźnie się zmniejszają — rys. 7b). W celu zmniejszenia oporu czołowego, ale nie oporu indukowanego, wygodnie jest zmniejszać wydłużenie skrzydła (rys. 7a — przy  $M > 1$  najmniejszy  $c_{x_0}$  jest dla  $\lambda = 2$ ). Przy małej prędkości lotu, małe wydłużenia skrzydeł powodują wzrost wskaźnika oporu indukowanego  $A$  (rys. 7b), wobec czego doskonałość aerodynamiczna samolotów naddźwiękowych o stałej geometrii skrzydła będzie mała.

Skrzydło o zmiennej geometrii może przy prędkości poddźwiękowej przyjmować właściwości skrzydła o małym kącie skosu i większym wydłużeniu, a przy prędkości krytycznej i nadkrytycznej — właściwości skrzydła o większym kącie skosu i mniejszym wydłużeniu, a tym samym zachować maksymalną doskonałość aerodynamiczną. Maksymalna doskonałość aerodynamiczna  $k_{max}$  jest wielkością bardzo ważną. Od niej zależą takie charakterystyki lotne samolotu jak: zasięg i długotrwałość lotu, pułap, kąt i odległość szybownia i inne.

Samoloty o zmiennej geometrii skrzydła mogą zmieniać kąt skosu skrzydła w szerokim zakresie wartości (od małych kątów do kątów skosu rzędu  $80^\circ$ ). W zależności od warunków lotu, tj. przede wszystkim od prędkości i wysokości, pilot może przestawić skrzydło na najkorzystniejszy w danych warunkach kąt skosu, a tym samym osiągnąć optymalne charakterystyki aerodynamiczne. Zmiana kąta skosu skrzydła jest różna dla różnych typów samolotów. Prawie w każdym przypadku obowiązują określone ograniczenia.

Przy prędkości podkrytycznej, kiedy skrzydło przestawione jest na mały kąt skosu, poprawiają się istotnie wszystkie charakterystyki aerodynamiczne.

— Podczas zwiększania kąta natarcia  $\alpha$  w stosunku do przyrostów  $c_z$  dla skrzydła o większym kącie skosu zwiększają się przyrosty współczynnika siły nośnej  $c_z$  (zwiększa się pochodna  $dc_z/d\alpha$  — rys. 6c), a więc wzrasta współczynnik siły nośnej podczas oderwania samolotu  $c_{z\ oder}$  i współczynnik siły nośnej podczas lądowania  $c_{z\ ląd}$ , co odpowiednio poprawia właściwości samolotu podczas startu i lądowania (zmniejsza się przede wszystkim prędkość oderwania i lądowania). Np. z zależności na prędkość oderwania samolotu

$$v_{oder} = \sqrt{\frac{2(G - P'_z)}{c_{z\ oder} S \rho}} \quad (6)$$

gdzie:  $G$  — ciężar samolotu,  $P'_z$  — składowa pionowa siły ciągu,  $S$  — powierzchnia skrzydła,  $\rho$  — gęstość powietrza widać wyraźnie, że im będzie większe  $c_{z\ oder}$ , tym mniejsza będzie prędkość oderwania. Podobnie jest z prędkością lądowania. Dzięki temu skraca się rozbieg i dobieg samolotu. Dodatni wpływ na te charakterystyki ma mechanizacja skrzydła (sloty, kłapy itp.).

— Zwiększa się maksymalny współczynnik siły nośnej  $c_{z\ max}$  i rozporządzalny współczynnik siły nośnej  $c_{zr}$ , czyli największy współczynnik siły nośnej, który może być praktycznie wykorzystywany podczas lotu z zachowaniem warunków bezpieczeństwa. Przy prędkości poddźwiękowej rozporządzalny współczynnik siły nośnej  $c_{zr}$  równy jest dopuszczalnemu współczynnikowi siły nośnej  $c_{z\ dop}$ , wyznaczonemu z warunków bezpieczeństwa lotu, tj. niedopuszczenie do upadku samolotu (z pewnym zapasem w stosunku do  $c_{z\ max}$ ), trzęsienia, utraty stateczności lub sterowności. Polepszają się dzięki temu charakterystyki zakrętów wykonywanych ze zmniejszoną prędkością i zmniejszonym promieniem krzywizny toru i innych energicznych manewrów (zwiększa się tzw. przeciążenie rozporządzalne  $n_{zg}$ ).

— Zmniejsza się wskaźnik oporu indukowanego  $A$  (wskaźnik  $A$  jest najmniejszy dla skrzydła prostego w zakresie  $M < 1$  — rys. 6b), co powoduje zmniejszenie oporu indukowanego podczas dużych przeciążeń i zwiększenie tzw. przeciążenia granicznego ze względu na ciąg  $n_{zg}$ . Pozwala to

energiczniej manewrować bez strat energii lub nawet z jej zwiększeniem. Przeciążeniem granicznym, ze względu na ciąg  $n_{zg}$ , nazywa się takie największe przeciążenie  $n_z$ , po wystąpieniu którego siła oporu czołowego  $P_x$  jest równa ciągowi silnika podczas pracy z dopalaniem (niekiedy definiuje się je jako przeciążenie  $n_{zg}$  ze względu na maksymalny ciąg bez dopalania).

— Zwiększa się maksymalna doskonałość  $k_{max}$ , co prowadzi do proporcjonalnego zwiększenia zasięgu i długotrwałości lotu. Z zależności na zasięg w locie poziomym bez uwzględnienia wiatru

$$L = \frac{m_{pp}}{c_k} = \frac{kV m_{pp}}{c_j g m_{sr}} \quad (7)$$

gdzie:  $c_k$  — kilometrowe zużycie paliwa,  $k$  — doskonałość aerodynamiczna,  $V$  — prędkość lotu,  $c_j$  — jednostkowe zużycie paliwa,  $g$  — przyspieszenie ziemskie,  $m_{pp}$  — masa paliwa przeznaczona do lotu poziomego,  $m_{sr}$  — średnia masa samolotu w locie poziomym  
wynika wyraźnie, że im większe  $k$ , tym większy zasięg. Ze wzoru na obliczanie długotrwałości lotu poziomego samolotu z silnikami turboodrzutowym

$$\tau_p = \frac{m_{pp}}{c_h} = \frac{k \cdot m_{pp}}{c_j g m_{sr}} \quad (8)$$

gdzie:  $c_h$  — godzinowe zużycie paliwa  
widać również, że im większe  $k$ , tym większe  $\tau_p$ .

W celu zwiększenia długotrwałości lotu samolotu ze skrzydłem o zmiennej geometrii, skrzydło należy ustawiać na minimalny kąt skosu. Powoduje to dwukrotne zwiększenie doskonałości aerodynamicznej  $k$  i długotrwałości lotu w porównaniu z lotem z prędkością podkrytyczną ale z maksymalnym kątem skosu skrzydła. Przy prędkości naddźwiękowej skrzydło o zmiennej geometrii można ustawić na duży kąt skosu rzędu  $70-80^\circ$ . W takim położeniu skrzydło daje dodatkowy efekt wynikający ze zmniejszenia względnej grubo-

ści profilu  $\bar{c}$  (jeżeli rozpatruje się profil zgodnie z kierunkiem napływu strumienia powietrza). W rezultacie można uzyskać stosunkowo małą wartość oporu falowego i współczynnika  $c_{x0}$ , a więc i dużą doskonałość aerodynamiczną  $k_{max}$ . Wzrasta odpowiednio pułap i prędkość maksymalna, poprawia się manewrowość itp.

W przypadku skrzydła o stałej geometrii efektu takiego uzyskać nie można, ponieważ przy kącie skosu skrzydła  $\chi = 70-80^\circ$  samolot nie może latać z małą prędkością, ma także utrudniony start i lądowanie.

Samoloty o zmiennej geometrii skrzydła mają jednak również wady, np.:

— bardziej złożona konstrukcja skrzydła, pociągająca za sobą zmniejszenie niezawodności,

— zwiększony ciężar konstrukcji skrzydła dla zadanej wytrzymałości lub zmniejszona wytrzymałość dla danego ciężaru,

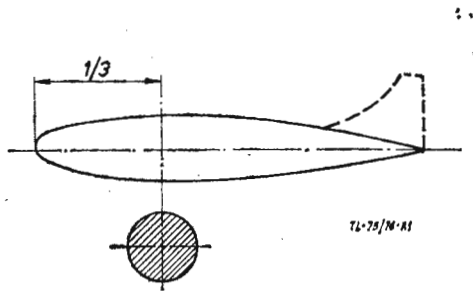
— utrudnione rozmieszczenie podwieszonych pod ruchomym skrzydłem,

— trudności z podłużnym wyważeniem, statecznością i sterownością samolotu.

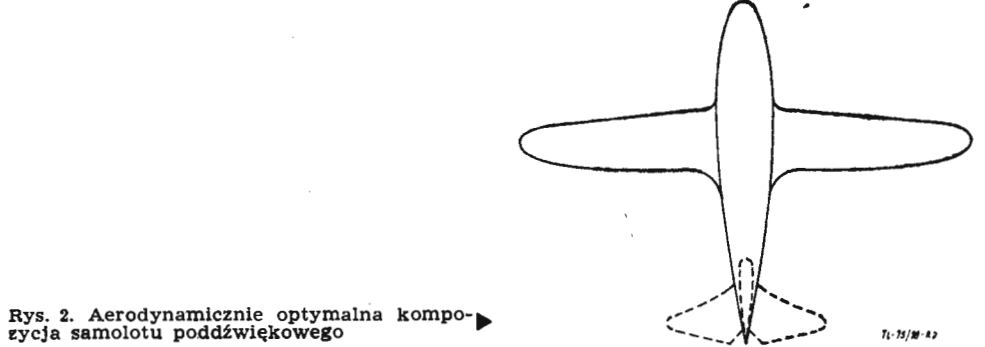
Nie powstrzymało to jednak prac mających na celu skonstruowanie samolotów o zmiennej geometrii skrzydła. Trudności te zostały pokonane i samoloty o zmiennej geometrii skrzydła weszły do eksploatacji, co niewątpliwie stanowi ważny etap w historii rozwoju lotnictwa.

### Problemy stateczności i sterowności samolotów ze skrzydłami o zmiennej geometrii oraz sposoby ich rozwiązywania

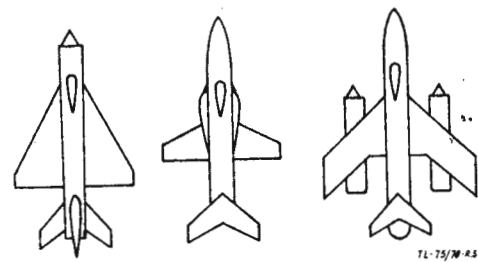
Samolot ze skrzydłem o zmiennej geometrii, dzięki możliwości przemieszczenia skrzydła względem osi równoległej do pionowej osi samolotu  $Oz$ , może zmieniać kąt skosu skrzydła i wydłużenie skrzydła. Do korekcy kąta skosu mogą być przyjęte następujące oznaczenia: wysokość lotu  $H$ , współczynnik siły nośnej  $c_z$  i in. Prosta idea zmiany geo-



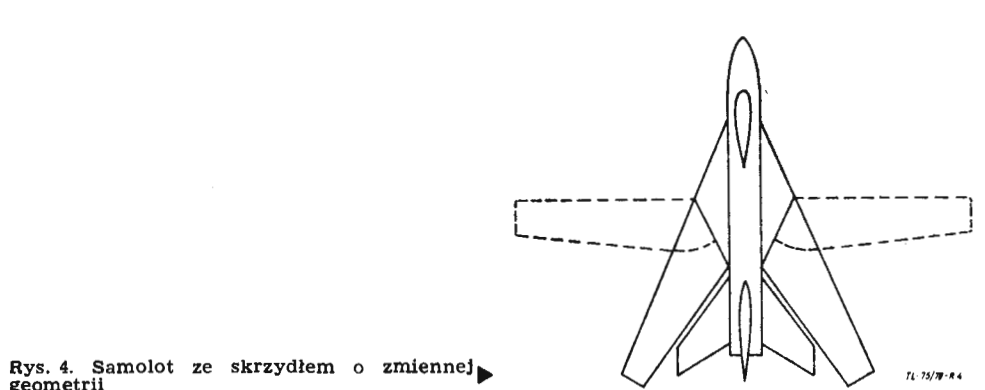
Rys. 1. Aerodynamicznie optymalny kształt kadłuba dla prędkości krytycznych



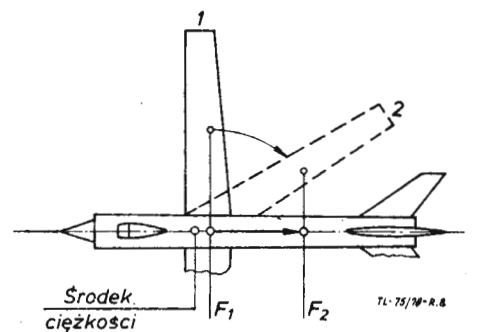
Rys. 2. Aerodynamicznie optymalna kompozycja samolotu poddźwiękowego



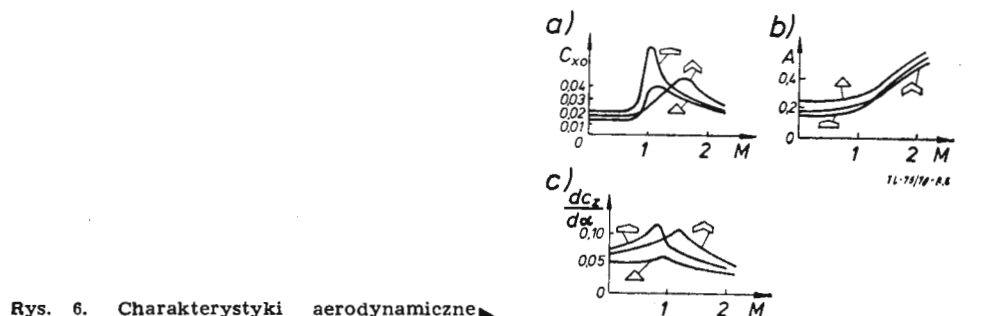
Rys. 3. Charakterystyczne kształty samolotów naddźwiękowych



Rys. 4. Samolot ze skrzydłem o zmiennej geometrii



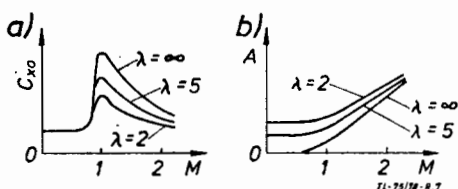
Rys. 5. Zależność maksymalnej doskonałości aerodynamicznej  $k_{max}$  od liczby  $M$  dla samolotów o różnych kątach skosu skrzydeł



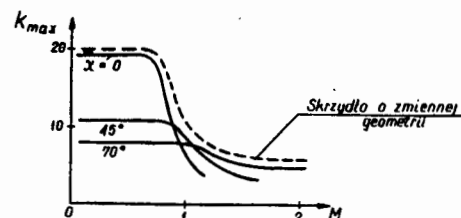
Rys. 6. Charakterystyki aerodynamiczne skrzydła prostego, trójkątnego i skośnego



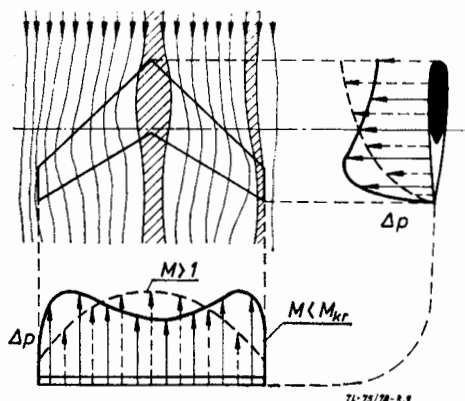
Rys. 8. Przemieszczenie ogniska aerodynamicznego  $F$  podczas zmiany kąta skosu skrzydła (skrzydło w położeniu 1 i 2)



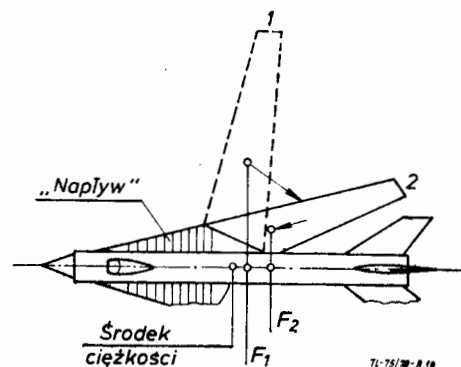
Rys. 7. Wpływ wydłużenia skrzydła  $l$  i liczby lotu  $M$  na charakterystyki aerodynamiczne skrzydła



Rys. 9. Rozkład obciążeń aerodynamicznych wzdłuż skrzydła podczas przekraczania przez samolot prędkości dźwięku



Rys. 10. Wpływ „napływu” na przesunięcie ogniska aerodynamicznego podczas przestawiania skrzydeł ze zmienną geometrią



metrii skrzydła podczas lotu zmusza jednak konstruktorów do rozwiązania wielu złożonych problemów.

— Do konstrukcji należy wprowadzić węzły zamocowania i zmiany kąta skosu skrzydła, które przy ograniczonych gabarytach zapewniłyby dostateczną wytrzymałość i sztywność jego mocowania w dowolnym położeniu.

— Należy opracować siłowy układ zmiany kąta skosu skrzydła, który w warunkach ogromnych obciążeń zapewniłby praktycznie absolutną płynność i synchronizację zmiany położenia obydwóch ruchomych części skrzydła. Najmniejsza niesymetryczność położenia ruchomych części skrzydła względem siebie może spowodować różnice w siłach nośnych uniemożliwiające utrzymanie samolotu bez przechylenia. Dla konstrukcji skrzydła o zmiennej geometrii charakterystyczny jest mechanizm zmiany kąta skosu, na który przekazywana jest siła poprzeczna ze skrzydła, moment gnący i skręcający. Trudność konstrukcji takiego mechanizmu, powodowaną dużymi obciążeniami, które mechanizm powinien przenosić i jednocześnie przy tym zachować zdolność do zmiany kąta skosu skrzydła podczas lotu, pogłębia jeszcze ograniczona wysokość węzła umieszczonego w centroplacie.

— W pierwszych samolotach ze skrzydłami o zmiennej geometrii występowały trudności związane z zapewnieniem wyważenia podłużnego podczas zmiany położenia ruchomych części skrzydła. Gdy ruchome części skrzydła zostaną odchyłone do tyłu, w położenie maksymalnego kąta skosu, ognisko aerodynamiczne skrzydła przemieszcza się także do tyłu i to bardzo znacznie (rys. 8). Prowadzi to do pojawienia się silnego momentu nurkowania. Moment ten byłby niemożliwy do wyrównoważenia nawet pełnym odchyleniem drążka sterowego na siebie, gdyby konstruktorzy nie przewidzieli odpowiedniego kształtu skrzydła. Przesunięcie ogniska aerodynamicznego do tyłu podczas odchylenia skrzydła na maksymalny kąt skosu następuje w przypadkach:

— przemieszczenia się do tyłu geometrycznego środka powierzchni skrzydła,

— zwiększenia kąta skosu skrzydła (przy małych kątach skosu rozkład siły nośnej wzdłuż skrzydła powoduje większe obciążenie środka skrzydła niż jego końców, przy większych kątach skosu jest odwrotnie — rys. 9),

— zmniejszania się zdolności nośnej wskutek zwiększania kąta skosu skrzydła i zwiększania się względnego udziału usterzenia poziomego w wytwarzaniu ogólnej siły nośnej samolotu.

W celu zapobieżenia nadmiernemu przemieszczeniu do tyłu środka parcia i ogniska aerodynamicznego stosuje się:

— przesuwanie całego skrzydła do przodu po specjalnych prowadnicach. Sposób ten próbowali wykorzystać amerykańscy konstruktorzy jeszcze w latach pięćdziesiątych (w samolotach Bell X-5, Grumman XF-10F i in.). Nie uzyskali oni jednak pozytywnych efektów ze względu na masowność (duży ciężar) i małą niezawodność mechanizmów przesuwania i zmiany kąta skosu skrzydła,

— rozmięczenie w skrzydłach ciężkich samolotów maksymalnej liczby ciężarów. Podczas zwiększania kąta skosu środek ciężkości przemieszcza się również do tyłu i dzięki temu nieznacznie zmniejsza nadmierny zapas wyważenia,

— „napływ” skrzydła (rys. 10). „Napływ” jest to nieruchoma część kadłuba skrzydła. Obecnie tę metodę uważa się za najbardziej efektywną. Gdy kąt skosu ruchomych części skrzydła jest mały, względny udział „napływu” (o dużym kącie skosu) w wytworzeniu ogólnej siły nośnej jest nieznaczny. Po przestawieniu ruchomych części skrzydła w położenie maksymalnego kąta skosu efektywność „napływu” jest równa efektywności zasadniczej części skrzydła (ruchomego), ponieważ dla dużych kątów skosu zmniejszają się przrosty współczynnika siły nośnej ruchomych części skrzydła. Dlatego też względny udział „napływu” w wytworzeniu ogólnej siły nośnej wzrasta, co prowadzi do znacznego przemieszczenia środka parcia i ogniska aerodynamicznego do przodu i do prawie pełnej kompensacji przesunięcia tych punktów do tyłu.

Przy dostatecznie dużej względnej powierzchni „napływu”, po przestawieniu ruchomej części skrzydła na maksymalny kąt skosu ( $75 \div 80^\circ$ ), środek parcia i ogniska mogą powrócić w położenie odpowiadające położeniu tych punktów dla kąta skosu skrzydła  $0^\circ$ . Tak więc „napływ” w sposób zadowalający rozwiązuje zagadnienie wyważenia i zapasu wyważenia samolotu ze skrzydłem o zmiennej geometrii. W przypadkach ustawienia ruchomych części skrzydła na minimalny kąt skosu, „napływ” może doprowadzić do przedwczesnego, miejscowego oderwania strug na skrzydle. Strugi przepływające od dołu do góry przy przedniej krawędzi natarcia „napływu” doprowadzają do zwiększenia miejscowego kąta natarcia w przekrojach ruchomej części skrzydła graniczącego z „napływem”.

Podczas przestawienia ruchomych części skrzydeł zmieniają się charakterystyki stateczności poprzecznej i charakterystyki sterowności. Przy maksymalnym kącie skosu skrzydła występuje nadmierna statyczność, a poprzeczna sterowność utrudnia małe ramie i skośny opływ lotek. W celu polepszenia sterowności poprzecznej, w miejsce lotek (lub dodatkowo z lotkami) stosuje się m.in. przerywacze strug na skrzydle i różnicowe wychylenia połówek stabilizatora.

W samolotach ze skrzydłami o zmiennej geometrii występują także problemy związane z oderwaniem strug powietrza na końcach skrzydła oraz możliwością mimowolnego zwiększania przeciążenia normalnego (mimowolnego zadzierania) podczas lotów na dużych kątach natarcia przy jednoczesnym ustawieniu skrzydła w położeniu dużego kąta skosu. Zwykle grzebienie aerodynamiczne nie mogą być stosowane ze względów konstrukcyjnych i do zapobiegania temu zjawisku należy wykorzystywać inne sposoby.

#### LITERATURA

1. W. N. MIEDNIKOW: *Dynamika polietu i pilotowanie samolotów*. Monino, 1976 r.
2. W. N. MIEDNIKOW: *Manewrowanie na samolocie — istriebiele*. Moskwa, 1975 r.
3. G. M. CIEJTLIN i in.: *Aerodynamika i dynamika polietu samolietu TRD*. Moskwa, 1973 r.
4. K. D. TURKIN: *Osnovy konstrukcji samolotów*. Moskwa, 1974 r.
5. J. BORGON, E. PIETKIEWICZ: *Stateczność i sterowność samolotu naddźwiękowego*. *Wojskowy Przegląd Lotniczy*. Zeszyt 7. Poznań, 1971 r.

# Konstrukcja skrzynek i mechaniczne opracowanie bloków elektronicznych w lotnictwie

Mgr inż. JANINA DĄBROWSKA

Stosowanie różnego rodzaju skrzynek stanowiących zamknięte bloki elektroniczne w lotnictwie jest koniecznością. W pracy przedstawiono przegląd stosowanych obecnie w lotnictwie światowym sposobów rozwiązania konstrukcji tego rodzaju sprzętu.

Gwałtowny rozwój elektroniki spowodował, że w obecnych czasach i przy obecnym poziomie techniki większości pomiarów i operacji, w wyniku których uzyskujemy wskazanie lub sygnalizację, dokonuje się przez elektroniczne przetwarzanie informacji wejściowej. Jest to bardzo korzystne, gdyż umożliwia miniaturyzację urządzeń, znaczne mechaniczne ich uproszczenie, a więc i zwiększenie mechanicznej ich niezawodności, a wreszcie otrzymanie wyniku o dużej dokładności. Nic więc dziwnego, że elektronika szeroko wkroczyła także do lotnictwa jako podstawa działania większości przyrządów i urządzeń. Ponieważ jednak przestrzeń, w której przyrządy te mogą być umieszczone jest stosunkowo niewielka (kabina pilota), to ich wymiary muszą być znacznie ograniczone, co powoduje, że część ich elektronicznego układu powinna być oddzielnie umieszczona tam, gdzie jest wolna przestrzeń, nie wykorzystana przez inne urządzenia. Stosowanie więc różnego rodzaju skrzynek, stanowiących zamknięte bloki elektroniczne, jest w lotnictwie koniecznością.

Jak większość urządzeń i elementów technicznych, skrzynki te powinny być wykonane według określonych norm, odpowiadających wymaganiom międzynarodowym, ze względu na unifikację sprzętu i możliwość szerokiej zamienności części i elementów. Obecnie jest opracowanych kilka takich norm, jak np. norma amerykańska ARINC — 404, powstała w wyniku uzgodnienia żądań i wymagań stawianych przez United Air Lines i przemysł militarny USA, a także norma brytyjska, stworzona przez British Air Radio Industry. Normy te różnią się wymiarami skrzynek. Normy amerykańskie stosowane są jednak w świecie lotniczym powszechniej niż brytyjskie (wielkość przyrządów i skrzynek stosowanych na samolotach francuskich czy radzieckich często są przyjmowane według norm amerykańskich).

## Rozmiary skrzynek

Skrzynki mają zwykle kształt prostopadłościennych pudełek wykonanych z cienkiej blachy i przystosowanych do odpowiedniego sposobu ich mocowania na pokładzie samolotu. Norma ARINC — 404 *Air transport equipment cases and racking* podaje wiele stosowanych wielkości skrzynek. Oparte są one na podstawowych wymiarach skrzynki, stanowiących jak gdyby swoistą jednostkę wielkości bloku, tzw. ATR (*Air Transport Radio*). 1 ATR ma następujące wymiary: szerokość  $W=257,1$  mm, wysokość  $H=193,6$  mm, długość  $L=497,0$  mm a stosowane wielkości skrzynek podaje tablica 1.

## Metody montowania skrzynek

Kształty skrzynek i wymagania ich dotyczące zależne są od sposobu mocowania bloku. Spotyka się kilka metod montowania skrzynek:

### Przykręcenie do podłoża

Skrzynki przykręcane do podłoża mają specjalne wypusty lub ucha, przez które się je mocuje. Ucha te mogą być częścią obudowy lub podstawy, mogą być też przytwierdzone do skrzynki oddzielnie, np. zgrzewane, spawane lub nitowane. Aby ułatwić dostęp do zawartości skrzynek — elektroniki, mają one zwykle zdejmowane obudowy lub odpowiednie wieczka i pokrywy. Tego rodzaju skrzynki stosuje m.in. firma SFENA, a także KING.

### Montowanie na kołnierzu do płyty czołowej

Aczkolwiek metoda ta jest stosowana głównie w odniesieniu do przyrządów pokładowych, to z powodzeniem może być również użyta w stosunku do bloków elektronicznych w lotnictwie. Ten rodzaj mocowania może być realizowany kilkoma sposobami. Najprostszym, ale obecnie już dość rzadko stosowanym sposobem jest przykręcenie przez wypusty i ucha do płyty. Znacznie częściej spotyka się teraz przytwierdzenie za pomocą łopatek lub ramek dociskających kołnierz do płyty (rys. 1). Skrzynki dostosowane do takiego rodzaju montażu muszą mieć odpowiedni kołnierz na frontowej ścianie. Stosuje się zwykle wysokość kołnierza równą ok. 1,5 mm, co jest zupełnie wystarczające do dobrego zamocowania skrzynki. Konstrukcję stanowią zwykle ściana frontowa z kołnierzem i tylna połączona łącznikami, z nasuwaną obudową, chociaż istnieje dużo innych rozwiązań. Wymienione wyżej metody montażu skrzynek są dobre wówczas, gdy liczba osobnych bloków elektronicznych jest stosunkowo niewielka.

### Montowanie tzw. szufladowe

Stosowanie konstrukcji skrzynek — kaset typu wsuwanych szuflad zalecane jest przy dużej liczbie osobnych bloków elektronicznych. Zapewnia to łatwy dostęp i ułatwia lokalizację uszkodzeń, a więc i dokonywanie ewentualnych napraw, a także prostszy montaż na pokładzie samolotu, w jednym ustalonym miejscu. Konstrukcja kaset może być otwarta (bez płyty czołowej) lub z panelem na całej szerokości kasy lub tylko na pewnej jej części. Wygląd i konstrukcja płyty czołowej może być dowolna. Panel może stanowić integralną część podstawy lub może być z nią łączony. Niezależnie jednak od tego, wymiary jego powinny odpowiadać normie. Tego typu kasety mogą być montowane za pomocą haczyków i nakrętek dociskających na różnych stojakach i szkieletach montażowych (rys. 2).

Gdy kasety — szuflady utrzymane są w stojaku za pomocą haczyków (rys. 3), zaleca się stosowanie grubości ich płyt czołowych (paneli) równych  $3 \text{ mm} \pm 0,2 \text{ mm}$ , ale dopuszczalne są też grubości mniejsze i do 9,5 mm. Jednak ważne jest, aby haczyki we wszystkich przypadkach występowały na taką samą odległość, licząc od tylnej strony frontowego panela. Jeżeli panel jest cieńszy od normalnego, należy przewidzieć pod haczyki podkładki lub haczyki o dłuższych wygięciach, jeżeli grubszy — odpowiednie podcięcia. Czołowa płyta kaset powinna być tak ukształtowana, aby umożliwiała zastosowanie urządzeń służących do wyjmowania skrzynek ze stojaków (wyciągaczy). W tym celu panel przedni powinien mieć wymiary nieco większe od wymiarów przekroju skrzynki. Górne i boczne krawędzie panela powinny wystawać poza obrys ścianki puski o ok. 1,5 mm, a dolne od 3÷4 mm. Wszystkie krawędzie kasy,

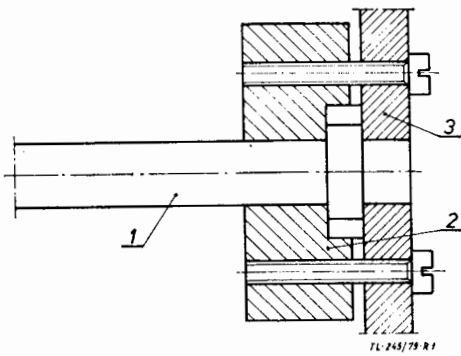
TABLICA 1

Rozmiar ATR	W [mm]	L [mm]	H [mm]
1/4 krótki	57,15	319,1	193,7
1/4 długi	57,15	496,9	193,7
3/8 krótki	90,4	319,1	193,7
3/8 długi	90,4	496,9	193,7
1/2 krótki	123,8	319,1	193,7
1/2 długi	123,8	496,9	193,7
3/4 krótki	190,5	319,1	193,7
3/4 długi	190,5	496,9	193,7
1 ATR	257,1	496,9	193,7
1 1/2 ATR	390,5	496,9	193,7

Wymiar wysokości  $H$  pozostaje zawsze stały, wymiary szerokości  $W$  są otrzymywane w wyniku dzielenia wymiaru  $W$  1 ATR. Wymiar długości  $L$ ; podane wymiary  $L$  są to wymiary maksymalne, których nie należy przekroczyć, dopuszczalne jest jednak stosowanie wymiarów mniejszych od podanych dla danego rodzaju skrzynki.

a także wszelkich śrub czy innych elementów mocujących powinny być zaokrąglone, aby nie uszkadzały i nie rysowały przewodnic i konstrukcji stojaka. W wielu kasetach lotniczych można spotkać z przodu lub z tyłu pewne wystające obszary, tzw. *dog houses*, które powstały w wyniku konieczności zamknięcia pełnego funkcjonalnie bloku elektro-

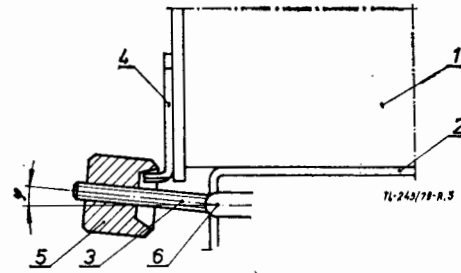
Kasety przytrzymywane są na przewodnicach w stojaku za pomocą haczyków i śrub dociskających z przodu i kołków mocujących z tyłu. We wszystkich wielkościach skrzynek większych lub równych 3/8 ATR powinny być dwa takie haczyki, rozmieszczone jak na rys. 5. Dla skrzynek 1/4 ATR wystarczy tylko 1 haczyk pośrodku. Położenie przednich



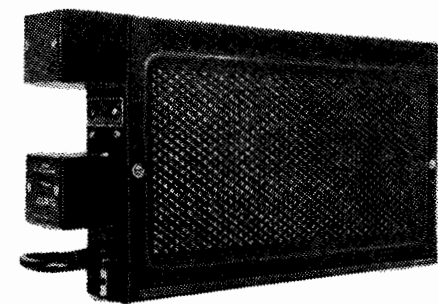
Rys. 1. Skrzynka montowana do płyty za pomocą łapki dociskającej (rysunek bez zachowanej podziałki): 1 — skrzynka, 2 — łapka dociskająca, 3 — płyta



Rys. 2. Skrzynka montowana w stojaku za pomocą haczyków i nakrętek dociskających firmy EAS

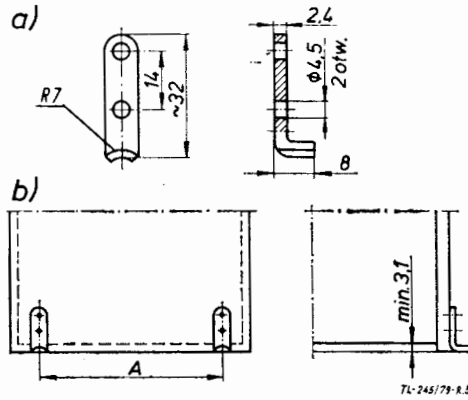


Rys. 3. Mocowanie skrzynki za pomocą haczyków i nakrętek dociskających (rysunek bez zachowanej podziałki): 1 — skrzynka, 2 — stojak, 3 — śruba, 4 — haczyk, 5 — nakrętka, 6 — przegub

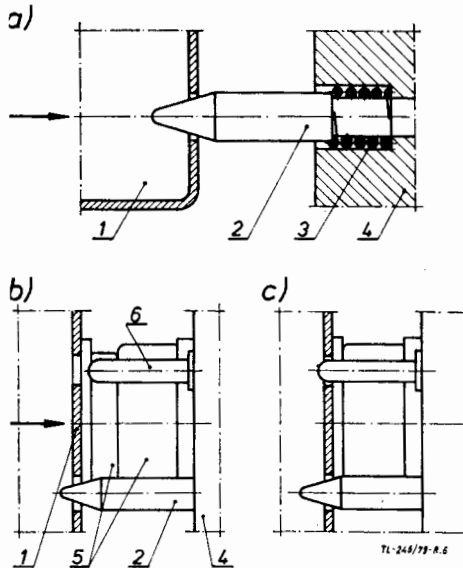


Rys. 4. Typowa skrzynka ART z *dog houses*

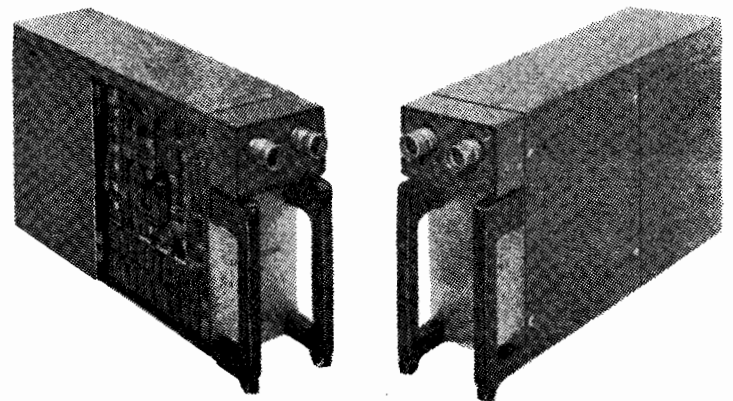
niki w danej skrzynce. Stosowanie *dog houses* z tyłu kasety jest bardzo niekorzystne i należy ich unikać, gdyż komplikują w znacznym stopniu system instalacji sprzętu na pokładzie samolotu, a także zmniejszają możliwość zamiany kasety na inną. *Dog houses* z przodu kasety nie są tak kłopotliwe, ale także nie są polecane. Rys. 4 przedstawia typową skrzynkę ATR z *dog houses*.



Rys. 5. Haczyk mocujący (a) i rozmieszczenie haczyków na skrzynce (b) (rysunek bez zachowanej podziałki)

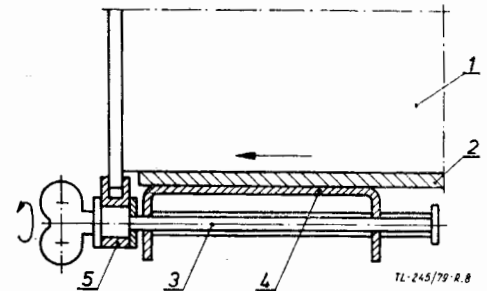


Rys. 6. Kołki podtrzymująco-ustalające (rysunek bez zachowanej podziałki): a — schemat konstrukcji kołka, b — położenie kołków w czasie wsuwania kasety w stojak, c — położenie kołków po całkowitym wsunięciu kasety w stojak; 1 — skrzynka, 2 — kołek podtrzymująco-ustalający, 3 — sprężyna, 4 — stojak, 5 — gniazdo i wtyk złącza, 6 — kołek kodujący

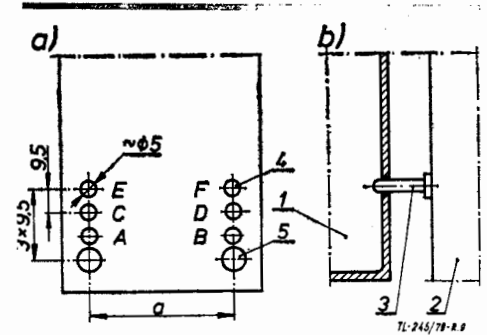


Rys. 7. Skrzynka stosowana na pokładzie samolotu Concorde

i tylnych elementów trzymających powinno sobie odpowiadać. Haczyki montowane do skrzynek są znormalizowane, ich kształt pokazano na rys. 5. Należy zwracać uwagę na to, aby dolne krawędzie haczyków nie wystawały poza krawędź przedniego panela, aby nie powodowały uszkodzeń przewodnic i konstrukcji stojaka. Kasecja jest podtrzymywana — dociskana do przewodnic przez odpowiednią nakrętkę na-



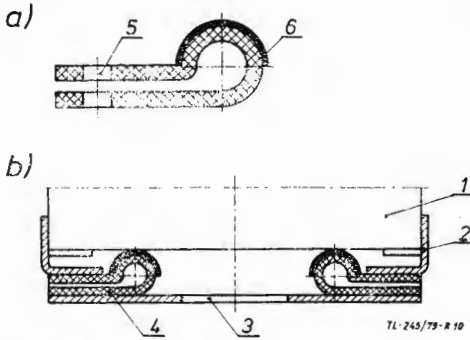
Rys. 8. Schemat mechanizmu wyciągacza proponowanego przez ARINC (rysunek bez zachowanej podziałki): 1 — skrzynka, 2 — stojak, 3 — śruba, 4 — kątownik (część stojaka), 5 — element wysuwający. Wykręcanie śruby 3 powoduje przesunięcie elementu wysuwającego 5 pociągającego za sobą kasetę 1



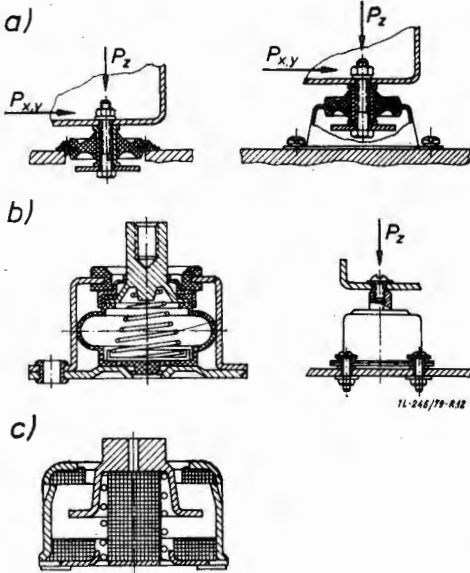
Rys. 9. Rozmieszczenie otworów kodujących (a) i położenie kołków kodujących po umieszczeniu kasety w stojaku (b) (rysunek bez zachowanej podziałki): 1 — skrzynka, 2 — stojak, 3 — kołek kodujący, 4 — otwory kodujące, 5 — otwory pod kołki podtrzymująco-ustalające

chodzącą na haczyk, nakręcaną na śrube, mającą możliwość kątownego wychylenia się na przegubie. Dokładnie ilustruje to rys. 3. Nakrętki do tego stosowane mogą być skrzydełkowe lub radełkowane, z odpowiednio ukształtowanymi powierzchniami pasującymi do haczyków. Zależnie od konstrukcji takiego złącza mocującego mogą powstać znaczne

ARINC pokazana jest na rys. 3. Kołki mocowane są w konstrukcji stojaka i wchodzą w odpowiednie otwory umieszczone w tylnej ścianie skrzynki. Elementy ustalające zakończone są stożkiem i zaopatrzone w sprężynę. Wymiary kołków i ich tolerancje są znormalizowane i w każdym wypadku, nawet przy najbardziej niekorzystnym układzie to-



Rys. 10. System chłodzenia skrzynek — kaset umieszczonych w stojaku proponowanym przez ARINC (rysunek bez zachowanej podziałki). Uszczelka (a) kasety w trakcie umieszczania jej w stojaku (przedstawiona w położeniu, gdy niecałkowicie przylega do prowadnicy) (b): 1 — skrzynka, 2 — stojak-prowadnica, 3 — kryza, 4 — uszczelka, 5 — otwór montażowy, 6 — nakładka z gumy lub nylonu

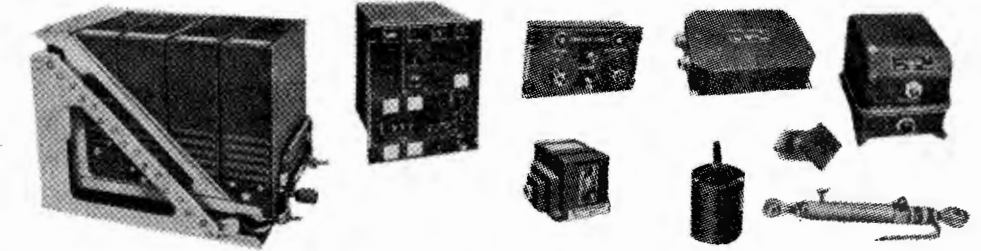


Rys. 12. Amortyzatory: a — amortyzator radziecki typu AP — gumowy, b — amortyzator radziecki typu AD — sprężynowy z tłumieniem tarciovym, c — amortyzator typu Met-L-Flex — sprężynowo-druciakowy

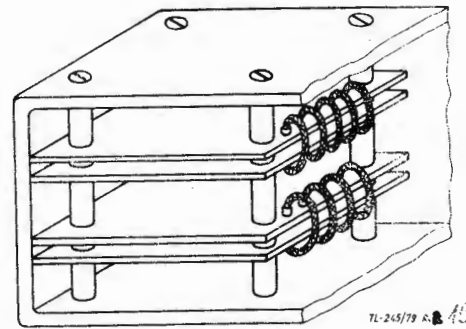
siły działające na kasetę i na złącze wielostykowe, które mogą spowodować uszkodzenie sprzętu. Dlatego rozmiary nakrętek skrzydełkowych powinny być stosunkowo niewielkie, a znacznie lepiej jest stosować nakrętki radełkowane.

### Połączenia elektryczne skrzynki

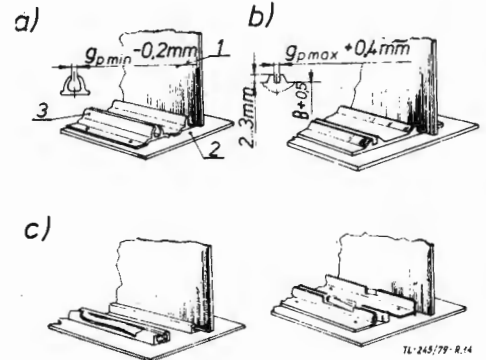
W pierwszych skrzynkach ATR nie stosowano jeszcze złączy wielostykowych i wówczas kasety musiały być także z tyłu solidnie mocowane w stojaku. Obecnie wykorzystywane powszechnie złącza wielostykowe są tak skonstruowane, że mają wystarczającą długość i sztywność, aby utrzymać kasetę w stojaku. Pozwala to na eliminację dodatkowych tylnych kołków i elementów podtrzymujących. Jednak w niektórych warunkach, np. wzmocnionych wibracji i uderów, może być to niewystarczające i dlatego wszystkie skrzynki powinny być zaopatrzone w odpowiednie otwory umożliwiające zastosowanie, gdy zajdzie tego potrzeba, kołków podtrzymujących, tym bardziej że kołki te spełniają też inną bardzo istotną rolę — ustalają położenie kasety i naprowadzają wtyk złącza na gniazdo. Poziome i pionowe położenie tych kołków, a także otworów pod nie, powinno być utrzymane z dokładnością  $\pm 0,1$  mm względem osi złącza. Złącza wtykowe mają co prawda specjalnie ukształtowane obudowy, które spełniają też rolę naprowadzania elementów złącza, ale nie jest to wystarczające zabezpieczenie przed możliwością niewłaściwego połączenia złącza w przypadku, gdy np. ciężka kasetka zostanie z dużą siłą wsunięta w stojak. Jest to więc główny powód, dla którego stosowanie tylnych kołków podtrzymująco-ustalających jest konieczne. Konstrukcja tych kołków proponowana przez



Rys. 11. Przykład zawieszenia amortyzacyjnego skrzynki



Rys. 13. Montaż płytek z zastosowaniem słupków dystansowych



Rys. 14. Prowadnice: a — sprężyste z tworzywa sztucznego, b — zwykłe (tuzne), c — sprężyste metalowe: 1 — płytki drukowane, 2 — konstrukcja nośna, 3 — prowadnica sprężysta, B — szerokość nominalna płytki drukowanej

tolerancji, kołki muszą właściwie naprowadzać elementy złącza. Rys. 6 przedstawia typowe położenie kołków w czasie naprowadzania — ustalania położenia kasety i konstrukcję kołka podtrzymująco-ustalającego.

Wraz z zastosowaniem złączy wielokontaktowych pojawił się problem wyjmowania skrzynek ze stojaków. Realizuje się to kilkoma sposobami. Bardzo proste, elastyczne i wygodne jest stosowanie różnego rodzaju uchwytów i rączek, za które wyciąga się kasetę jak szuflady. Taki system zastosowano na Concorde (rys. 7). Przez normę ARINC natomiast polecany jest sposób zastosowania specjalnego „śrubokrętowego” mechanizmu, tzw. wyciągacza (extractor). Jego konstrukcja i zasada działania przedstawiona jest na rys. 8.

Innym bardzo istotnym problemem przy konstrukcji skrzynek — bloków elektroniki dla celów lotnictwa jest realizacja ich połączeń elektrycznych. System łączenia osobnymi kablami został już dawno całkowicie odrzucony na rzecz złączy wielostykowych. Bardzo szeroki asortyment złączy wielostykowych przedstawia firma Souriau, która uczestniczy w programie kosmicznym, a także niedawno dopiero zaprezentowana w kraju firma Deutsch. W Polsce stosowane są powszechnie dwa rodzaje złączy: radzieckie typu 2RM — okrągłe i polskie — szufladowe, produkowane przez Unitrę Bydgoszcz. Ostatnio pokazały się też złącza radzieckie typu RS — okrągłe subminiaturowe. Częściej obecnie stosowane są w kraju złącza typu szufladowego, praktyczniejsze głównie ze względu na większą łatwość montowania znacznej ich liczby w skrzynce.

Bardzo istotna jest sprawa właściwej tolerancji położenia wtyku w skrzynce i gniazda w stojaku. Powinny być one tak dobrane, aby przy najgorszym układzie tolerancji złącze pracowało właściwie, dając żadaną liczbę połączeń. Również bardzo ważne jest zapewnienie właściwej pozycji i odległości wtyku i gniazda złącza w kierunku przód — tył. Decyduje to bowiem zasadniczo o tym, czy złącze będzie dawać całkowite połączenie. Sprawdzanie połączeń elektrycznych (instalacji) skrzynki umieszczonej w stojaku jest bardzo kłopotliwe i powinno być wyeliminowane. Nieodpowiednie działanie złącza poznajemy po przerywanej, nieprawidłowej pracy sprzętu, po spalonych, nadtopionych stykach złącza itp. Pociąga to często za sobą długie i kosztowne naprawy i remonty sprzętu. Gdy skrzynka jest umieszczona

w stojaku, pomiędzy jej tylną ścianą i ścianą stojaka powinien być określony luz, w celu zapewnienia prawidłowości połączenia złącza. Element złącza powinien być tak mocowany w skrzynkach, aby istniała możliwość regulacji jego położenia w pionie i poziomie w granicach  $\pm 0,8$  mm. Złącza w stojaku powinny być mocowane solidnie i sztywno. Jednak tego rodzaju regulację należy stosować wtedy tylko, gdy jest to rzeczywiście uzasadnione, ponieważ komplikuje to konstrukcję skrzynki. O tym, który element złącza mocujemy w stojaku, a który w skrzynce decyduje doprowadzenie napięcia do skrzynki. Zasadą jest, że w części, którą jest doprowadzane napięcie nie może być montowany wtyk. W przeciwnym przypadku mogłaby zaistnieć możliwość przypadkowego zwarcia bolców wtyku i uszkodzenia układu. Ponieważ zwykle napięcie zasilające jest dostarczane od strony stojaka (z pokładu samolotu), zwykle w stojaku montowane są gniazda, a w kasetach — wtyki. Najkorzystniej jest, gdy złącza montowane są symetrycznie na tylnych ściankach skrzynki.

### Kodowanie skrzynek

W celu zabezpieczenia się przed nieodpowiednim połączeniem złączy, należy opracować system ich kodowania. Kodowanie odbywać się może w obrębie samego złącza lub w przypadku kaset typu szufladowego przez zakodowanie położenia kasety w stojaku. Najczęstszym sposobem kodowania jest zastosowanie kołków kodujących, które wchodzi w odpowiednie otwory w chwili, gdy jest realizowane połączenie złącza lub wsuwa się kasetę w stojak. Każda skrzynka, której odpowiada jedno tylko położenie na stojaku, oznaczona jest określonym indeksem kodu i jest zaopatrzona w odpowiednie kołki kodujące, zabezpieczające przed jej włożeniem w inne niż przewidziane dla niej miejsce. Położenie otworów pod kołki kodujące jest określone przez normy i przedstawione na rys. 9.

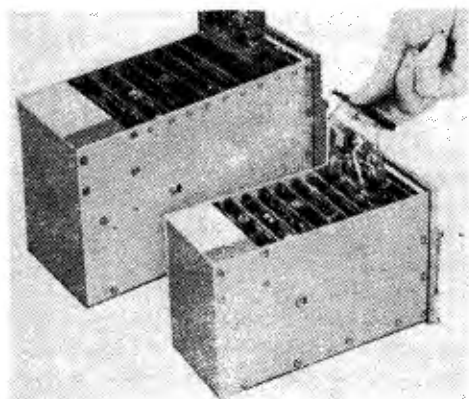
Dla skrzynek, które mają pojedyncze złącza wielostykowe jest obecnie opracowany kod o 12 kombinacjach, a w przyszłości będzie można stosować kody od 25 do 42 kombinacji. Dla dwóch złączy stosuje się kody do 24 kombinacji, a w przyszłości dodatkowo od 25 do 60. W tabelicy 2 przedstawiono obecnie stosowany system kodowania.

Opisane wyżej systemy kodowania są konieczne w przypadku, gdy liczba skrzynek jest duża. Dla pojedynczych skrzynek najprostszym sposobem zapewnienia jednoznaczności ich połączeń jest zastosowanie złączy o różnej liczbie styków lub zamontowanie złączy wprost lub odwróconych.

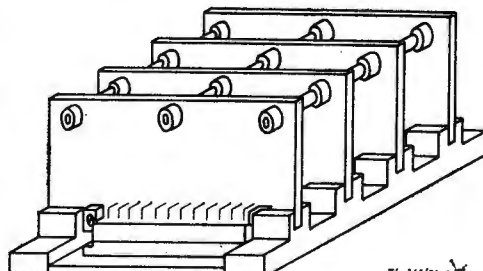
Oprócz zabezpieczenia przed niewłaściwym połączeniem, złącza powinny być również zabezpieczone przed samoczynnym rozłączeniem się. Realizuje się to przez zastosowanie różnego rodzaju nakrętek (złącze radzieckie) i zatrzasków, w które zabezpieczone są wszystkie złącza wielokontaktowe.

### Chłodzenie skrzynek

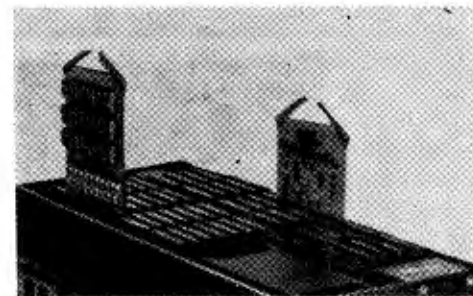
Skrzynki zawierają wiele elementów elektronicznych, które podczas pracy mocno się nagzewają, w wyniku czego temperatura wewnątrz skrzynek rośnie. Należy więc zapewnić układowi skrzynek odpowiedni system chłodzenia. Należy przypuszczać, że w przyszłym nowoczesnym lotnictwie chłodzenie sprzętu elektronicznego odbywać się będzie wymuszonym obiegiem powietrza. Opracowanie takiego standardowego systemu jest sprawą dość skomplikowaną, gdyż zarówno wentylacja kabiny pasażerskiej, jak i chłodzenie urządzeń samolotowych są związane z problemem utrzymania



Rys. 15. Usztywnienie płytek drukowanych łączonych na złącza pośrednie przez zastosowanie słupków dystansowych



Rys. 16. Wyjmowanie płytek drukowanych ze skrzynki za pomocą urządzenia z „wąsami”



Rys. 17. Wyjmowanie płytek drukowanych ze skrzynki za pomocą uchwytów

TABLICA 2

Kod	Kolek kodujący	Złącze pojedyncze		Złącze podwójne	
		wprost	odwrócone	wprost	odwrócone
1	AB	X		X	
2	AC	X		X	
3	AD	X		X	
4	BC	X		X	
5	BD	X		X	
6	CD	X		X	
7	AB		X	X	
8	AC		X	X	
9	AD		X	X	
10	BC		X	X	
11	BD		X	X	
12	CD		X	X	
13	AB	X			X
14	AC	X			X
15	AD	X			X
16	BC	X			X
17	BD	X			X
18	CD	X			X
19	AB		X		X
20	AC		X		X
21	AD		X		X
22	BC		X		X
23	BD		X		X
24	CD		X		X

nia zwiększonego ciśnienia w kabinach lotniczych. Dlatego system chłodzenia w obiegu wymuszonym jest, jak dotąd, zastosowany tylko na pojedynczych typach samolotów, a powszechnie stosowany jest system chłodzenia konwekcyjnego. W pojedynczych skrzynkach chłodzenia dokonuje się albo przez odpowiednie ukształtowanie obudowy skrzynki, spełniającej wówczas rolę radiatora, albo przez wykonanie w obudowie całej serii otworów. Jest to bardziej skomplikowane przy większej liczbie skrzynek umieszczonych w stojaku. W takim przypadku norma ARINC proponuje system, którego zasadę działania przedstawiono na rys. 10.

Jest to system otworów o znormalizowanych kształtach, wykonanych w półkach stojaka. Otwory te są odpowiednio uszczelnione i tak rozmieszczone, aby uzyskać maksymalną przepustowość powietrza przez obszar stojaka. Ilość powietrza przepływającego przez stojak i jego temperatura są określane za pomocą odpowiednio umieszczonych w tych otworach kryz. Przyjmuje się, że chłodzenie sprzętu jest wystarczające, gdy na wysokości ok. 2400 m powietrze przepływające przez układ skrzynek w ilości ok. 10 m<sup>3</sup>/h powoduje zmianę temperatury układu o ok. 8°C. Ponadto skrzynki powinny być tak skonstruowane, aby uzyskać jak najlepsze chłodzenie konwekcyjne przez wykonanie otworów w ich podstawach lub zastosowanie perforowanych obudów. Perforację tę powinna stanowić seria małych otworów o średnicy nie większej niż  $d=3$  mm. Mogą być one pokryte cienką, drobną siateczką zabezpieczającą przed dostawaniem się do wnętrza skrzynki pyłów i kurzu.

### Amortyzacja

W przeszłości najczęściej praktykowane było umieszczenie na pokładzie samolotu pojedynczych skrzynek. Obecnie i w przyszłości wskazane jest zastosowanie bardziej integralnej formy systemu skrzynek szufladowych ze względu na ogromną liczbę sprzętu elektronicznego znajdującego się na pokładzie samolotu i związaną z tym koniecznością maksymalnego wykorzystania przestrzeni i przestrzegania limitów wagowych.

Stosowanie skrzynek typu szufladowego rozwiązuje w znacznym stopniu problemy związane z amortyzacją tego sprzętu. Jeden stojak może pomieścić większą liczbę skrzynek, które amortyzowane są przez stojak, tj. tylko jeden tzw. odbiornik udaru. Dlatego też, chociaż nowe skrzynki ATR muszą być tak projektowane, aby można było umieścić

cić je na indywidualnych zawieszaniach, to jednak w przyszłości główny nacisk położony będzie na zintegrowane stojaki.

Obecnie jeszcze amortyzację pojedynczych skrzynek uzyskuje się przez zamontowanie ich na pokładzie samolotu na specjalnych amortyzatorach. Są to często różnego rodzaju zawieszania tak skonstruowane, aby w jak największym stopniu umożliwiały wy tłumienie drgań. Ramy amortyzacyjne stosowane są do skrzynek montowanych na pokładzie samolotu pojedynczo i takich, na pracę których szczególny wpływ mają drgania i wstrząsy. Przykład takiej ramy przedstawiono na rys. 11.

Zawieszania amortyzacyjne zajmują sporo miejsca i znacznie zwiększają gabaryty całego urządzenia, dlatego w mniej uzasadnionych wypadkach stosuje się małe amortyzatory umieszczane w rogach skrzynki. Są to amortyzatory sprężynowe z tłumieniem tarciovym, lub nieco starszego typu — gumowe. Ostatnio zaczęto stosować amortyzatory, które można by porównać do druciaka, będące jak gdyby gęstą płataniną cienkiego drutu. Na rys. 12 przedstawiono niektóre typy amortyzatorów. ARINC podaje ponadto wiele nowszych rozwiązań amortyzatorów i omawia kierunki zadań prowadzonych nad problemem amortyzacji.

Bardzo istotnym problemem przy konstrukcji skrzynek lotniczych jest właściwe rozmieszczenie ciężaru bloku, takie aby położenie jego środka ciężkości było najkorzystniejsze ze względu na amortyzację i przenoszenie przeciążeń. ARINC podaje dokładne granice, w których powinno zawierać się położenie środka ciężkości dla poszczególnych rozmiarów skrzynek ATR.

### Stojaki i szkielety montażowe

Stojaki i szkielety montażowe są budowane zazwyczaj w postaci pionowej ramy, przytwierdzonej do podstawy. Nowoczesne lotnictwo preferuje obecnie typ udarowo zawieszonych stojaków szufladowych. Każda szuflada w takim stojaku może pomieścić w wymiarze poprzecznym (na szerokości) nie więcej niż  $2 \frac{1}{2}$  skrzynki ATR. Pomiedzy skrzynkami ATR powinny być zachowane odpowiednie odległości, co jest zapewnione przez odpowiednie rozmieszczenie prowadnic. Każda szuflada powinna mieć dodatkowo w rogach amortyzatory. Ponieważ wielkości skrzynek ATR są dość znaczne, przewiduje się dalsze zmniejszenie wielkości skrzynek, które można dokonać przez dalszy podział wielkości  $\frac{1}{4}$  ATR lub przez tworzenie podsystemów stojakowych ATR.

### Rozmieszczenie elementów elektronicznych

Różnorodność rozwiązań konstrukcji zewnętrznej skrzynek jest dość ograniczona, jeżeli ma być zgodna z międzynarodowymi normami, ale możliwości rozwiązań wnętrza tych skrzynek, rozmieszczenia elektroniki jest niezmiernie wiele i istnieje w tym względzie prawie zupełna dowolność.

### Modularyzacja

Z problemem rozmieszczenia elektroniki łączy się ściśle pojęcie modułu i modularyzacji. Modularyzacja jest koncepcją funkcjonalnego upakowania złożonych urządzeń elektronicznych przy wykorzystaniu optymalnej, ze względu na koszty, liczby podstawowych zespołów funkcjonalnych, tzw. modułów. Moduł jest to zamknięty obwód funkcjonalny o określonych wartościach sygnałów wejście — wyjście, zrealizowany w jednolitej formie konstrukcyjnej i technologicznej. Konstrukcyjnie moduł składa się z:

— podstawy montażowej — dla współczesnego sprzętu elektronicznego podstawą montażową jest płytką drukowaną jedno-, dwu- lub wielowarstwowa, na której rozmieszcza się elementy elektroniczne i podzespoły elektromechaniczne, tworzące obwód elektryczny,

— złącza — tj. podzespołu, za pomocą którego łączy się elektrycznie moduł z innymi modułami,

— elementów wsporczych, mocujących i zabezpieczających przed czynnikami narażeniowymi środowiska.

Podstawową cechą modułów jest ich zamienność funkcjonalna i wymiarowa. Zamienność funkcjonalną uzyskuje się przez umieszczenie na poszczególnych kontaktach złącza sygnałów i napięć zasilających o tych samych parametrach, co umożliwiałoby zamianę modułów tego samego typu (np. na styku nr 1 — napięcie +15 V, nr 2 — masa, nr 6 — napięcie +28 V itp.). Na zamienność wymiarową składają się:

— zamienność złącza (wszystkie moduły tego samego typu mają ten sam rodzaj złącza i o tej samej liczbie kontaktów),

— obrysy zewnętrzne modułów (obrysy tego samego ro-

dzażu mają takie same wymiary, jedynie grubość modułu może być wymiarem zmiennym, odpowiadającym wielkości użytych elementów elektronicznych).

W sprzęcie lotniczym, którego wymiary są ściśle uzależnione od miejsca ich zamontowania na pokładzie samolotu, złożoność funkcjonalna i postać konstrukcyjna modułu jest z góry narzucona. Dlatego też postać i wymiary innych zespołów konstrukcyjnych muszą być dostosowane do tych wymagań.

### Płytki drukowane

Ponieważ podstawę montażową modułu stanowi obecnie płytka drukowana, upakowanie elektroniki w skrzynce zależy będzie głównie od techniki wykonania płytek drukowanych, a więc od rozmieszczenia druku na płytce i rozproszania na niej ścieżek. Zagadnienie techniki wykonywania druków jest bardzo szerokie i ponieważ nie jest bezpośrednim tematem tego artykułu zostanie więc tu tylko zasygnalizowane.

Rozmieszczeniem obwodu elektronicznego nazywamy zbiór czynności polegających na przekształceniu obwodu opisanego schematem ideowym i wymaganiami na fizyczny zespół realizujący założone funkcje, jakie były mu przeznaczone, w przyjętych warunkach środowiskowych. Rozmieszczenie obejmuje:

— rozmieszczenie elementów elektronicznych i podzespołów elektromechanicznych z uwzględnieniem właściwości obwodu,

— rozprowadzenie ścieżek sygnałowych, zasilających i uziemiających,

— opracowanie konstrukcji elementów nośnych części montażowych i osłon zabezpieczających.

Przy rozmieszczaniu obwodu można wykorzystać powierzchnię płytki drukowanej i takie rozmieszczenie określa się mianem płaskiego. Przy rozmieszczeniu obwodu wykorzystuje się przestrzeń nad powierzchnią płytki i takie rozmieszczenie określa się mianem przestrzennego. Kształt płytki drukowanej jest dostosowany do wolnej przestrzeni jaką pozostawiała do dyspozycji narzucone z góry wymiary skrzynki. Kształt i wymiary płytki mogą być zupełnie przypadkowe, np. z wieloma wycięciami i odpowiednio ukształtowanymi krawędziami. Należy dążyć jednak do tego, aby płytki drukowane miały proste kształty, o minimalnej liczbie typowymiarów i ich obrysy zewnętrzne były możliwie jednakowe.

W płytce drukowanej można umownie wydzielić następujące strefy:

— strefę złącza. W strefie tej montuje się wtyk złącza pośredniego lub umieszcza kontakty złącza krawędziowego, a dla płytek drukowanych mocowanych na stałe do podstaw montażowych montuje się mocówki lutownicze do przyłączenia przewodów zewnętrznych;

— strefę montażu. W strefie tej montuje się wszystkie elementy elektroniczne i elektromechaniczne stanowiące obwód elektryczny i prowadzi się wszelkie połączenia elektryczne;

— strefę kontroli zewnętrznej. Umieszcza się w niej wszystkie gniazda pomiarowe, za pośrednictwem których sprawdza się poprawność pracy danego modułu i lokalizuje się miejsce niesprawności. W tej strefie są również umieszczone zespoły elektromechaniczne, wymagające dostępu z zewnątrz do strojenia w trakcie pracy układu, np. potencjometry, mieści się tu również uchwyt do wyjmowania modułu ze skrzynki;

— strefę prowadzenia. Są to powierzchnie przeznaczone do prowadzenia modułu w prowadnicach konstrukcji skrzynki.

### Montaż płytek

Odpowiednio zaprojektowane płytki drukowane mogą być montowane w skrzynce różnymi metodami.

Najstarszym sposobem, stosunkowo najprostszym mechanicznie, ale wprowadzającym spore komplikacje przy łączeniu elektrycznym jest mocowanie modułów na stałe do podstawy montażowej skrzynki. Najczęściej dokonuje się tego przez zastosowanie tzw. słupków dystansowych lub różnego rodzaju ramek lub belek (rys. 13). Tego rodzaju montaż modułów jest jednak niekorzystny, wymaga bowiem łączenia modułów oddzielnymi przewodami, co często prowadzi do nadmiernego zagęszczenia okablowania, nawet gdy przewody łączone są w wiązki. Stosuje się więc raczej montaż płytek łączonych na złącza pośrednie.

Zastosowanie złączy pośrednich i krawędziowych zasadniczo zmieniło konstrukcję bloków elektroniki. Różnorodność złączy pośrednich jest bardzo duża. Bardzo bogaty asorty-

dokończenie na str. 24

Samolot szturmowy

**KONSTRUKCJA.** Dwumiejscowy, dwusilnikowy dolnopłat o napędzie turbośmigłowym.

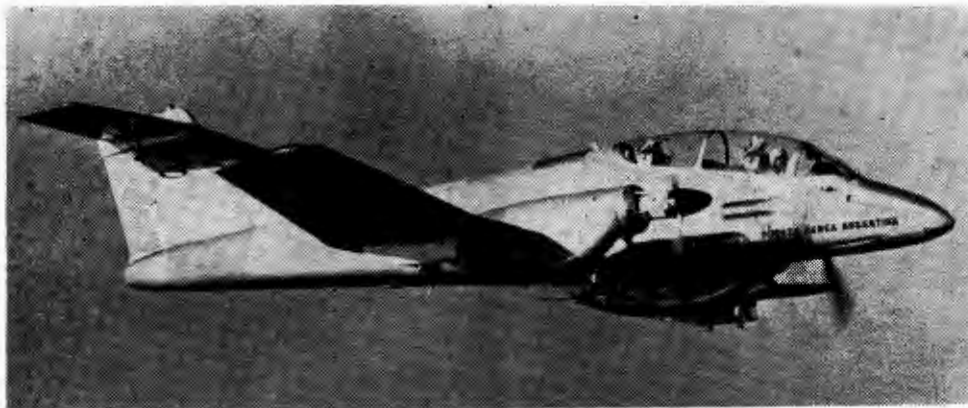
**Płat.** Obrys prostokątno-trapezowy, profil NACA 642A215 u nasady i NACA 642A212 na końcu, wznios (tylko w strefie lotek) 7°, kąt zaklinowania 2°, krawędź natarcia prosta, bez skosu. Konstrukcja trójdzielna, półskorupowa, dwudźwigarowa, całkowicie metalowa *fañ safe*, środkowa część płata o obrysie prostokątnym ma stosunkowo dużą rozpiętość. Mocowane są do niej gondole zespołów napędowych, golenie podwozia głównego oraz zaczepy uzbrojenia i wyposażenia dodatkowego. W kesonie znajdują się zbiorniki paliwowe. Zewnętrzne, lotkowe segmenty skrzydła mają obrys trapezowy. Lotki metalowe typu Friese, na prawej lotce klapka odciążająca, na lewej — wyważająca. Klapy dwuszczelinowe na środkowej części płata złożone z czterech segmentów, przedzielonych kadłubem i gondolami silników. Noski skrzydeł na całej rozpiętości wyposażone są w instalację przeciwbłodzeniową. W noskach segmentów lotkowych znajdują się reflektory.

**Kadłub.** Przekrój owalny, spłaszczony u dołu. Konstrukcja półskorupowa metalowa, *fañ safe*. Nosek laminatowy osłania przedni przedział wyposażenia i wnękę koła podwozia przedniego. Ciśnieniowa kabina z miejscami pilotów położonymi jedno za drugim, miejsce tylne usytuowane nieco wyżej. Fotele wyrzucane typu Martin Baker Mk MP 06A. Oszklenie dwuczściowe — wiatrochron z trzema szybami pancernymi wyposażony w wycieraczkę oraz osłona otwierana na tylny zawias do góry. Pod podłogą kabiny znajdują się działka wraz z pojemnikami amunicyjnymi, a z obu jej boków, zewnątrz — karabiny maszynowe umieszczone jeden nad drugim. Za kabiną, w kadłubie, usytuowane są zbiorniki paliwowe oraz podzespoły instalacji. Tylna, zamykająca kadłub stopkowa owiewka jest dzielona w płaszczyźnie symetrii i tworzy otwierany na boki hamulec aerodynamiczny. Górne części pokryć kadłuba mogą być odejmovane w celu demontażu zbiorników i dostępu do agregatów instalacji.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie T. Obrys obu usterzeń trapezowe. Usterzenie pionowe skośne. Konstrukcja metalowa, półskorupowa. Stery wyważone masowo i aerodynamicznie. Wszystkie stery wyposażone w klapyki wyważające. Na noskach stateczników instalacja przeciwbłodzeniowa. Przed statecznikiem pionowym niewielka płetwa ustaczejniająca.

**Sterowanie.** Sterowanie lotkami i sterami — popychaczowe. Napęd klap, hamulca aerodynamicznego, chowanie i wypuszczanie podwozia oraz sterowanie hamulcami kół — hydrauliczne. Napęd kłapek wyważających — elektryczny.

**Podwozie.** Trójzespolowe, chowane ku przodowi do kadłuba (przednie) i gondol silnikowych (główne). Podwozie przednie typu teleskopowego z prostowodami, amortyzator wewnątrz goleni. Koła pojedyncze na widelcu. Podwozie główne również z goleniami teleskopowymi, amortyzatory wewnątrz. Koła bliźniacze. Wymiary wszystkich kół identyczne. Koła Dunlop Type III, wymiary ogumienia 7,50+10. Ciśnienie: 0,241 MPa (= 2,46 kg/cm<sup>2</sup>) — przednie i 0,282 MPa (= 2,87 kg/cm<sup>2</sup>) — główne. Koła główne wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne. Amortyzatory sprężynowe typu Ring-Feder (z pierścieni sprężystych). Wnękl podwozia w



kadłubie i gondolach zamykane napędzany mi hydraulicznie pokrywami.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki turbośmigłowe Turbomeca Astazou XVI G o mocy 761 kW (= 1022 KM) każdy. Śmigła trójłopatowe metalowe o stałych obrotach Hamilton Standard 33LF/1015-0. Silniki zawieszono na łożach spawanych z rur stalowych znajdujących się w przednich częściach gondol o konstrukcji półskorupowej i są oddzielone od reszty gondol ścianami ogniowymi. Osie silników położone nad profilem skrzydła. Rury wylotowe z silników biegną nad górnym obrysem skrzydła, ich wyloty znajdują się tuż przed krawędzią spływu. W dolnej, podskrzydłowej części każdej gondoli mieści się wnęką podwozia głównego. Rozruch silników odbywa się elektrycznie.

**Instalacje.** Instalacja paliwowa — zbiorniki typu samouszczelniającego, dwa w kadłubie za kabiną i po jednym w kesonie środkowej części każdego skrzydła, łączna pojemność zbiorników 1422 l. Istnieje możliwość podwieszenia pod kadłubem i skrzydłami trzech zbiorników dodatkowych o pojemności po 300 l każdy. Instalacja olejowa — chłodnice umieszczone pod silnikami, pojemność zbiornika oleju 11,75 l. Instalacja hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,8 MPa (= 210 kg/cm<sup>2</sup>), dwie pompy napędzane od silników; instalacja zasila serwo mechanizm sterowania kłapami, hamulcem aerodynamicznym, podwozia i jego pokryw oraz hamulce kół. Instalacja elektryczna — dwa prądorozruszniki na silnikach po 28V/300A, dwa przekładniki 500/750 VA dla napięcia 115 V, akumulator SAFT Voltabloc 4006 o pojemności 36 Ah. Instalacja przeciwbłodzeniowa — pneumatyczna typu Kleber-Colombes, zasila na powietrzem ze sprężarek silników, jest umieszczona na krawędziach natarcia skrzydeł i usterzenia.

**Wyposażenie.** Pełne tablice przyrządów dla obu miejsc pilotów. Pełne wyposażenie do lotów w trudnych warunkach atmosferycznych i bez widoczności. Radiokompas Bendix DFA-73A-1, radiostacja UKF Bendix RTA-42A, Northern N-420 HF 55B, system nawigacyjny UKF Bendix RNA-2bc, możliwość zainstalowania radaru i urządzenia identyfikacyjnego IFF oraz radiostacji „taktycznej” UKF/FM.

**Uzbrojenie.** Uzbrojenie stałe: 2 działka Hispano (kaliber 20 mm) i 4 karabiny maszynowe FN (kaliber 7,62 mm) umieszczone w

kadłubie (z boków kabiny i pod jej podłogą). Uzbrojenie dodatkowe w postaci bomb różnego typu i wagiomiaru, pojemników z pociskami niekierowanymi i pocisków przeciwpancernych może być podwieszane pod jednym kadłubowym i dwoma skrzydłowymi węzłami zawieszania. Uzbrojenie jest sterowane programatorem strzelania i zrztu bomb AN/AWE. W skład uzbrojenia wchodzi również fotokamera Librascope 335336. Przewidziana jest także wersja o zmienionym uzbrojeniu stałym — ma ona być wyposażona w 2 działka kalibru 30 mm i 2 karabiny maszynowe kalibru 7,62 mm.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot IA-58 został zaprojektowany na zamówienie lotnictwa wojskowego Argentyny przez Hectora Eduardo Ruiza, głównego konstruktora FMA. IA-58 miał początkowo nosić nazwę Delfin. Pierwszy projekt przewidywał stałe podwozie. W grudniu 1967 r. gotowa była makleta. Prace konstrukcyjne rozpoczęto w 1968 r. We wrześniu 1968 r. przystąpiono do budowy pierwszego prototypu, oznaczonego AX-01, jego oblot odbył się 20 sierpnia 1969 r. AX-01 napędzany był silnikami Garrett-AiResearch TPE-331. Drugi prototyp, AX-02, oblatano 6 września 1970 r. Był on wyposażony w silniki Turbomeca Astazou XVI G. Wykonano początkowo 5 samolotów serii informacyjnej a następnie rozpoczęto realizację pierwszego zamówienia opiewającego na 30 maszyn; zamówienie to ukończono w 1974 r. W trakcie produkcji wprowadzono kilka zmian w wyposażeniu samolotu, m.in. zastąpiono fotole wyrzucane HSA (Folland) 4 GT/1 Type 40 nowszymi Martin Baker Mk AP 06 A. Wytwórnia otrzymała zamówienia na dalsze 70 samolotów, którymi w międzyczasie zainteresowały się: Peru, Boliwia i Libia. Bazując na płatowcu IA-58, H. E. Ruiz zaprojektował wersję rozwojową samolotu oznaczoną IA-60, zastosowane w nim zostały silniki odrzutowe Turbomeca Astafan umocowane do kadłuba nad skrzydłami. Uzyskane doświadczenia posłużyły także do opracowania projektu dwumiejscowego, jednosilnikowego samolotu szkolno-treningowego IA-62. IA-62 miał być napędzany silnikiem Turbomeca Astazou XIV, przewidziano wykorzystanie gotowych części i podzespołów z samolotu IA-58. W ostatnich latach samolot IA-58 Pucara był wystawiany na Międzynarodowym Salonie Lotniczym i Astronautycznym w Paryżu dokąd odbywał długie przeloty z Argentyny.

**DANE TECHNICZNE**

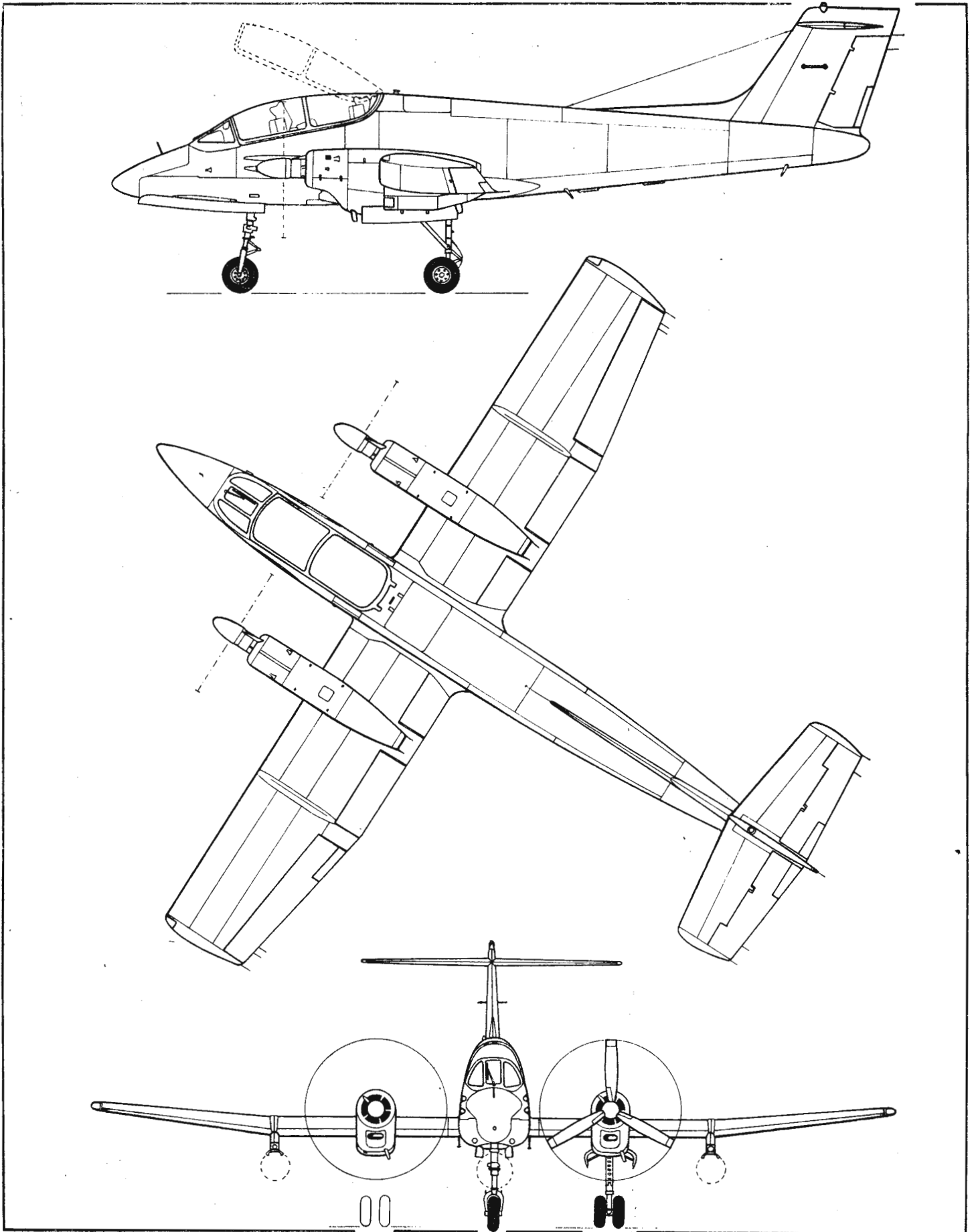
Rozpiętość	14,50 m
Długość	14,10 m
Wysokość	5,36 m
Długość kadłuba	13,32 m
Szerokość kadłuba	1,24 m
Cięciwa skrzydła przy kadłubie	2,24 m
Cięciwa skrzydła na końcówce	1,60 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	4,70 m
Rozstaw podwozia	4,20 m
Baza podwozia	3,48 m
Średnica śmigła	2,59 m
Wydłużenie skrzydła	6,95
<b>Powierzchnia</b>	
Skrzydło	30,30 m <sup>2</sup>
Lotki	3,29 m <sup>2</sup>

Klapy	3,50 m <sup>2</sup>
Statecznik pionowy	3,465 m <sup>2</sup>
Ster kierunku	1,565 m <sup>2</sup>
Usterzenie poziome	4,60 m <sup>2</sup>
Stery wysokości	2,612 m <sup>2</sup>
Podłoga kabiny	2,90 m <sup>2</sup>
Objętość kabiny	2,74 m <sup>3</sup>
<b>Masy</b>	
Własna	4037 kg
Startowa maks.	6486 kg
Do lądowania	5806 kg
<b>Obciążenia</b>	
Obciążenie powierzchni	214,8 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy	4,26 kg/kW (= 3,18 kg/KM)

**Osiągi**

Prędkość dopuszczalna	750 km/h
Prędkość maks. (H = 3000 m)	520 km/h
Prędkość przelotowa	465 km/h
Prędkość ekonomiczna	430 km/h
Prędkość min. (4790 kg, z kłapami)	142,5 km/h
Prędkość wznoszenia (H = 0)	18,0 m/s
Pułap (6200 kg, bez kłap)	8280 m
Pułap na jednym silniku (4900 kg, bez kłap)	5344 m
Rozbieg	300 m
Start na 15 m	705 m
Lądowanie z 15 m	603 m
Dobieg	200 m
Zasięg maks.	3042 km

T.M.





Samolot pokładowy do zwalczania okrętów podwodnych

**KONSTRUKCJA.** Całkowicie metalowy, czteromiejscowy dwusilnikowy grzbietopłat o napędzie odrzutowym.

**Skrzydło.** Obrys trapezowy, skos 15°, bez wzniosu, skręcenie aerodynamiczne: kąt zaklinowania 3°15' u nasady i -3°50' na końcu. Konstrukcja trójdzielna, całkowicie metalowa, dwudźwigarowa, półskorupowa *full safe*. Centropląt na stałe połączony z kadłubem. W kesonie centroplata mieszczą się integralne zbiorniki paliwowe. Zewnętrzne części skrzydła są składane hydraulicznie do hangarowania na lotniskowcu. Na krawędzi natarcia skrzydła, od wsporników silników do końcówek znajdują się wychyłane ku dołowi kłapy noskowe wyposażone w instalację przeciwbłodzeniową. Wychylają się one automatycznie, gdy wychylenie kłap na spływie skrzydła przekroczy 15°. 80% rozpiętości krawędzi spływu zajmują dwusegmentowe metalowe szczelinowe kłapy typu Fowlera o małej cięciwie. Przed kłapami, na obu powierzchniach profilu skrzydła, znajdują się spoilery: na powierzchni górnej dwusegmentowe, na dolnej — sześciosegmentowe. Lotki metalowe o bardzo małej powierzchni w stosunku do całego skrzydła, zawieszane w dwóch punktach, wyposażone w klapki odciążające i wyważające. Na centroplacie mocowane są wsporniki silników i wsporniki zawieszania uzbrojenia, konstrukcja wsporników — półskorupowa. Na końcówkach skrzydła umieszczono anteny urządzeń radioelektronicznych.

**Kadłub.** Przekrój owalny, do dołu spłaszczonej. Konwencjonalna konstrukcja półskorupowa *full safe*. W dolnej części kadłuba znajdują się dwie wzdłużne grodzie ciągnące się przez całą długość konstrukcji. Usztywniają one strukturę i zwiększają jej wytrzymałość na obciążenie występujące podczas startu z katapulty. W przestrzeniach oddzielonych grodziami mieszczą się podzespoły i agregaty wyposażenia i instalacji: radar (z anteną osłoniętą laminatowym noskiem kadłuba), wykrywacz podczerwiieni, podwozie przednie, aparatura, komory bombowe, podwozie główne i wyrzutnie radiowych boi hydroakustycznych. Nad przegrodami znajduje się kabina załogi z czterema fotelami wyrzucanymi Douglas Escapac 1E-1 (typ 0-0). Kabina ciśnieniowa, klimatyzowana. Oszklenie kabiny może być częściowo otwierane ku górze, drzwi wejściowe znajdują się z lewej strony kadłuba. Wiatrochron dwuczęściowy, wyposażony w wycieraczki i instalację przeciwbłodzeniową. Przez całą długość górnej części kadłuba ciągnie się kanał mieszczący wysuwaną sondę z czujnikiem magnetycznym (MAD). Pod tylną częścią kadłuba hak do chwytania lin hamujących. Nadabiną pilotów umieszczone jest urządzenie do tankowania paliwa w locie ze złączem wysuwanym z kadłuba.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym. Obrisy obu usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne. Usterzenie poziome ma silny wznios dodatni i skos 15° oraz zmienny kąt zaklinowania. Usterzenie pionowe podczas hangarowania składane hydraulicznie na bok. Konstrukcja usterzeń klasyczna, półskorupowa, całkowicie metalowa. Stery odciążone aerodynamicznie i wyważone masowo, wyposażone w klapki wyważające. W stateczniku pionowym umieszczone są anteny urządzeń radioelektronicznych, u jego podstawy znajduje się wlot powietrza do instalacji klimatycznej.

**Sterowanie.** Sterowanie powierzchniami sterowymi (lotki, ster wysokości i kierunkowy), kłapami i spoilerami, podwoziem i hakiem do lin hamujących, wysuwaniem sondy MAD i lancy złącza tankującego oraz skła-



danie skrzydeł i statecznika pionowego — hydraulicznie, instalacja hydrauliczna sterowania — dwuobwodowa. Napęd kłap noskowych i zmiana kąta zaklinowania statecznika poziomego — serwomechanizmy elektryczne. Awaryjne sterowanie płatowcem — ręczne bez wspomagania.

**Podwozie.** Trójzespołowe, chowane do kadłuba. Podwozie przednie wyposażone w zaczep do katapultowania. Ma ono dwa koła bliźniacze sterowane i pochodzi z samolotu A-7 Corsair II. Podwozie główne typu piramidkowego adaptowane z samolotu F-8 Crusader. Na pojedynczych kołach podwozia głównego tarczowe hamulce hydrauliczne. Amortyzacja olejowo-powietrzna.

**Zespół napędowy.** Dwa turbowentylatorowe silniki odrzutowe General Electric TF 34-GE-2 o dużym stosunku przepływów, wynoszącym 8 : 1. Ciąg każdego silnika 41,25 kN (= 4207 kg). Osie silników usytuowane skośnie ku dołowi w stosunku do osi kadłuba.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiorniki integralne w kesonie centroplata, łączna pojemność 7192 l, urządzenie do tankowania paliwa w locie umieszczone nad przednią częścią kadłuba (wysuwana lancia ze złączem), pompy i automatyka na silnikach, możliwość podwieszania 2 zbiorników zewnętrznych o pojemności po 1136 l, zawór do ciśnieniowego napełniania instalacji. Hydrauliczna — dwuobwodowa, ciśnienie robocze 20,6 MPa (= 210 kg/cm<sup>2</sup>), zasila serwomechanizmy sterowania płatowcem, podwoziem i urządzeniami pomocniczymi. Elektryczna — 2 generatory prądu zmiennego 75 kVA 115-120 V/400 Hz, przetwornik prądu stałego 28 V/200 A, generator awaryjny napędzany turbiną pomocniczą 5 kVA 115-120 V/400 Hz z przetwornikiem prądu stałego 28 V/30 A; instalacja zasila liczne urządzenia elektryczne, przyrządy, uzbrojenie, wyposażenie, oświetlenie i niektóre serwomechanizmy sterowania. Klimatyzacyjna — utrzymuje w odpowiednich przedziałach kadłuba właściwą temperaturę i ciśnienie (przy wysokości lotu 7820 m ciśnienie w kablinie odpowiada wysokości 1525 m, a na wysokości 10 000 m — 3000 m). Przeciwbłodzeniowa — doprowadza gorące powietrze ze sprężarek silników do noskowych segmentów i kłap noskowych skrzydeł, ogrzewa elektrycznie szyby wiatrochronu.

**Wyposażenie.** Wyposażenie samolotu jest ze względu na jego przeznaczenie wyjątkowo bogate i obejmuje: przetwornik danych ASW, główny kalkulator (digital) UNIVAC 1832A, przetwornik danych akustycznych, odbiornik sygnałów boi hydroakustycznych, radar AN/APN-116, wykrywacz podczerwiieni (FLIR) OR-89/AA (w obrotowej

wieżycy pod przednią częścią kadłuba), magnetometr (MAD) AN/ASQ-81, system wykrywania pasywnego ALR-47, bezwładnościowy system nawigacyjny ASN-92/V/CAINS, system dopplerowski (DGVS) AN/APN-200, prędkościomierz AYN-5, radiowysokościomierz ASN-107, wysokościomierz radarowy z urządzeniem ostrzegającym APN-201, system łączności z bojami hydroakustycznymi ARS-2, nadajniki ARN-83 (LF/ADF) i ARA-50 (UHF/DF), urządzenie ARN-84/V/TACAN, radiostacja dalekiego zasięgu ARC-153HF (1000 W), urządzenie kodujące-dekodujące AN/ARA-63 z wejściem danych, rozmownicę pokładową OK-173, urządzenie rozpoznawczo-identyfikacyjne APX-72IFF/APX-76A SIF, system automatycznego lądowania AN/ASW-25B, radiowe boje hydroakustyczne (w tym również sonarowe): LOFAR (SSQ-41), R/O (SSQ-47), DIFAR (SSQ-53), CASS (SSQ-50), DICASS (SSQ-62) i BT (SSQ-38).

**Uzbrojenie.** Uzbrojenia stałego brak. W kadłubowych komorach bombowych mogą być zawieszane alternatywnie: 4 granaty głębinowe MK-36, 4 torpedy MK-46, 4 bomby MK-82, 4 miny MK-83, 4 bomby głębinowe MK-57 lub MK-54. Na zaczepach podskrzydłowych zawieszac można miny, bomby, bomby głębinowe, bomby oświetlające, rakiety niekierowane różnych typów lub pociski kierowane McDonnell-Douglas ZAGM-84A Harpoon, a także zbiorniki dodatkowe lub specjalne zasobniki do przewozu ładunków. Samolot jest przystosowany do przenoszenia broni jądrowej.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.**

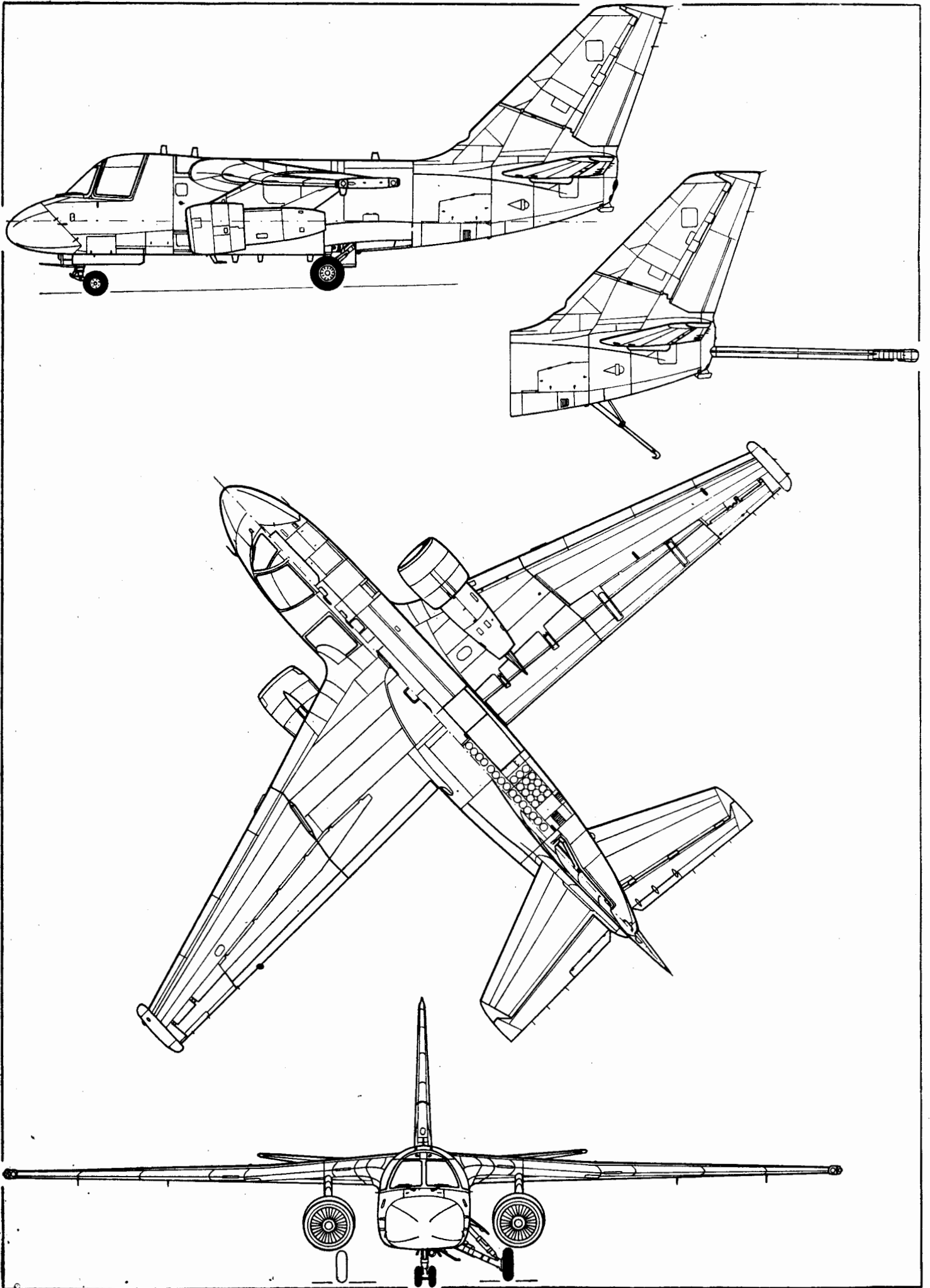
Lotnictwo morskie zamówiło 187 samolotów S-3A Viking. Oblot prototypu odbył się 21 stycznia 1972 r. Przeprowadzono liczne próby konstrukcji, m.in. próby zmęczeniowe (odpowiadające 20 latom eksploatacji i 6000 lądowań). Pierwsze lądowanie na lotniskowcu (USS Forrestal) miało miejsce w 1975 r., po nim nastąpiły pierwsze starty z katapulty. Samolot przyjęto oficjalnie do uzbrojenia 20 lutego 1974 r. W 1975 r. opracowano wersję transportowo-dostawczą tego samolotu oznaczoną US-3A (2 osoby załogi + 6 pasażerów i 2100 kg ładunku lub 2 osoby załogi + 3400 kg ładunku). Przez usunięcie większości wyposażenia elektronicznego uzyskano przestrzeń o objętości 12,74 m<sup>3</sup>, zaprojektowano też specjalne zasobniki ładunkowe do podwieszania pod skrzydłami (objętość każdego z nich — 2,55 m<sup>3</sup>, nośność — 454 kg). Oblot prototypu US-3A odbył się 2 lipca 1976 r. Zamówiono 30 US-3A do komunikacji między lotniskowcami znajdującymi się w akcji. S-3A Viking jest obecnie w USA podstawowym typem samolotu do zwalczania okrętów podwodnych bazujących na lotniskowcach. T.M.

**DANE TECHNICZNE**

Rozpiętość	20,93 m
Rozpiętość po złożeniu skrzydeł	8,99 m
Długość	16,26 m
Długość maks. (z wysuniętą anteną MAD i lancą do tankowania paliwa)	ok. 20,26 m
Wysokość	6,93 m
Wysokość po złożeniu statecznika pionowego	4,65 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	8,23 m
Rozstaw silników	4,75 m
Rozstaw kół	4,16 m
Baza podwozia	5,75 m
Cięciwa skrzydła przy kadłubie	4,63 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,18 m

Wysokość wnętrza kabiny maks.	2,29 m
Szerokość wnętrza kabiny	2,18 m
Powierzchnia skrzydła	55,56 m <sup>2</sup>
Wydużenie skrzydła	7,40
Masy	
Własna	12 088 kg
(US-3A — 10 954 kg)	
Startowa maks.	23 831 kg
(US-3A — 21 592 kg)	
Startowa norm.	19 277 kg
(katapultowanie)	
Użyteczna	7480 kg
Do lądowania maks.	20 826 kg
Do lądowania na lotniskowcu	17 098 kg
<b>Obciążenia</b>	
Obciążenie powierzchni nośnej maks.	428,9 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie powierzchni nośnej (US-3A)	388,6 kg/m <sup>2</sup>

Obciążenie powierzchni nośnej norm.	347,0 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie ciągu maks.	288,9 kg/kN (= 2,83 kg/kg)
Obciążenie ciągu (US-3A)	261,7 kg/kN (= 2,57 kg/kg)
Obciążenie ciągu norm.	233,7 kg/kN (= 2,29 kg/kg)
Prędkość maks. (H = 6100 m)	834 km/h
Prędkość przelotowa	686 km/h
Prędkość patrolowa	296 km/h
Prędkość podejścia	185 km/h
Prędkość lądowania	157 km/h
Wznoszenie (H = 0)	21,3 m/s
Dobieg	671 m
Dobieg (masa 16 556 kg)	488 m
Pałup	10 670 m
(US-3A — 12 200 m)	
Zasięg bojowy	ponad 3705 km
Zasięg maks.	5558 km



РОСЫJSКІЕ НАПИСЫ  
I ТАБЛИЧКИ (III)

Zespól napędowy:

- 1 — sterowanie zaworami tankowania
- 2 — zasilanie układu tankowania
- 3 — zawory tankowania — lewa grupa/prawa grupa
- 4 — lampka świeci — zawór zamknięty
- 5 — lampka świeci — zbiornik napełniony
- 6 — tankowanie benzyny
- 7 — paliwomierz — skrzydło lewe/prawe
- 8 — tankowanie z dołu
- 9 — zasilanie (silnika)/tankowanie
- 10 — zawór pożarowy — otwarty/zamknięty
- 11 — zawór zatrzymania, zatrzymanie silnika
- 12 — zasilanie poprzeczne, zawór zasilania poprzecznego otwarty
- 13 — grupy zbiorników dyżurne, zbiorniki rozchodowe — pompy przednie/tylne
- 14 — benzyna wyłączona/zbiorniki otwarte/lewe otwarte/prawe otwarte
- 15 — nie dopuszczać do różnicy ponad 150 l
- 16 — ciśnienie paliwa przed silnikiem
- 17 — pompa awaryjna włączona
- 18 — przepływomierz
- 19 — automatyczne sterowanie poborem paliwa — automatyczne/ręczne — lewe/prawe
- 20 — reszta paliwa, reszta benzyny
- 21 — filtr paliwa niesprawny (zatkany). Oczyszczyć filtry!
- 22 — zastrzyk, pompa zastrzykowa
- 23 — rozruch turboprzędnicy — zimny rozruch t./rozruch t. — przygotowanie rozruchu
- 24 — zatrzymanie turboprzędnicy
- 25 — rozruch silnika
- 26 — ziemia/powietrze, rozruch w locie
- 27 — lewy silnik/prawy silnik
- 28 — zimny rozruch/rozruch
- 29 — przerwanie rozruchu
- 30 — działa automat rozruchu silnika
- 31 — rozruch trwa
- 32 — rozrusznik odłączony
- 33 — gaz
- 34 — położenie dźwigni paliwa
- 35 — rewers, ujemny ciąg
- 36 — wtrysk wody
- 37 — chłodnica oleju, sterowanie zasłonkami chłodnicy oleju/automatyczne
- 38 — reszta oleju — zbiornik oleju lewy/prawy
- 39 — opiłki, opiłki w oleju
- 40 — podgrzew mieszanki
- 41 — śmigło, skok śmigła — obroty małe/duże
- 42 — chorągiewka —  
— wprowadzenie — naciągnij i trzymaj przycisk  
— wyprowadzenie — wyciągnij i trzymaj przycisk do wyprowadzenia z chorągiewki
- 43 — sygnalizacja działania pompy chorągiewki — świeci — pracuje pompa chorągiewki
- 44 — sprawdzenie automatycznej chorągiewki — wg momentomierza, wg wskaźnika momentu obrotowego/wg ujemnego ciągu
- 45 — częściowe wprowadzanie w chorągiewkę

- 46 — gotowość automatycznej chorągiewki — l. siln./p. siln.
  - 47 — hamulce śmigła — odblokowane/zablokowane
  - 48 — (lampki) świecą — śmigła zablokowane  
Uwaga! Po odblokowaniu wyłącz bezpiecznik automatyczny!
  - 49 — śmigło zwolnione z ogranicznika (skoku), zwolnienie śmigła z ogranicznika
  - 50 — niebezpieczne drgania (silnika)
  - 51 — obroty maksymalne, obroty graniczne
- Zewnętrzne:
- 52 — paliwo
  - 53 — benzyna
  - 54 — tankowanie centralne
  - 55 — nadajnik paliwomierza, Kategorycznie zabrania się demontować nadajnik bez zlania paliwa!
  - 56 — olej
  - 57 — płyn hydrauliczny
  - 58 — powietrze, ładowanie powietrza

- 59 — (ciśnienie) statyczne/(ciśnienie) całkowite
- 60 — ciśnienie statyczne — utrzymywać w czystości
- 61 — klimatyzator naziemny
- 62 — gniazdko zasilania lotniskowego, zasilanie lotniskowe
- 63 — gaśnica wewnętrzna
- 64 — ciśnienie w oponie
- 65 — okucie kotwiczenia
- 66 — gniazdo podnośnika
- 67 — nie ruszać, nie chwycić
- 68 — nie ruszać, nie dotykać
- 69 — nie stawać
- 70 — tu stawać
- 71 — Uwaga, Śmigło!, Ostrożnie, Śmigło!
- 72 — przed zamknięciem pokrywki naciśnij zapadkę dla otwarcia (drzwi):  
1) nacisnąć przycisk  
2) obrócić klamkę w kierunku strzałki  
3) pchnąć drzwi do wnętrza  
4) wcisnąć klamkę  
5) przesunąć drzwi

(K.D.)

РУССКИЕ НАДПИСИ  
И ТРАФАРЕТЫ (III)

Силовая установка:

- 1 — управление кранами заправки
- 2 — питание системы заправки
- 3 — краны заправки — в лев. гр./прав. гр.
- 4 — лампа горит — кран закрыт
- 5 — лампа горит — бак заполнен
- 6 — заправка бензина
- 7 — топливомер — крыло лев./прав.
- 8 — заправка снизу
- 9 — питание/заправка
- 10 — пожарн. кран — открыт/ закрыт
- 11 — стопкран, останов двигателя
- 12 — кольцевание, кран кольцевания открыт
- 13 — группы дежур. — насосы перед./задние
- 14 — бензин выключен/баки открыты/левые открыты/правые открыты
- 15 — не допускать разницы более 150 л
- 16 — давл. топлива перед двигат.
- 17 — авар. насос включен
- 18 — расходомер
- 19 — автоматический расход топлива — автом./ручн. — лев./прав.
- 20 — остаток топлива, остаток бенз.
- 21 — отказ топливного фильтра, прочисти фильтры!
- 22 — шприц, заливка двигателя
- 23 — запуск турбогенератора — холодная прокрутка ТТ/запуск ТТ — подготовка запуска
- 24 — останов ТТ
- 25 — запуск двигателя
- 26 — земля/воздух, (запуск) в воздухе
- 27 — лев. двиг./прав. двиг.
- 28 — холодная прокрутка/запуск
- 29 — прекр. запуска, прекращение запуска
- 30 — раб. АПД, работает автомат пуска двигателя
- 31 — идёт запуск
- 32 — отключен стартер
- 33 — газ
- 34 — положение рычага топлива
- 35 — реверс (тяги)
- 36 — впрыск воды
- 37 — маслорадиатор, упр. заслонк. масл./автоматическое
- 38 — мин. остаток масла — маслобак лев./прав.
- 39 — стружка, стружка в масле
- 40 — подогрев смеси
- 41 — винт, шаг винта — обороты малые/большие
- 42 — флюгирование — ввод: нажми и отпусти кнопку — вывод: вытяти и держи кнопку до вывода из флюгера

- 43 — сигн. раб. нас флюг. — горит: работает флюгернасос
- 44 — проверка автофлюгера — по ИКМ, по индикатору крутящего момента/по отр. тяге, по отрицательной тяге
- 45 — част. флюг., частичное флюгирование
- 46 — готовность автоф. — л.д./п.д.
- 47 — тормоза винтов — отстопорены/застопорены
- 48 — (лампочки) горят — винты застопорены  
Внимание! После расстопорения выключить АЗС
- 49 — винт снят с упора, снятие винтов с упора
- 50 — опасн. вибр., опасная вибрация
- 51 — предел. обороты, предельные обороты

Наружные:

- 52 — топливо
- 53 — бензин
- 54 — центр. заправка — централизованная заправка
- 55 — датчик топливомера — категорически запрещается снимать датчик без слива топлива
- 56 — масло
- 57 — гидросмесь
- 58 — воздух, заправка воздухом
- 59 — статика/динамика
- 60 — статическое давление — удерживать в чистоте
- 61 — наземный кондиционер
- 62 — розетка аэродромного питания, аэродромное питание
- 63 — огнетушитель внутри
- 64 — давление в шине
- 65 — швартовочный узел, такелажный узел
- 66 — гнездо подъемника
- 67 — не браться
- 68 — не прислоняться
- 69 — не становиться
- 70 — здесь становиться
- 71 — осторожно, винт!
- 72 — перед закрытием крышки нажми защёлку
- 73 — для открывания:  
1) нажать кнопку  
2) повернуть ручку по стрелке  
3) толкнуть дверь внутрь  
4) утопить ручку  
5) сдвинуть дверь

(К. Д.)

WCT/34/K/79

## Wytyczne przed XXIV Walnym Zjazdem SIMP

Zarząd Główny SIMP opublikował wytyczne w sprawie akcji sprawozdawczo-wyborczej, poprzedzającej XXIV Walny Zjazd Delegatów SIMP, który odbędzie się w dniach 6-8.VI.1980 r. w Zamku Książąt Pomorskich w Szczecinie. Zjazd odbędzie się pod hasłem: „Skuteczne działanie mechaników istotnym czynnikiem społeczno-gospodarczego rozwoju kraju”.

Walne zebrania sprawozdawczo-wyborcze sekcji naukowo-techn. działających w kołach zakładowych odbędą się w terminie 15.IX. do 15.X.1979 r., zaś walne zebrania członków kół zostaną zwołane w terminie od 1.X. do 15.XII.1979 r. Liczbę składu zarządu sekcji określi zarząd właściwego koła SIMP, a liczbę przedstawicieli sekcji na zebranie sprawozdawczo-wyborcze oddziału sekcji SIMP określi zarząd właściwego oddziału wojewódzkiego SIMP (w zebraniu może wziąć udział do 75 osób).

Nowo wybrany zarząd sekcji przekaże zarządowi właściwego koła SIMP i zarządowi właściwego oddziału sekcji, w terminie 10 dni, sprawozdanie z działalności upływającej kadencji, skład osobowy nowego zarządu sekcji oraz listę wybranych przedstawicieli na zebranie sprawozdawczo-wyborcze oddziału sekcji.

Sekcje naukowo-techniczne działające przy zarządach oddziałów wojewódz-

kich SIMP odbędą zebrania sprawozdawczo-wyborcze w okresie 23.X.÷15.XII.1979 r. Liczbę wybieranych przez zebranie przedstawicieli oddziału sekcji na zebranie sprawozdawczo-wyborcze sekcji naukowo-technicznych SIMP określi prezydium Zarządu Głównego SIMP na wniosek sekcji.

Protokół i uchwała zebrania sprawozdawczo-wyborczego, sprawozdanie z działalności oddziału sekcji z ubiegającej kadencji oraz lista członków nowo wybranego zarządu oddziału sekcji powinny być przekazane zarządowi sekcji przy zarządzie głównym SIMP i zarządowi właściwego oddziału wojewódzkiego SIMP w terminie 10 dni od zebrania sprawozdawczo-wyborczego.

Sekcja działająca przy Zarządzie Głównym SIMP odbędzie zebranie sprawozdawczo-wyborcze w terminie 16.I.1980 r. do 31.III.1980 r. Przewiduje się następujący porządek obrad:

- naradę naukowo-techniczną,
- dyskusję nad tezami przed XXIV Walnym Zebraniem Delegatów SIMP,
- uchwalenie programu i kierunków działania sekcji na okres kadencji 1980/1985,
- rozpatrzenie i przyjęcie sprawozdania z działalności zarządu sekcji przy Zarządzie Głównym SIMP,
- ustalenie programu działania sekcji na następną kadencję,
- wybory zarządu sekcji,
- wybór przedstawiciela na Walny Zjazd Delegatów SIMP.

Zebranie (zgromadzenie) otwiera przewodniczący zarządu obradującej jednostki organizacyjnej w obecności przynajmniej połowy uczestników uprawnionych do głosowania. Następnie dokonuje się wyboru przewodniczącego i pozostałych członków prezydium oraz protokolanta.

Zebrania i zgromadzenia należy odbywać w czasie wolnym od pracy. Koszty akcji oraz zebrań i zgromadzeń sprawozdawczo-wyborczych w kołach i oddziałach SIMP oraz w sekcjach naukowo-technicznych działających w kołach zakładowych i w oddziałach sekcji naukowo-technicznych pokrywają zarządy właściwych oddziałów wojewódzkich SIMP. Koszty zebrań sekcji naukowo-technicznych przy Zarządzie Głównym SIMP zostaną pokryte ze środków ZG SIMP.

## Wyjazd do Lipska

Na wycieczkę organizowaną przez Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego na Targi Lipskie Sekcja Lotnicza Oddziału Warszawskiego otrzymała dwa miejsca. Miejsca te przyznano członkom Zarządu Kół Zakładowych Jerzemu Amerskiemu (z Szefostwa Techniki Lotniczej MON) i Eugeniuszowi Sobiekiemu (z ITWL).

dokończenie ze str. 13

ment złączy pośrednich prezentuje wymieniona już poprzednio firma Souriau.

Zapewnienie sprawnej wymiany modułów w sprzęcie wymaga prowadzenia płytek przy wtykaniu i wyjmowaniu. Elementem ułatwiającym prowadzenie są prowadnice. Naprowadzają one wstępnie wtyk złącza umieszczony w płytce względem gniazda złącza umieszczonego w konstrukcji nośnej, utrzymują położenie modułu w stosunku do modułów sąsiednich, a wreszcie tłumią częściowo wibrację zewnętrzną przenoszoną przez konstrukcję nośną. Stosowane są prowadnice luźne (zwykłe) i sprężyste (rys. 14). Zasadniczym elementem prowadnicy jest kanałek o szerokości większej o ok. 0,4 mm od grubości laminatu płytki. Rozstawienie den kanałków powinno być większe o ok. 0,5 mm od maksymalnej szerokości płytki drukowanej.

Najlepszym materiałem na prowadnice jest brąz berylowy lub poliwęglan, choć brąz w tym wypadku wydaje się być materiałem zbyt ciężkim. Firmy zachodnie najczęściej stosują prowadnice odpowiednio kształtowane z cienkiej blachy stalowej, podając przez nie sygnał masy na płytkę drukowaną. Tak montowane płytki w lotniczych blokach elektroniki wymagają dodatkowego usztywnienia i zabezpieczenia przed możliwością rozłączenia się złączy w warunkach wzmoczonych wibracji i uderów. Realizuje się to albo przez sztywne połączenie wetkniętych już w gniazda płytek za pomocą słupków dystansowych (rys. 15), albo przez elementy sprężyste dociskające wtyki płytek do gniazd w podstawie nośnej.

## Kodowanie płytek

W urządzeniu elektronicznym składającym się z kilkudziesięciu typów modułów należy przewidzieć sposób umożliwiający wetknięcie określonego modułu w miejsce dla niego nie przeznaczone. Konstrukcyjnie sposób taki realizuje się przez elementy konstrukcyjne związane z płytką drukowaną, złączem lub konstrukcją mechaniczną obsady złącza czy wreszcie osłony modułu. W pierwszym przypadku na bocznych krawędziach płytki drukowanej wykonuje się podłużne, o różnej długości, wycięcia, które współdziałają z kołka-

mi kodującymi. W przypadku drugim dla złącza krawędziowego wykonuje się na krawędzi płytki drukowanej jedno lub kilka wcięć kodujących, które współpracują z wkładkami kodującymi, umieszczonymi w korpusie gniazda złącza. W przypadku złączy pośrednich o kontaktach szpilkowych na miejsce kontaktu obejmującego gniazda wstawia się korek blokujący, a współpracujący z nim kontakt szpilkowy wtyku wycina się. Ten ostatni sposób nie należy do najlepszych, gdyż zmniejsza liczbę kontaktów. W trzecim rozwiązaniu funkcję kodowania przenosi się na oddzielne detale konstrukcyjne osadzone na płytce drukowanej i obsadzie gniazda lub konstrukcji nośnej skrzynki. Inny sposób polega na wykorzystaniu kombinacji dwóch kołków prowadząco-kodujących, zaprasowanych w korpusie wtyku w różnych położeniach kątowych. Niektóre firmy zachodnie, które dysponują złączami pośrednimi o bardzo dużej różnorodności, problem kodowania rozwiązują przez zastosowanie różnego rodzaju złączy i różnego ich położenia na płytkach.

## Wyjmowanie płytek

Moduły powinny być zaopatrzone w uchwyty i elementy ułatwiające ich wetknięcie i wyjęcie ze skrzynki. W najprostszym przypadku elementami takimi są odpowiednie rozmieszczone otwory w płytce, umożliwiające zaczepienie o nie wąża mechanizmu wyciągającego lub po prostu palca (rys. 16), uchwyty nakładane lub różnego rodzaju uchwyty dźwigenkowe (rys. 17). Jedną z metod montowania płytek w skrzynce jest związana z zastosowaniem złączy elastycznych. Wydaje się, że jest to dość wygodny i ciekawy sposób.

\* \* \*

Powyższe omówienie konstrukcji skrzynek i mechanicznego opracowania bloków elektronicznych daje ogólny przegląd stosowanych obecnie w lotnictwie światowym metod i sposobów rozwiązania konstrukcji tego rodzaju sprzętu. Zależą one głównie od poziomu i doświadczenia, jakie reprezentują projektanci i wytwórcy tego sprzętu.

# Określenie wielkości luzów w łożyskach i przegubach

Przy projektowaniu i produkcji mechanizmów sterowania konieczne jest zapewnienie jak najmniejszej wielkości ruchu jałowego elementu napędowego, jak najmniejszych strat na tarcie w mechanizmie, a przy tym określonej niezawodności działania mechanizmu. Ten ostatni warunek oznacza, że w połączeniach ruchomych luzy nie mogą być mniejsze niż te, które są wymagane dla zabezpieczenia połączenia przed zaklinowaniem.

Metodyka obliczania jest taka sama dla łożyska i przegubu kulowego.

Całkowity luz  $S_s$  w połączeniu jest sumą luzu w łożysku  $S_k$  oraz luzów  $S_1$  i  $S_2$  w pasowaniach pierścieni łożyska. W celu zmniejszenia luzów w układzie sterowania stosuje się pasowanie z napięciem wstępnym. Wskutek ściśnięcia pierścienia zewnętrznego lub rozciągnięcia wewnętrznego, luz promieniowy w łożysku ulega zmniejszeniu.

Zmiana średnicy bieżni (wewnętrznej lub zewnętrznej) łożyska może być określona według wzoru

$$\Delta d = m \cdot N$$

gdzie:  $m$  jest współczynnikiem proporcjonalności wynoszącym  $0,40 \div 0,85$  i może być określony ze wzorów podanych niżej, zaś  $N$  jest wielkością wcisku ( $N = -S$ ).

Równanie łańcucha wymiarowego sumarycznego luzu łożyska lub przegubu kulowego ma postać

$$B_A = S_1 + \beta_1 S_1 + \beta_2 S_2 + \beta_3 S_3$$

gdzie:  $S_1$  — początkowy luz promieniowy w łożysku,  $\beta_1$ ,  $\beta_2$ ,  $\beta_3$  — współczynniki proporcjonalności.

Dla pasowania z luzami:

$$\beta_1 = \beta_2 = \beta_3 = 1$$

Dla pasowania wciskowego:

$$\beta_1 = m_1$$

$$\beta_2 = m_2$$

$$\beta_3 = 0$$

Wielkości  $S_1$ ,  $S_2$ ,  $S_3$  mogą być określone z analizy wymiarów połączenia (rys. 1).

Współczynniki  $m_1$  i  $m_2$  oblicza się dla odpowiedniego pierścienia łożyska:

— dla pierścienia wewnętrznego osadzonego na pełnym

wałku (rys. 2)  $m = 0,9 \frac{d}{d_o}$  (dla jednakowych modułów wałka

i pierścienia);

— dla pierścienia wewnętrznego osadzonego na wałku dra-

żonym (rys. 3)  $m = 0,9 \frac{d_o}{d} \cdot \frac{d - d_1^2}{d_o^2 - d_1^2}$  (dla jednakowych modu-

łów wałka i pierścienia);

$m = 1,8 \frac{d \cdot d_o}{d_o^2 - d^2} \cdot \frac{1}{E_2 \left( \frac{C_1}{E_1} + \frac{C_2}{E_2} \right)}$  dla pierścienia i wałka wyko-

nych z materiałów o różnych modułach);

— dla pierścienia zewnętrznego osadzonego w tulei (rys. 2)

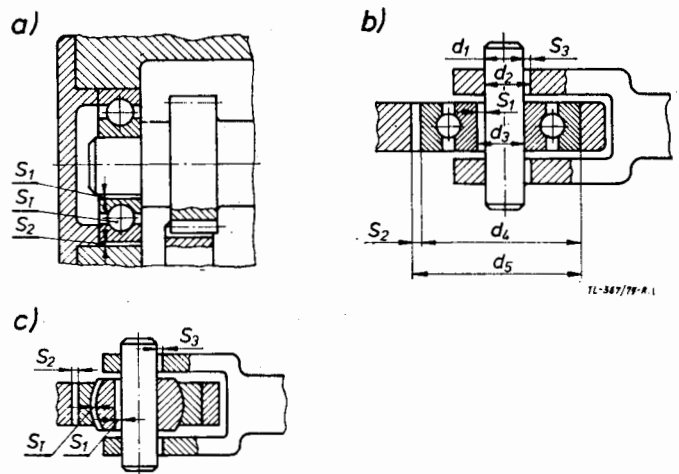
$$m = 0,9 \frac{D_o}{D}$$

— dla pierścienia zewnętrznego osadzonego w elemencie o dużych rozmiarach

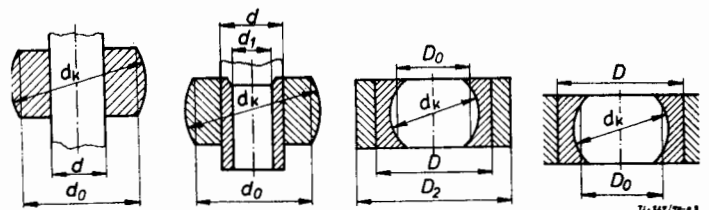
$$m = 0,9 \frac{D_o}{D} \cdot \frac{D_2^2 - D}{D_2^2 - D_o}$$

— dla pierścienia i otworu wykonanych z materiałów o różnych modułach

$$m = 1,8 \frac{D \cdot D_o}{D^2 - D_o^2} \cdot \frac{1}{E_1 \left( \frac{C_1}{E_1} + \frac{C_2}{E_2} \right)}$$



Rys. 1



Rys. 2

gdzie:  $d_o$  i  $D_o$  — zredukowane średnice pierścieni, obliczane według zależności:

— dla łożysk tocznych  $d_o = 0,25(3d + D)$ ;  $D_o = 0,25(d + 3D)$

— dla łożysk ślizgowych  $d_o \approx D_o \approx (0,93 - 0,96)d_k$ ,

$E_1$  i  $E_2$  — moduły sprężystości elementów — obejmowanego i obejmującego,

$\mu_1$  i  $\mu_2$  — współczynniki Poissona materiałów tych elementów,

$C_1$  i  $C_2$  — współczynniki obliczane według wzorów

$$C_1 = \frac{1 + b_1^2}{1 - b_1^2} - \mu_1$$

$$C_2 = \frac{1 + b_2^2}{1 - b_2^2} + \mu_2$$

gdzie z kolei

$$b_1 = \frac{d_1}{d} = \frac{D_o}{D}$$

$$b_2 = \frac{d}{d_o} = \frac{D}{D_2}$$

Oprac. A.K.

# Właściwości mechaniczne drewna (I)

Drewno jako materiał konstrukcyjny znajduje zastosowanie w przemyśle lotniczym i modelarstwie ze względu na swoje zalety: duży stosunek wytrzymałości do masy właściwej, łatwa obróbka mechaniczna, łatwość łączenia (np. klejenie). W zastosowaniu konstrukcyjnym wadami drewna są: higroskopijność, anizotropia właściwości wytrzymałościowych, duży rozrzut właściwości wytrzymałościowych danego gatunku drewna, skłonność do gnicia. Lepsze właściwości ma natomiast drewno ulepszone i sklejka.

Makroskopową budowę drewna rozpatruje się w odniesieniu do trzech przekrojów:

— poprzecznego czołowego (płaszczyzna cięcia jest prostopadła do płaszczyzny przebiegającej wzdłuż włókien),

— podłużnego promieniowego (wzdłuż włókien, po linii promienia rdzeniowego),

— podłużnego stycznego (wzdłuż włókien po linii cięciwy obwodu pnia, lecz płaszczyzna cięcia nie przecina rdzenia).

W niektórych rodzajach drzew drewno na zewnętrznej części przekroju poprzecznego ma barwę jaśniejszą (biel) od barwy pozostałej części przekroju (twardziel).

W pierwszych latach wzrostu drzewa biel zajmuje większą część pnia niż twardele, ale z wiekiem ilość drewna twardeleowego zwiększa się. Część bielasta drzew żywych jest fizjologicznie czynna i spełnia funkcję przewodzenia roztworów wodnych soli mineralnych, natomiast twardele spełnia funkcję mechaniczną.

## Gęstość drewna

Gęstość drewna jest to masa objętości drewna w takiej postaci, w jakiej ono występuje w przyrodzie, a więc z uwzględnieniem jego porowatości oraz zawartości wilgoci (tabl. 1).

Wyjątkowo dużą gęstość ma *Krugidendron ferrenum* ( $\rho = 1420 \text{ kg/m}^3$ ), natomiast bardzo małą — *Aestonia Spatulata* ( $\rho = 40 \text{ kg/m}^3$ ) (tabl. 2).

## Pęcznienie i kurczliwość drewna

Zmniejszanie się wymiarów liniowych drewna i jego objętości proporcjonalnie do zmniejszającej się wilgotności drewna nazywamy kurczeniem się drewna. Pęcznienie drewna polega na zwiększaniu wymiarów liniowych i objętości drewna wskutek wchłaniania wody.

W praktyce przyjmuje się, że kurczenie i pęcznienie są zjawiskami odwracalnymi, aczkolwiek krzywe pęcznienia i kurczenia nie pokrywają się całkowicie z wyjątkiem punktu nasycenia włókien i punktu  $0 \div 3\%$  wilgotności drewna (tabl. 3). Cechy te należą do jego cech ujemnych, powodujących zmianę wymiarów i zmniejszenie wytrzymałości materiału.

TABLICA 1. Klasyfikacja gęstości drewna w stanie powietrznie suchym

Drewno	Gęstość [kg/m <sup>3</sup> ]	Gatunki
Bardzo ciężkie	ponad 800	grab, cis, bukszpan, gwajak, heban, eukaliptus i in. ciężkie gatunki egzotyczne
Ciężkie	710 ÷ 800	robinia, buk, dąb, jesion, orzech, grusza, przerezech
Umiarkowanie ciężkie	610 ÷ 700	brzoza, klon, jabłoń, wiąz, modrzew
Umiarkowanie lekkie	510 ÷ 600	jałowiec, kasztanowiec, mahoń
Lekkie	410 ÷ 500	sosna, świerk, jodła, olcha, lipa, tsuga, cyprys, cedr, teak

Anizotropia skurczu powoduje pęcznienie się drewna. Nierównomierne wysychanie drewna wywołuje naprężenia, które powodują pęknięcie drewna okrągłego i tarcicy. W bednarstwie i produkcji łodzi pęcznienie drewna odgrywa rolę dodatnią.

## Mechaniczne własności drewna

W 1906 r. Międzynarodowy Kongres Badania Materiałów obradujący w Brukseli ustalił, że wyniki badań wytrzymałości drewna powinny być wrazone w odniesieniu do 15% wilgotności bezwzględnej drewna. W normach polskich przyjęto opracowany przez Bauschingera wzór przeliczeniowy:

$$R_{15} = R_w [1 + a (W - 15)]$$

gdzie:  $R_{15}$  — wytrzymałość próbki przy wilgotności bezwzględnej 15%,  $R_w$  — wytrzymałość próbki przy wilgotności  $W\%$ ,  $a$  — współczynnik zmiany wytrzymałości drewna przy zmianie jego wilgotności o 1%,  $W$  — wilgotność drewna [%]. Wzór ten można również stosować przy przeliczaniu wytrzymałości na inny poziom wilgotności tylko w przedziale  $8 \div 20\%$  wilgotności bezwzględnej.

## Wartość współczynnika $a$ w zależności od rodzaju drewna i mierzonej własności mechanicznej

Wartość ta dla wszystkich gatunków drewna wynosi:

— zginanie statyczne	0,04
— zginanie dynamiczne	0,03
— ścinanie wzdłuż włókien	0,03
— rozciąganie w poprzek włókien	0,025
— twardość (metodą Janki)	0,03
— sprężystość przy ścisnaniu wzdłuż włókien	0,02
— sprężystość przy rozciąganiu wzdłuż włókien	0,03
— udarność	0,03
— wytrzymałość na ściskanie (limba, modrzew, buk, jesion, wiąz, brzoza)	0,05
— wytrzymałość na ściskanie (świerk, dagleżja, jodła, dąb, pozostałe liściaste)	0,04
— rozciąganie wzdłuż włókien dla wszystkich gatunków liściastych	0,015

Dla drzew iglastych przeliczenia rozciągania wzdłuż włókien nie dokonuje się. Kształt i wymiary próbek drewna do badań wytrzymałościowych określone są przez polskie normy.

TABLICA 2. Stosunek wytrzymałości do gęstości dla kilku materiałów

Material	Drewno		Dural	Stal 45	Stal 30HCSA
	bardzo ciężkie	lekkie			
$\rho \left[ \frac{\text{kg}}{\text{m}^3} \right]$	800	450	2800	7810	7850
$R_m \text{ [MPa]}$	rozciąganie wzdłuż włókien				
	185,3	71,98	392,27	598,21	1176,8
$\frac{R_m}{\rho} \cdot 10^{-3} \left[ \frac{\text{m}^2/\text{s}^2}{} \right]$	230	160	140	77	150

$\rho$  — gęstość,  $R_m$  — wytrzymałość

TABLICA 3. Kurczenie się drewna

Rodzaj drewna	Wielkość zsychnania [%]		
	w kierunku promieniowym	w kierunku stycznym	objętościowo
Sosna	4,3	8,1	12,5
Świerk	4,7	9,3	14,1
Modrzew	5,3	10,4	15,1
Jesion	4,8	8,2	13,5
Dąb	4,7	8,4	13,7
Buk	4,7	10,8	15,3

cd. w następnym numerze

Oprac. Hubert Dłutowski  
WCT/34/K/79

# Sposób wyznaczania wskaźnika nośności LCN lotniskowej nawierzchni złożonej-półsztywnej

Dr inż. FRANCISZEK KAŹMIERCZYK

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych

**Nowe złożone-półsztywne nawierzchnie lotniskowe zbudowane z warstwy betonu cementowego pokrytej warstwą betonu asfaltowego wymagają sklasyfikowania ich nośności wg systemu LCN. Artykuł omawia zagadnienia nawierzchni złożonych-półsztywnych i podaje sposób określenia ich liczby LCN.**

W związku z wprowadzeniem do eksploatacji nowych typów samolotów o większym ciężarze startowym, jak i występującym wskutek wieloletniego użytkowania niszczeniem starych nawierzchni z betonu cementowego, coraz powszechniej stosuje się ich pogrubianie przez nałożenie nowej warstwy z betonu asfaltowego.

Grubość nakładanej warstwy konstrukcyjnej z betonu asfaltowego jest różna i zależy od: typów samolotów eksploatujących lotnisko, stanu istniejącej nawierzchni oraz rodzaju, stanu i rozmieszczenia szczelin dylatacyjnych. Grubość wzmacniającej warstwy określa się obliczeniowo z uwzględnieniem powyższych czynników.

Istniejącą nawierzchnię sztywną z betonu cementowego, pogrubioną podatną warstwą konstrukcyjną z betonu asfaltowego, przyjęto nazywać nawierzchnią złożoną-półsztywną.

Jakkolwiek przyjęty i stosowany od kilkunastu lat w Polsce system klasyfikowania nośności lotniskowych nawierzchni sztywnych i podatnych LCN [2÷6] nie stwarza większych trudności, to jednak zagadnienie określenia nośności nawierzchni złożonych-półsztywnych nastrocza czasem wiele kłopotów. Przedmiotem niniejszego artykułu jest zatem podanie sposobu określenia nośności lotniskowej nawierzchni złożonej-półsztywnej w oparciu o system LCN.

## System LCN

Z chwilą wprowadzenia do eksploatacji bardzo ciężkich typów samolotów, istotnego znaczenia nabrała wytrzymałość nawierzchni lotniskowych decydująca o przydatności danego lotniska do przewidywanego ruchu. Z tego względu Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego (*International Civil Aviation Organization — ICAO*) wprowadziła obowiązek klasyfikowania nośności nawierzchni lotniskowych wg liczbowego systemu LCN (*Load Classification Number*). System ten został opracowany już podczas II wojny światowej i później zmodyfikowany przez brytyjskie Ministerstwo Lotnictwa. Wyraża on stosunek wielkości miernika oddziaływania samolotu na nawierzchnię do miernika nośności nawierzchni, a przez to daje pogląd na przydatność tej nawierzchni do obsługi konkretnych typów samolotów.

Liczba LCN jest miernikiem oddziaływania samolotu na nawierzchnię, zależnym od wielkości obciążenia przypadającego na jedną goleń podwozia głównego, geometrycznego układu kół w podwoziu, ciśnienia w oponie, rodzaju konstrukcji i grubości nawierzchni. Założenia i podstawy metody klasyfikacji lotnisk według systemu LCN zostały omó-

wione m.in. w [2]. Zagadnienie określenia wskaźnika nośności LCN nawierzchni sztywnych i podatnych podane zostało w publikacjach [1, 3, 4, 5 i 6].

Dla celów praktycznych liczbowy wskaźnik LCN nawierzchni zarówno sztywnych, podatnych, jak i półsztywnych określa się na podstawie próbnych ich obciążeń za pomocą specjalnego urządzenia badawczego [3]. W doraźnych przypadkach wskaźnik nośności LCN tych nawierzchni można określić z odpowiednich wzorów lub istniejących wykresów. Jak już wspomniano, sposób określania wskaźnika LCN nawierzchni sztywnych i podatnych nie stwarza żadnych wątpliwości i kłopotów i jest powszechnie stosowany w kraju. Omówienia natomiast wymaga sposób określania tego wskaźnika dla nawierzchni złożonych-półsztywnych, gdyż zagadnienie to nie jest ściśle sprecyzowane i różnie interpretowane.

## Określanie liczby LCN nawierzchni złożonej-półsztywnej

Sposób określania liczbowego wskaźnika nośności LCN nawierzchni złożonej-półsztywnej uzależniony jest od grubości podatnej warstwy bitumicznej zalegającej na nawierzchni sztywnej. Tak więc badania terenowe, próbne obciążenia, mające na celu określenie wskaźnika nośności LCN nawierzchni sztywnej z pokryciem bitumicznym o grubości do 12 cm, powinno się przeprowadzać analogicznie do badań nawierzchni sztywnej bez pokrycia, z tym że próbną płytę naciskową należy ustawiać na warstwie bitumicznej, natomiast czujniki zegarowe rejestrujące ugięcia — na płycie z betonu cementowego, po uprzednim zdjęciu z tych miejsc warstwy bitumicznej. W przypadku gdy grubość podatnej warstwy betonu asfaltowego przekracza 12 cm, należy stosować metodę badań przewidzianą dla nawierzchni podatnych.

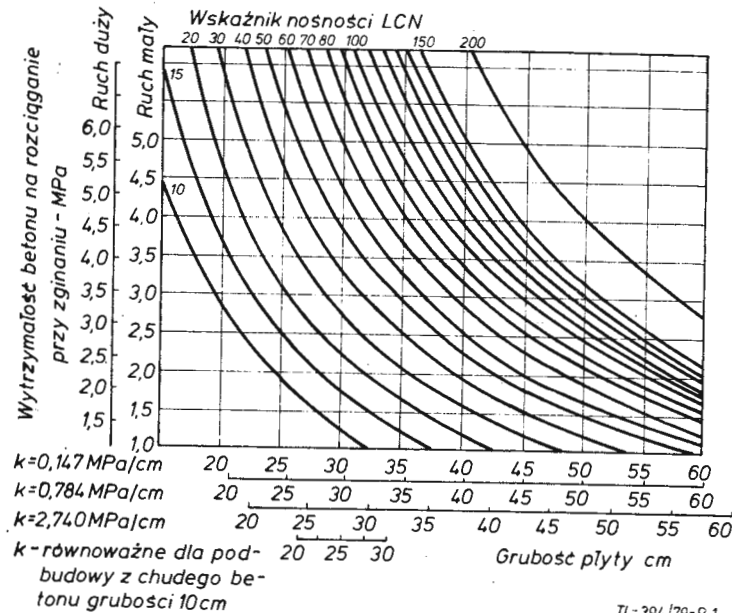
Użytkownik lotniska musi czasem podjąć natychmiastową decyzję o możliwości lądowania określonych typów samolotów na drodze startowej o nawierzchni złożonej-półsztywnej, na której dotychczas nie przeprowadzono terenowych badań nośności i z przyczyn technicznych nie można takich badań w krótkim czasie przeprowadzić (np. w przypadku konieczności zachowania ciągłej eksploatacji drogi startowej, braku odpowiedniego sprzętu badawczego itp.). Wówczas liczbowy wskaźnik nośności LCN nawierzchni można określić teoretycznie wykorzystując metodę LCN wymiarowania nawierzchni lotniskowych. W przypadkach takich wskaźnik LCN wyznacza się z odpowiednich wykresów lub wzorów najpierw dla niżej zalegającej nawierzchni sztywnej (bez nakładki bitumicznej), a następnie koryguje się go z uwzględnieniem zalegającej warstwy bitumicznej.

Danymi wyjściowymi do teoretycznego wyznaczenia wskaźnika nośności LCN nawierzchni sztywnej są:

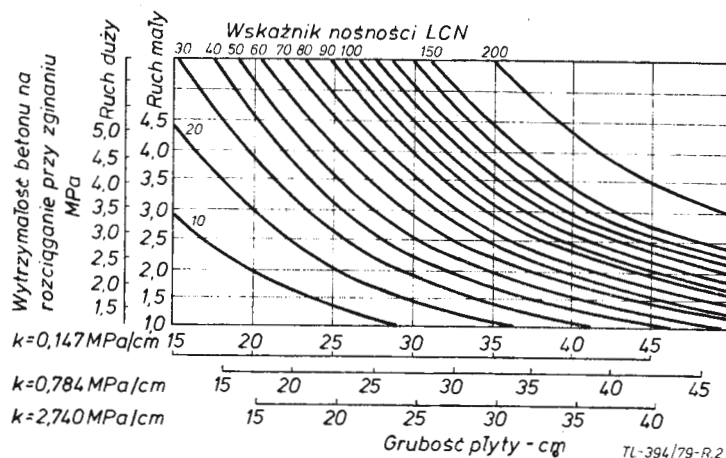
— przewidywane natężenie ruchu na rozpatrywanej nawierzchni,

- grubość nawierzchni sztywnej (z uwzględnieniem liczby warstw konstrukcyjnych i rodzaju szczelin dylatacyjnych),
- wartość współczynnika reakcji podłoża gruntowego  $k$ ,
- wytrzymałość betonu cementowego na rozciąganie przy zginaniu.

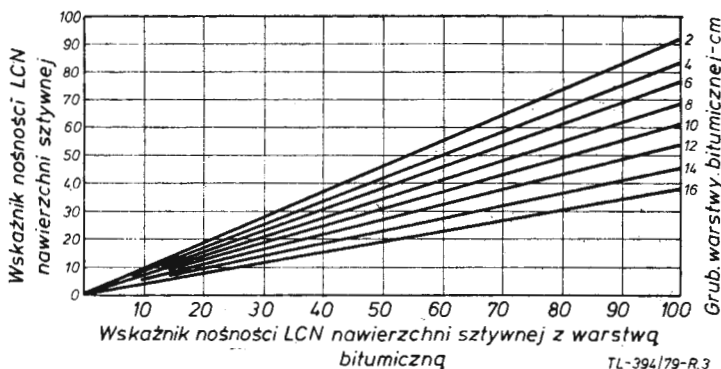
Dysponując danymi wyjściowymi, wskaźnik nośności LCN nawierzchni sztywnej można wyznaczyć z odpowiednich wykresów (rys. 1 i 2) w zależności od przewidywanego natężenia ruchu (mały lub duży) i rodzaju szczelin dylatacyjnych (swobodne lub zapewniające współpracę płyt). Przedstawione wykresy (rys. 1 i 2) są rezultatem wnikliwej analizy wyni-



Rys. 1. Wykres do określania wskaźnika nośności LCN nawierzchni sztywnej (z betonu cementowego) ze szczelinami swobodnymi



Rys. 2. Wykres do określania wskaźnika nośności LCN nawierzchni sztywnej (z betonu cementowego) ze szczelinami zapewniającymi współpracę sąsiednich płyt



Rys. 3. Wykres do określania wskaźnika nośności LCN nawierzchni złożonej-półsztywnej

ków rozwiązań teoretycznych i licznych prób i badań terenowych, przeprowadzonych w Stanach Zjednoczonych i Wielkiej Brytanii z uwzględnieniem zachowania się różnych konstrukcji nawierzchni pod wpływem ruchu samolotowego.

Przy sporządzaniu wykresu (rys. 1) dla nawierzchni betonowej jednowarstwowej ze szczelinami swobodnymi oparto się na zmodyfikowanym przez Tellera-Sutherlanda empirycznym wzorze Westergaarda, przy przyjęciu najmniej korzystnego miejsca przyłożenia obciążenia, tj. w narożniku płyty betonowej. Wzór ten ma postać:

$$\sigma = \frac{P}{h^2} 3 \left[ 1 - \left( \frac{r \cdot 2}{l} \right)^{1,2} \right] \text{ [Pa]} \quad (1)$$

gdzie:

$\sigma$  — wytrzymałość betonu cementowego na rozciąganie przy zginaniu w narożniku płyty [Pa],

$P$  — obciążenie nawierzchni od goleni głównej samolotu [N],

$h$  — grubość nawierzchni [m],

$l$  — promień względnej sztywności płyty betonowej [m],

$$l = \sqrt[4]{\frac{E \cdot h^3}{12(1-\mu^2) \cdot k}}$$

$r$  — promień powierzchni styku opony z nawierzchnią [m],

$E$  — moduł sprężystości Younga dla betonu [Pa],

$\mu$  — współczynnik Poissona dla betonu,

$k$  — współczynnik reakcji podłoża [Pa/m].

Natomiast wykres (rys. 2) sporządzono w oparciu o uproszczony wzór Westergaarda dla przypadku obciążenia oddziałującego w środku płyty:

$$\sigma = \frac{0,257 \cdot P}{h^2} (1 + \mu) \log_{10} \left( \frac{E \cdot h^3}{k \cdot b^4} \right) \quad (2)$$

gdzie:

$b = (\sqrt{1,6a^2 + h^2} - 0,675)$ , gdy  $a$  jest mniejsze niż  $1,724 \cdot h$  oraz

$b = a$ , gdy  $a$  jest większe niż  $1,724 \cdot h$ , gdzie  $a$  i  $b$  są półosią elipsy styku opony samolotu z nawierzchnią, pozostałe oznaczenia jak we wzorze (1).

Za ruch mały na wykresach (rys. 1 i 2) wg ICAO należy uważać ruch przewidujący 10 000 operacji (startów i lądowań), zaś za ruch duży — 40 000 operacji przypadających na cały okres eksploatacji nawierzchni sztywnej.

Tok postępowania przy wyznaczaniu z przytoczonych wykresów (rys. 1 i 2) liczby LCN nawierzchni sztywnej jest następujący. Na osi odciętych odpowiedniego wykresu wyznacza się punkt odpowiadający wartości rzeczywistej grubości nawierzchni sztywnej z uwzględnieniem wartości współczynnika reakcji podłoża gruntowego, a na osi rzędnych — punkt odpowiadający wartości wytrzymałości betonu cementowego na rozciąganie przy zginaniu. Poprowadzone z tych punktów proste — pionowa i pozioma, w miejscu przecięcia się wyznaczają liczbową wartość wskaźnika nośności LCN rozpatrywanej nawierzchni sztywnej.

W przypadku gdy założony (wyznaczony w terenie lub przyjęty z dokumentacji technicznej) współczynnik  $k$  ma wartość różną od podanych na wykresach, należy dokonać odpowiedniej interpolacji.

Aby określić łączny wskaźnik nośności LCN nawierzchni złożonej-półsztywnej, należy wyznaczoną w powyższy sposób liczbową wartość wskaźnika nośności LCN nawierzchni sztywnej nanieść na rzędną wykresu (rys. 3) i poprowadzić z tego punktu prostą poziomą aż do przecięcia się z linią odpowiadającą wartości grubości warstwy bitumicznej zalegającej na nawierzchni sztywnej. Poprowadzona z punktu przecięcia się tych linii prosta pionowa wyznacza na osi odciętych liczbową wartość wskaźnika nośności LCN nawierzchni złożonej-półsztywnej, tj. łączny wskaźnik dla warstwy sztywnej i podatnej.



Przy sporządzaniu wykresu (rys. 3) przyjęto założenie, że bitumiczna warstwa górna oprócz własnej nośności rozkłada przypadające na warstwę sztywną obciążenie pod kątem 45°. Założenie to zostało potwierdzone wynikami wielu badań podczas próbnych obciążeń nawierzchni sztywnych przed i po ułożeniu warstwy bitumicznej.

Jakkolwiek określone teoretycznie (w podany powyżej sposób) wskaźniki nośności LCN są obciążone większymi błędami niż wskaźniki ustalone doświadczalnie, są one jednak wystarczająco dokładne do podejmowania decyzji o możliwości lądowania dowolnych typów samolotów w przypadkach:

— jeśli wartość wskaźnika obciążenia LCN samolotu nie przekracza 1,25 wartości wskaźnika nośności LCN nawierzchni, można użytkować nawierzchnię przez ten typ samolotu bez żadnych ograniczeń,

— jeśli wartość wskaźnika obciążenia LCN samolotu mieści się w granicach 1,25÷1,5 wartości wskaźnika nośności LCN nawierzchni, można dopuścić nie więcej niż 300 operacji tego typu samolotu na nawierzchni,

— jeśli wartość wskaźnika obciążenia LCN samolotu mieści się w granicach 1,5÷2 wartości wskaźnika nośności LCN

nawierzchni, można dopuścić nie więcej niż kilkanaście operacji tego typu samolotu na nawierzchni, licząc się z wyraźnymi uszkodzeniami nawierzchni,

— jeśli wartość wskaźnika obciążenia LCN samolotu przekracza podwójną wartość wskaźnika nośności LCN nawierzchni, można dopuścić lądowanie tego typu samolotu na nawierzchni tylko w przypadkach awaryjnych, licząc się z poważnymi uszkodzeniami nawierzchni.

#### LITERATURA

1. ICAO — Aerodromes. Air Routes and Ground Aids Division, Report of the 6. Session (Doc. 7791 — AGA/592—2, Vol. 2) Montreal, 1957.
2. R. GRZYWACZ, F. KAZMIERCZYK: Określenie nośności betonowych nawierzchni lotniskowych. *Drogownictwo* nr 2/1965.
3. F. KAZMIERCZYK, R. GRZYWACZ: Badania nośności betonowych nawierzchni lotniskowych. *Drogownictwo* nr 3/1965.
4. F. KAZMIERCZYK: Określenie nośności podatnych nawierzchni lotniskowych. *Drogownictwo* nr 11/1966.
5. F. KAZMIERCZYK: Klasyfikacja podatnych nawierzchni lotniskowych metodą LCN. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* nr 2/1971.
6. F. KAZMIERCZYK: Nowe kierunki oceny nośności nawierzchni lotniskowych. *Drogownictwo* nr 9/1973.

WCT/35/K/79

## NOWOŚCI TECHNICZNE

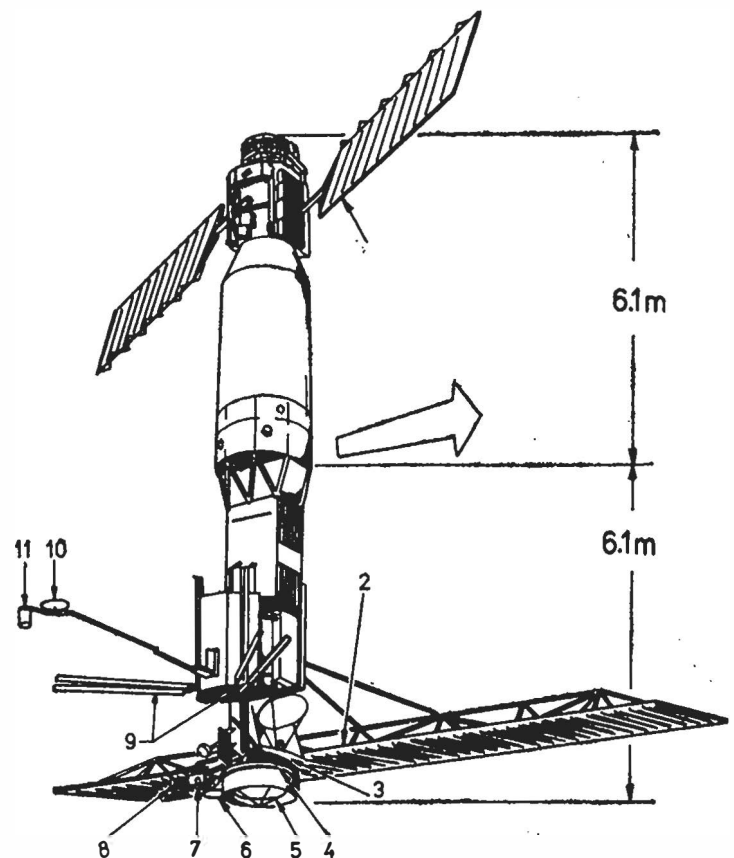
### Satelita do badań oceanograficznych

26 czerwca 1978 r. wystrzelono z bazy Vandenberg (Kalifornia) pierwszego satelitę przeznaczonego wyłącznie do badania oceanów, Seasat-A, zbudowanego przez Lockheed Missiles and Space Co. Do umieszczenia satelity na orbicie zastosowano raketę Atlas-F i stopień Agena. Ten ostatni posłużył jako drugi stopień w procesie wprowadzania satelity na orbitę, a na orbicie jest wykorzystywany jako źródło energii, do trójosiowej stabilizacji satelity za pomocą silniczków na hydryzynie i do telemetrycznego przekazywania danych. Na orbicie satelita łącznie ze stopniem Agena został ustawiony w położeniu pionowym w ten sposób, że czujniki i anteny satelity zostały skierowane ku Ziemi. Satelita, o łącznej masie 2300 kg, obiega Ziemię po prawie kołowej polarnej orbicie (o nachyleniu 108°) na wysokości 800 km, przy czym czas obiegu wynosi 101 min. W ciągu 36 h przeprowadza on obserwacje obejmujące 95% powierzchni wszystkich mórz.

Wyposażenie satelity składa się z czujników promieniowania widzialnego i podczerwonego, które przekazują obrazy powierzchni mórz i pokrywy chmur, oraz urządzeń mikrofalowych przeznaczonych do zdalnych pomiarów parametrów oceanograficznych. Jednym z najważniejszych urządzeń jest radar SAR z anteną o powierzchni 22,5 m<sup>2</sup>, który przekazuje informacje na temat kierunku fal morskich, pól i gór lodowych, pól śnieżnych i obszarów słodkowodnych. Rozdzielczość obrazów wynosi 25 m. Trzy stacje do odbioru zdjęć radaru SAR, znajdują się w Kalifornii, na Florydzie i na Alasce. Ma być również zbudowana stacja w Kanadzie i — przez ESA — w Anglii lub na Nowej Funlandii. Innym ważnym urządzeniem satelity jest wysokościomierz radarowy, który mierzy wysokość fal w zakresie od 2 do 20 m z dokładnością ±10% i określa odległość satelity od powierzchni morza z dokładnością 10 cm. Następne urządzenie to wielokanałowy miernik promieniowania mikrofalowego określający temperaturę powierzchni mórz z dokładnością 1,5÷±2,0°C i dostarczający dane na temat prędkości wiatru i wilgotności powietrza. Czwartym urządzeniem mikrofalowym jest tzw. Scatterometr do przekazywania obrazu zafalowania mórz i do pomiaru kierunku i prędkości wiatrów z dokładnością 4 m/s.

Seasat-A służy obecnie głównie do sprawdzenia koncepcji zastosowania techniki mikrofalowej do dostarczania potrzebnych danych oceanografom i meteorologom oraz żegludze i rybołówstwu. Badaniami tymi zainteresowane są również przedsiębiorstwa poszukiwania ropy naftowej i światowa

sieć ostrzegawcza. Praca satelity przewidziana została na jeden rok, może być jednak przedłużona do trzech lat.



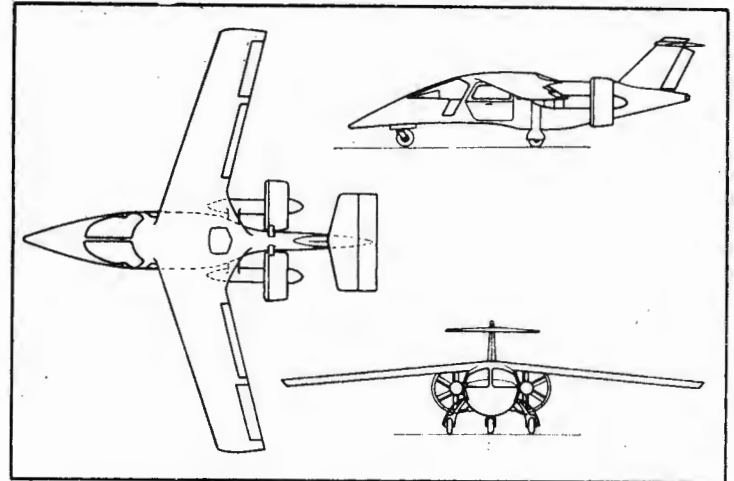
Rys. 1 — płyty z przetwornikami słonecznymi, 2 — antena radarowa SAR, 3 — wielokanałowy miernik promieniowania mikrofalowego, 4 — reflektor laserowy, 5 — radar do pomiaru wysokości fal morskich i odległości satelity od Ziemi, 6 i 10 — dwie anteny odbiorcze do telemetrii, określania toru lotu i przyjmowania sygnałów sterujących, 7 — urządzenie do fotografowania w promieniowaniu widzialnym i podczerwonym, 8 — antena radaru SAR do przekazywania danych, 9 — antena Scatterometru, 11 — antena typu beacon do określania toru satelity

W.K.

## Koehler Twin Fan • RFN •

**Pięciomiejscowy samolot turystyczny z dwoma wentylatorami napędowymi**

Klemens Koehler opracował projekt pięciomiejscowego samolotu turystycznego o oryginalnym układzie mającym zapewnić małe opory szkodliwe i niski poziom hałasu, a także dużą manewrowość w zakresie prędkości lotu 300÷350 km/h. Podstawową cechą układu jest zastosowanie dwóch obudowanych śmigieł, a właściwie dwóch sześciopłatowych wentylatorów, umieszczonych po bokach ogonowej części kadłuba i napędzanych przez silnik zabudowany wewnątrz kadłuba. Napęd wentylatorów odbywa się za pomocą zębatach pasków klinowych, co umożliwi wykorzystanie silnika samochodowego o dużej prędkości obrotowej, a więc o dużej mocy z litra. Zastosowanie dwóch wentylatorów oznacza zmniejszenie obciążenia ich powierzchni, a tym samym zwiększenie sprawności i zmniejszenie hałaśliwości, a także ułatwia nadanie samolotowi opływowego kształtu. Umieszczenie wentylatorów za płatem, na smukłych wysięgnikach, zwiększa dodatkowo ich sprawność, ponieważ strumień wentylatorowy nie napotyka na opór elementów samolotu, co w przypadku zwykłych samolotów śmigłowych zmniejsza ich prędkość o ok. 15%. Koehler ocenia, że zastosowany przez niego układ napędowy pozwoli na zmniejszenie prędkości obrotowej wentylatorów o ok. 20% w porównaniu z prędkością obrotową śmigła w zwykłym układzie, co jest oczywiście korzystne z uwagi na poziom hałasu. Zabudowa silnika wewnątrz ogonowej części kadłuba zmniejsza opory szkodliwe tym bardziej, że w związku z cieczowym chłodzeniem silnika powietrze chłodzące doprowadzane jest tylko do chłodnicy o małych oporach przepływu. Cieczowe chłodzenie silnika zmniejsza poza tym jego hałaśliwość — udział silnika w wytwarzanym hałasie jest w konwencjonalnych samolotach tłokowych dosyć znaczny, gdyż wynosi 50% w warunkach przelotowych i 25% w warunkach startowych. Klemens Koehler uważa, że o ile jednowentylatorowy układ napędowy jest do przyjęcia w samolocie dwuosobowym, jak Fanliner, o tyle w przypadku samolotu cztero- lub pięciomiejscowego układ taki byłby bardzo niekorzystny ze względu na konieczność zwiększenia prędkości obrotowej wentylatora, wobec ograniczonych możliwości zwiększenia jego średnicy.



Dodatkowe zalety układu samolotu Koehlera to neutralizacja momentów obrotowych wentylatorów i dobra widoczność z kabiny dzięki umieszczeniu skrzydeł z tyłu kadłuba, możliwemu w związku z tylnym położeniem środka ciężkości.

**Dane techniczne:** rozpiętość 9,00 m; długość 7,60 m; wysokość 2,40 m; średnica wentylatorów 0,95 m; rozstaw kół 1,75 m; baza podwozia 2,80 m.

W.K.

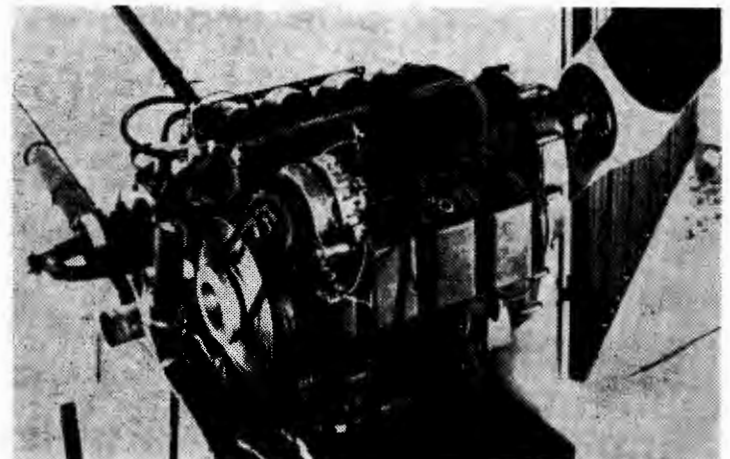
## PROTOTYPY

### Silniki tłokowe Sacma • Francja •

**Rodzina chłodzonych cieczą silników tłokowych o mocy 74÷177 kW**

Francuska firma Sacma dokonuje interesującej próby przełamania monopolu firm Avco Lycoming i Continental w dziedzinie lotniczych silników tłokowych, rozwijając od 1974 r. rodzinę silników o mocy 74÷177 kW (100÷240 KM). Prace te popierane są przez rząd francuski, dzięki czemu firma mogła wybudować nowy, mały zakład o powierzchni 600 m<sup>2</sup>, zatrudniający 14 pracowników, w tym trzech inżynierów-konstruktorów.

Nowe silniki charakteryzują się czterocylindrowym, rzędowym układem, cieczowym chłodzeniem i zastosowaniem przekładni wału śmigła. Blok silnikowy z połączoną integralnie obudową przekładni, jednakowy dla wszystkich typów, jest wykonany z lekkiego stopu. Silniki odznaczają się dużą prędkością obrotową wału korbowego wynoszącą 5400÷6000 obr/min, przy prędkości obrotowej śmigła 1835÷2040 obr/min (przełożenie przekładni 2,94 : 1). Dzięki



dużej prędkości obrotowej wału korbowego są one porównywalne pod względem mocy z litra z silnikami samochodowymi, wykorzystuje się w nich zresztą wiele części silników Simca Chrysler. Powierzchnia czołowa silników Sacma jest o 40÷45% mniejsza od powierzchni obecnie stosowanych lotniczych silników tłokowych, mniejsza jest również ich masa, mimo chłodnicy z cieczą chłodzącą i tłumika hałasu (tłumik został specjalnie zaprojektowany do tych silników, co zapewniło maksymalną jego efektywność). Rodzina obejmuje silniki o mocy 74 kW (200 KM), 88 kW (120 KM), 110 kW (150 KM), 132 kW (180 KM), 155 kW (210 KM) i 177 kW (240 KM), przy czym silniki o większych mocach wyposażone są w turbodoładowarkę (litera T w oznaczeniu) i przystosowane do zamontowania przestawialnego śmigła.

Obsługa silników jest prosta i łatwa, ponieważ nie ma ręcznej regulacji składu mieszanki, a zapłon i wtrysk paliwa są sterowane elektronicznie i nie wymagają żadnej obsługi; wymiana oleju odbywa się co 50 h. Dzięki zastosowaniu cyfrowych wskaźników możliwe są dokładne odczyty mocy

i zużycia paliwa. Silniki mogą pracować również na nafcie, konieczne jest jednak wówczas zwiększenie prędkości obrotowej. Trwałość międzynaprawcza silników będzie początkowo wynosić 600÷800 h, lecz później ma być zwiększona do 1000÷1200 h, przy czym rentowność uzyskuje się już przy trwałości 500 h. Cenę silnika o mocy 110 kW (150 KM) określa się na 6300 fr.

Do czerwca 1978 r. zbudowano 20 prototypów, które pracowały na stoisku 2500 h, w tym 175 h w czasie próby długotrwałej. Rozpoczęto próby państwowe w silnikowym ośrodku badawczym w Saclay. Do prób w locie wykorzystano samolot Rallye, na którym zabudowano silnik o mocy 110 kW (150 KM). Inne silniki miały być zabudowane na samolotach Cessna 172, na różnych typach Robinów i na doświadczalnym laminatowym samolocie z pchającym śmigłem Orion.

Budowa silników przedseryjnych i seryjnych była zaplanowana jeszcze na rok 1978. Obecne możliwości produkcyjne zakładu wynoszą 20÷25 silników miesięcznie.

#### Dane techniczne

Typ silnika	100 B	120 B	150 C	150 CT	180 BT	210 AT	240 AT
Średnica cylindra [mm]	87	91	91	91	91	91	91
Skok tłoka [mm]	75	75	75	75	75	75	75
Pojemność skokowa [cm <sup>3</sup> ]	1812	1981	1981	1981	1981	1981	1981
Stopień sprężania	9	9	9	9	8	7,8	7,5
Masa z wyposażeniem [kg]	110	115	120	130	135	140	140
Warunki startowe							
moc [kW (KM)]	74 (100)	88 (120)	110 (150)	110 (150)	132 (180)	155 (210)	177 (240)
prędkość obrotowa [1/min]							
wału korbowego	5400	5400	6000	6000	5800	6000	6000
wału śmigła	1835	1835	2040	2040	1980	2040	2040
Warunki maks. trwałe							
moc [kW (KM)]	55 (75)	66 (90)	83 (113)	83 (113)	99 (135)	116 (158)	132 (180)
prędkość obrotowa [1/min]							
wału korbowego	4900	4900	5450	5450	5220	5450	5450
wału śmigła	1665	1665	1855	1855	1775	1855	1855
Zużycie paliwa [l/h]							
na maks. trwałej mocy na 2000 m	17	21	26	25	31	35	42
Moc z litra [kW/l (KM/l)]	40,8 (55,5)	44,4 (60,4)	55,5 (110)	55,5 (110)	66,6 (90,5)	78,2 (106,3)	89,3 (121,4)
Masa jednostkowa [kg/kW (kg/KM)]	1,49 (1,10)	1,31 (0,96)	1,09 (0,80)	1,18 (0,87)	1,02 (0,75)	0,90 (0,67)	0,79 (0,58)

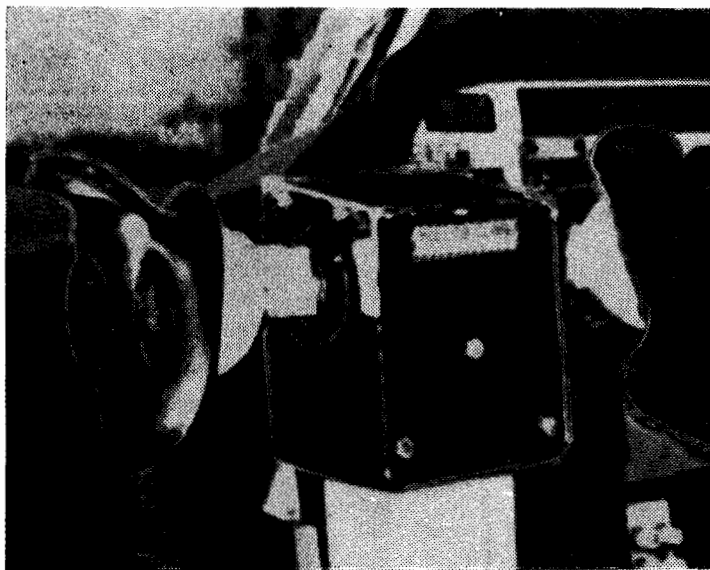
W.K.

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### System sterowania wirnikiem śmigłowca za pomocą jednej ręki

Armia amerykańska opracowuje doświadczalny system sterowania śmigłowcem za pomocą jednej ręki. Organy sterowania ogólnym i cyklicznym skokiem wirnika znajdują się na jednej kolumnie w postaci dwóch uchwytów.

konwencjonalny układ sterowania. Trzecia faza rozwoju systemu rozpocznie się, gdy US-Army podejmie decyzję, czy dalsze prowadzenie programu powierzyć instytucji państwowej, czy prywatnej firmie.



Pierwszy prototyp układu został zainstalowany w końcu 1975 r. na śmigłowcu Bell OH-58 i pomyślnie wypróbowany w locie na początku 1976 r. Drugi prototyp poddano próbom w końcu 1977 r. w ośrodku badań w locie w Aberdeen. Ze względu na bezpieczeństwo drugiemu pilotowi pozostawiono

Najważniejsze zalety nowego systemu to uproszczenie sterowania, odciążenie pilota, skrócenie czasu szkolenia, zwiększenie szansy przeżycia dla rannego pilota wojskowego, uproszczenie wyposażenia kabiny pilotów.

W.K.

# Współczynnik intensywności naprężeń jako miara podatności na kruche pękanie

Prof. dr inż. JAN CHODOROWSKI  
Mgr inż. ANDRZEJ BALUL

Instytut Inżynierii Materiałowej  
Politechniki Warszawskiej

W artykule przedstawiony został krótki zarys podstaw mechaniki pękania oraz teorii współczynnika  $K_{Ic}$ . Dla orientacji podano również przykłady wartości liczbowych odporności na pękanie  $K_{Ic}$  różnych materiałów lotniczych.

Kruche pękanie jest jedną z najczęstszych przyczyn uszkodzeń eksploatacyjnych konstrukcji stacjonarnych, pojazdów i samolotów. Wciąż wzrastające zagrożenie kruchym pękaniem wiąże się ze stosowaniem materiałów o podwyższonej wytrzymałości, zwłaszcza w warunkach dwuwymiarowego stanu odkształcenia oraz obniżonej temperatury. Pęknięcia mogą powodować wady związane z technologią wytwarzania materiałów, półfabrykatów i gotowych części (metalurgiczne, spawalnicze, obróbka cieplna i inne) oraz z warunkami eksploatacji, tj. mikropęknięciami zmęczeniowymi.

Ostatnie piętnastolecie przyniosło gwałtowny rozwój badań w tej dziedzinie.

Do oceny podatności na kruche pękanie oprócz wskaźników opartych na klasycznej teorii wytrzymałości, jak [1, 5, 7, 9]:

- próby statyczne, np. Van der Veena<sup>1)</sup>;
- próby udarnościowe KM, KV, Otani<sup>2)</sup>, DT<sup>3)</sup>, DWT<sup>4)</sup> i inne;
- próby wybuchowe<sup>5)</sup>;
- próba Robertsona<sup>6)</sup>;
- wyznaczanie stosunku wytrzymałości próbek z karbem do próbek gładkich  $R_{mk}/R_m$  (NTS/TS);
- zastosowano wskaźniki oparte na mechanice pękania, jak:
  - wytrzymałość brutto;
  - krytyczny współczynnik intensywności naprężeń  $K_{Ic}$ ;
  - krytyczne rozwarcie szczeliny (COD);
  - całka Rice'a.

## Liniowa analiza spiętrzenia naprężeń

Zastosowanie liniowej analizy spiętrzenia naprężeń do określania wytrzymałości elementów z ostrym karbem strukturalnym o zerowym promieniu zaokrąglenia dna prowadzi do fałszywych wniosków.

Jeżeli bowiem ze wzoru C. E. Inglisa z 1913 r. [1, 3, 7, 13] na naprężenie przy dnie karbu (rys. 1):

$$\sigma_k = 2\sigma\sqrt{a/R} \quad (1)$$

obliczy się  $\sigma$  — naprężenie w pełnym przekroju poza obszarem spiętrzenia naprężeń w chwili, gdy naprężenie przy dnie ostrego karbu (przy założeniu, że  $R$  dąży do zera) osiągnie poziom wytrzymałości teoretycznej (tzn.  $\sigma_k = \sigma_{teor}$ ):

$$\sigma = \frac{1}{2}\sigma_{teor}\sqrt{R/a} \quad (2)$$

wtedy  $\sigma$  dąży do zera, czyli wytrzymałość doraźna  $R_m$  dąży do zera, co jest oczywiście sprzeczne z doświadczeniem.

Przyczyną jest nieliniowy rozkład naprężeń po przekrojeniu granicy plastyczności materiału. Może to być uwzględnione w obliczeniach, jednak znacznie je komplikuje. Prostsze i co najważniejsze znacznie dokładniejsze są obliczenia oparte na przesłankach mechaniki pękania.

<sup>1)</sup> próba statycznego zginania próbek z karbem  
<sup>2)</sup> dwuetapowa próba KM  
<sup>3)</sup> próba udarowego łamania próbek z karbem na młocie spadowym Pelliniego  
<sup>4)</sup> jw. próbki z napojną  
<sup>5)</sup> wybuchowe wytłaczanie płaskiej próbki ułożonej na matrycy z okrągłym otworem  
<sup>6)</sup> dynamicznie zapoczątkowana próba propagacji w rozciąganej prostopadle do kierunku propagacji próbce

## Mechanika pękania

Teoria Griffitha [1, 2, 4, 6, 8, 13, 25, 27]

Mechanika pękania opiera się na założeniach A. A. Griffitha z 1920 r., który rozpatrywał równowagę energii odkształcenia sprężystego  $U$  cienkiej nieograniczonej płyty o grubości  $t$  rozciąganej jednorodnym polem naprężeń  $\sigma$  z energią powierzchni swobodnych  $S$  eliptycznej szczeliny o długości  $2a$  (rys. 2)

$$U = \pi\sigma^2 a^2 t / 2E \quad (3)$$

$$S = 2\gamma a t \quad (4)$$

gdzie:

$\gamma$  — napięcie powierzchniowe,

$E$  — moduł Younga.

Wzrost naprężeń w płycie powoduje, że więcej energii odkształcenia sprężystego działa na rzecz rozwoju pęknięcia. Ta „siła napędowa pęknięcia” równoważona jest odpornością materiału. Gdy szybkość przyrostu „siły napędowej pęknięcia” zrówna się z szybkością wzrostu odporności, rozpoczyna się samoczynny rozrost pęknięcia bez dodatkowej pracy zewnętrznej, gdyż energia odkształcenia sprężystego wyzwalamana przez zwiększenie długości pęknięcia o odcinek  $\Delta a$ , wystarcza do powiększenia pęknięcia o następny odcinek  $\Delta a$ .

Z warunku równowagi tych energii

$$\frac{d(S-U)}{da} = 0 \quad (5)$$

wynika następująca zależność między krytyczną wielkością naprężeń a długością szczeliny w momencie równowagi

$$\sigma_c = \left( \frac{2\gamma E}{\pi a_c} \right)^{1/2} \quad (6)$$

Zarówno zwiększenie naprężeń ponad  $\sigma_c$ , jak i długości szczeliny ponad  $a_c$ , spowodowałoby błyskawiczny rozrost szczeliny aż do całkowitego przełomu. Griffith przeprowadził badania szkła, które całkowicie potwierdziły słuszność jego teorii.

Zastosowanie teorii Griffitha do metali [1, 2, 7, 11, 25, 27]

Aby umożliwić zastosowanie teorii Griffitha do metali E. Orowan w 1955 r. uwzględnił w obliczeniach energię odkształcenia plastycznego  $P$ , podstawiając:

$$2\gamma \rightarrow 2\gamma + P \quad (7)$$

Ponieważ dla metali  $\gamma \ll P$  (np.:  $P = 2 \text{ kJ/m}^2$  a  $\gamma = 1 \text{ J/m}^2$ ), więc

$$2\gamma + P \approx P \quad (8)$$

Teoria Irwina [1÷6, 8÷10, 25, 27]

G. R. Irwin w 1958 r. zdefiniował współczynnik intensywności naprężeń

$$K = \sigma(\pi \cdot a)^{1/2} \quad (9)$$

oznaczając ponadto spadek energii odkształcenia przy jednostkowym wydłużeniu pęknięcia jako  $G$ . Podstawiając  $G$  zamiast  $P$  można przedstawić równanie (6) w postaci Irwina:

$$EG_c = K_c^2 = \pi\sigma_c^2 a_c \quad (10)$$

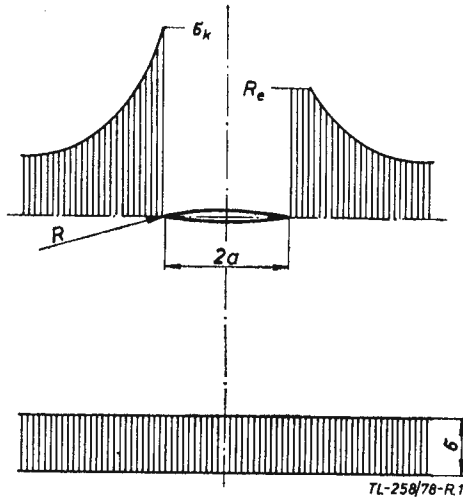
Wzór ten jest słuszny w dwuwymiarowym stanie naprężenia w przypadku cienkiej płyty Griffitha (rys. 3), natomiast dla grubej płyty nie dopuszczającej do odkształceń w kierunku grubości, tzn. dla dwuwymiarowego stanu odkształcenia:

$$EG_{Ic} = K_{Ic}^2(1-\nu^2) = \pi\sigma_c^2 a_c(1-\nu^2) \quad (11)$$

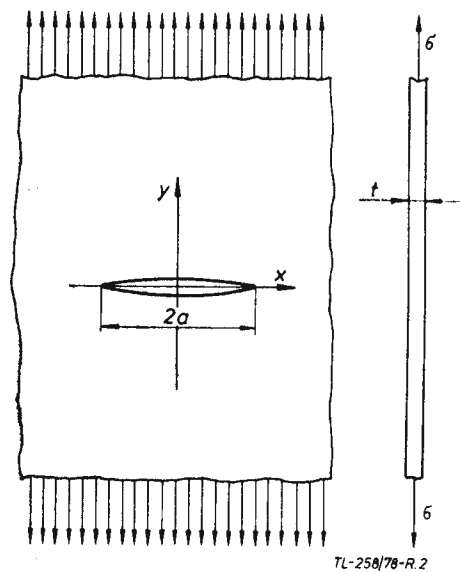
gdzie:  $\nu$  — jest liczbą Poissona.

TABLICA 1. Skład chemiczny stali konstrukcyjnych stopowych stosowanych w przemyśle lotniczym USA, wymienionych w tablicy 2 [21]

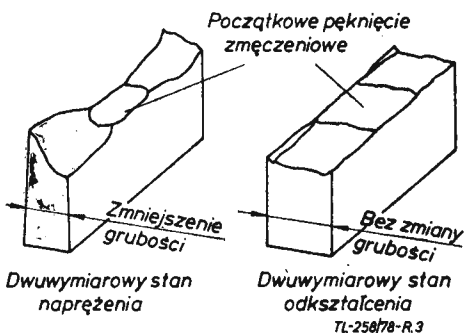
Znak stali	Skład chemiczny [%]										
	C	Mn	Si	P	S	Cr	Ni	Mo	Co	Cu	V
4330V	0,30	0,85	0,30	0,007	0,007	0,9	1,8	0,4	—	—	0,08
4340	0,40	0,75	0,30	0,007	0,015	0,8	1,8	0,25	—	—	—
300M	0,42	0,75	1,65	0,007	0,007	0,8	1,8	0,4	—	—	0,07
D6AC	0,46	0,75	0,25	0,006	0,004	1,2	0,6	1,0	—	—	0,10
HP9-4-20	0,20	0,3	0,09	0,005	0,005	0,8	9,4	0,95	4,5	0,15	0,10
HP9-4-25	0,25	0,3	0,01	0,008	0,008	0,4	8,4	0,5	4,0	—	0,08
HP9-4-30	0,30	0,25	0,04	0,007	0,010	1,1	7,5	1,0	4,5	0,3	0,08
10NiCoCrMo	0,25	0,15	0,12	0,001	0,003	2,0	10,0	1,0	15,0	0,008	Al



Rys. 1. Spiętrzenie naprężeń wokół ostrej szczeliny bez uwzględnienia granicy plastyczności materiału (po lewej) oraz z uwzględnieniem osiągnięcia przez naprężenia poziomu granicy plastyczności (po prawej)



Rys. 2. Płyta Graffitha z eliptyczną szczeliną obciążoną jednoosiowym naprężeniem  $\sigma$



Rys. 3. Przelomy próbek z karbem centralnym w stanach dwuwymiarowego naprężenia i odkształcenia

$K_{1c}$  (krytyczny współczynnik intensywności naprężeń w dwuwymiarowym stanie odkształcenia) nazywany jest wytrzymałością na pęknięcie (odpornością na pęknięcie).

Indeks 1 określa pierwszy przypadek zorientowania szczeliny względem kierunku naprężeń z trzech możliwych wg klasyfikacji Sneddona (rys. 4). Towarzyszą mu najmniejsze odkształcenia plastyczne i w konsekwencji mniejsza niż w obu pozostałych przypadkach wartość krytycznego współczynnika intensywności naprężeń.

Występowanie strefy odkształcenia plastycznego wokół wierzchołka szczeliny może być uwzględnione przez pozorne wydłużenie jej rzeczywistej długości  $2a$  o odcinek  $2r_e$  (rys. 5). Dla dwuwymiarowego stanu odkształcenia:

$$r_{1e} = \frac{EG_{1c}}{6\pi R_e^2} = \frac{K_{1c}^2(1-\nu^2)}{6\pi R_e^2} \quad (12)$$

Natomiast dla dwuwymiarowego stanu naprężenia:

$$r_e = \frac{EG_c}{2\pi R_e^2} = \frac{K_c^2}{2\pi R_e^2} \quad (13)$$

Dwuwymiarowy stan naprężenia występuje w cienkich przekrojach, w których nie powstają naprężenia jako reakcja na odkształcenia w kierunku grubości. Otrzymywana w tych warunkach powierzchnia przełomu charakterystyczna jest dla czystego ścinania. Gdy grubość przekroju wzrasta, pojawiają się naprężenia w kierunku grubości i zaczynają dominować warunki dwuwymiarowego stanu odkształcenia.

TABLICA 2. Wytrzymałość na pęknięcie niektórych stopowych stali konstrukcyjnych wysokiej wytrzymałości stosowanych w przemyśle lotniczym USA [21]

Znak stali	Przekrój lub grubość profilu $10^{-3}$ [m]	Stan obróbki cieplnej	Orientacja	$R_{0,2}$ [MPa]	$K_{1c}$ [MPam <sup>1/2</sup> ]
4330V	K	twardość 46 HRC	T-L	1331	82
4330V Mod	K 150 × 305	900°C/1h/pow. + 857°C/1h/o. + 425°C/2+h	L-T	1317	106
	K 150 × 305	900°C/1h/pow. + 857°C/1h/o. + 275°C/2+h	L-T	1400	90
4340	W 25,5	przesycana/o. + 480°C/3h	T-L	1400	50
	W 12,5	870°C/0,5h/pow. + 815°C/0,5h/o. + 205°C/6h/pow. + 120°C/24h/pow.	T-L	1544	84
	W 25,5	840°C/o. + odp. 425°C	L-T	1420	83
	K 255 × 305	900°C/1h/pow. + 830°C/1h/o. + 425°C/2h	L-T	1358	85
300M	W 14	815°C/o. + 205°C/2+h	L-T	1393	40
	W 14	870°C/o. + 205°C/2+h	L-T	1517	73
	K 14	815°C/o. + 290°C/2+h	L-T	1607	46
	W 14	845°C/o. + 290°C/2+h	L-T	1710	66
	W 4	870°C/o. + 290°C/2+h	L-T	1607	73
	K 102	900°C/1h/pow. + 845°C/1h/o. + (-196°C)/0,5h + 315°C/2+h/pow.	L-T	1806	51
D6AC	K 125	925°C/0,5h/pow. + 870°C/0,5h/o.	T-L	1517	26
	W 125	925°C/0,5h/pow. + 870°C/0,5h/o. + 260°C/2+h	T-L	1820	58
	K 125	925°C/0,5h/pow. + 870°C/0,5h/o. + 540°C/4h/pow.	T-L	1482	105
	K 255 × 305	925°C/1h/o. + 595°C/2+h	L-T	1413	113
	K 180 × 430	940°C/1h/pow. + jw.	L-T	1379	111
	K 180 × 430	900°C/1h/z piecem + 180°C/0,5h/pow. + 550°C/2+h	L-T	1531	63
HP9-4-20	W 64	830°C/o. + (-73°C)/2h + 550°C/6h	L-T	1310	156
HP9-4-25	K 76	845°C/1h/o. + 540°C/2+h/pow.	T-L	1207	106
HP9-4-30	W —	twardość 49HRC	T-L	1303	91
10NiCoCrMo	W 12,5	900°C/1h/pow. + 815°C/1h/woda + 510°C/1h/pow.	L-T	1772	56

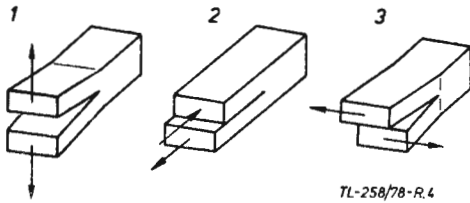
Oznaczenie stanu przeróbki plastycznej: W — walcowany, K — kuty, P — wyciskany.

Ośrodki chłodzące: o. — olej, pow. — powietrze, z piecem — chłodzenie z piecem, odp. — odpuszczanie

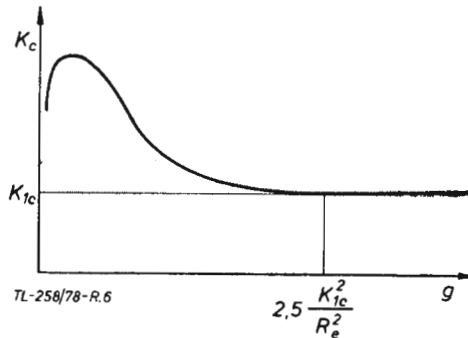
TABLICA 3. Skład chemiczny stali maraging wymienionych w tabelicy 4

Znak stali	Skład chemiczny [%]									
	C	Mn	Si	P	S	Ni	Co	Mo	Ti	Al
MS1400	0,02	0,07	0,08	0,0006	0,00085	17,8	7,07	4,46	0,19	0,11
MS1700	0,01	0,06	0,02	0,004	0,008	17,9	7,9	4,85	0,41	0,11
18Ni1700	<0,03	<0,12	<0,2	<0,010	<0,010	18,0	7,8	4,85	0,40	0,10
N18K8M5TPr	<0,03	<0,1	<0,1	<0,010	<0,010	18,0	8,4	4,8	0,50	0,12
MS1900	0,014	0,05	0,02	0,004	0,004	18,25	8,87	4,8	0,60	0,10
18Ni1900	<0,03	<0,12	<0,2	<0,010	<0,010	18,5	8,8	4,9	0,65	0,10
N18K9M5TPr	<0,03	<0,1	<0,1	<0,010	<0,010	18,0	9,2	4,8	0,65	0,12
18Ni2400	<0,01	<0,10	<0,2	<0,010	<0,010	17,5	12,5	3,8	1,80	0,15

MS1400, MS1700, MS1900 — stale produkcji USA składy wytopowe [21];  
 18Ni1700, 18Ni1900, 18Ni2400 — dane INCo Europe, składy średnie [22, 23];  
 N18K8M5TPr } — stale produkcji polskiej, składy średnie wg BN-77/0631-10 [20]  
 N18K9M5TPr }

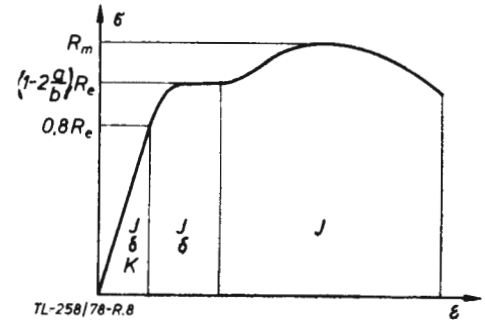


Rys. 4. Podstawowe przypadki usytuowania pęknięcia względem kierunku naprężeń wg Sneddona



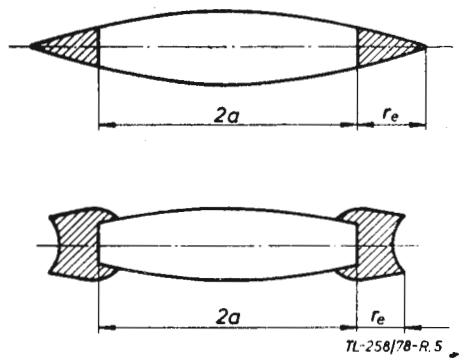
TL-258/78-R.6

Rys. 6. Zależność krytycznego współczynnika intensywności naprężeń od grubości przekroju

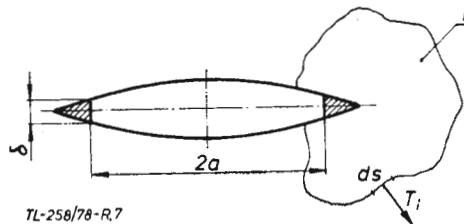


TL-258/78-R.8

Rys. 8. Zakresy stosowalności współczynnika intensywności naprężeń K, rozwarcia szczeliny delta oraz całki Rice'a J

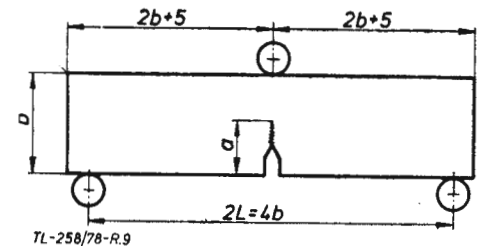


Rys. 5. Strefa odkształcenia plastycznego w modelu uproszczonym (powyżej) oraz rzeczywistym (poniżej)



TL-258/78-R.7

Rys. 7. Rozwarcie szczeliny (COD) — delta oraz droga całkowania całki Rice'a J



TL-258/78-R.9

Rys. 9. Próbką ASTM do wyznaczania wytrzymałości na pęknięcie K1c metodą zginania trójpunktowego

TABLICA 4. Wytrzymałość na pęknięcie stali martenzytycznych utwardzonych wydzieleniowo (maraging)

Znaki stali	Przekrój lub grubość profilu 10 <sup>-3</sup> [m]	Stan obróbki cieplnej	Orientacja	Wytrzymałość		K <sub>1c</sub> [MPa <sub>m<sup>0,5</sup></sub> ]
				R <sub>m</sub> [MPa]	R <sub>0,2</sub> [MPa]	
MS1400 [21]	K 110	900°C/4,5h/pow. + 455°C/24h/pow. 900°C/4,5h/pow. + 480°C/6h/pow. 900°C/4,5h/pow. + 480°C/24h/pow. 900°C/4,5h/pow. + 510°C/24h/pow. 900°C/4,5h/pow. + 540°C/6h/pow.	L-T	—	1544	90
			L-T	—	1448	110
			L-T	—	1510	105
			L-T	—	1490	109
			L-T	—	1455	112
			L-T	—	—	—
MS1700 [21]	K 50	815°C/1h/pow. + 455°C/h/pow. 815°C/1h/pow. + 482°C/6h/pow. 815°C/1h/pow. + 482°C/24h/pow. 815°C/1h/pow. + 510°C/6h/pow.	L-T	—	1744	84
			L-T	—	1786	91
			L-T	—	1786	89
			L-T	—	1738	92
			L-T	—	—	—
18Ni1700 [22, 23]	kw. 125 kw. 125 kw. 200 kw. 250	820°C/1h/pow. + 480°C/3h/pow.	L	1820	—	102
			T	1800	—	93
			T	1845	—	90
			T	1860	—	90
N18K8M5TPr [12, 26, 28]	W ø16 K 28×55 K kw. 80 K kw. 80	820°C/1h/pow. + 480°C/3h/pow.	L-R	1873	1706	86
			L-T	—	1700	82
			S-L	1800	1700	101
			S-T	1800	1700	114
MS1900 [21]	K ø254	925°C/1h/pow. + 815°C/1h/pow. + 480°C/6h/pow.	R-C	—	1931	92
			L-R	—	1931	85
18Ni1900 [22, 23]	130×20	820°C/1h/pow. + 480°C/3h/pow.	L	2020	—	69
			T	2020	—	67
N18K9M5TPr [12, 26, 28]	W ø16 K kw. 80 K kw. 80	820°C/1h/pow. + 480°C/3h/pow.	L-R	1863	1804	67
			S-L	1890	1790	109
			S-T	1890	1790	115
18Ni2400 [22, 23]	K kw. 105	820°C/1h/pow. + 480°C/3h/pow.	L	2440	—	33

TABLICA 5. Skład chemiczny stali odpornych na korozję stosowanych w przemyśle lotniczym USA wymienionych w tabeli 6 [12]

Znak stali	Skład chemiczny wytopowy [%]								
	C	Mn	Si	P	S	Cr	Ni	Mo	inne
PH13-8Mo	0,04	0,02	0,01	0,003	0,004	12,8	8,0	2,2	1,1 Al
15-5 1H	0,04	0,24	0,40	—	—	15,1	4,5	—	3,25 Cu 0,27 Nb
17-4 PH	0,03	0,28	0,55	—	—	15,6	4,5	—	3,4 Cu 0,24 Nb
Custom 455	0,014	0,03	0,15	0,008	0,005	11,8	8,5	—	2,2 Cu 0,26 Nb 1,27 Ti
AFC 77	0,16	0,18	0,13	0,015	0,021	14,0	0,2	5,0	13,5 Co 0,25 V
AFC 260	0,08	0,34	0,30	0,015	0,012	15,4	1,95	4,3	13,0 Co 0,14 Nb

Jednocześnie wartości  $G_c$  oraz  $K_{Ic}$  maleją dążąc do swych wartości granicznych  $G_{Ic}$ , które osiągają w momencie przejścia do dwuwymiarowego stanu odkształcenia (rys. 6). W stanie tym uzyskuje się płaski przelom z niewielkim ścinanym obrzeżem (rys. 3).

Minimalna grubość przekroju, w którym występuje dwuwymiarowy stan odkształcenia wynosi:

$$g = 2,5 \frac{K_{Ic}^2}{R_e^2} \quad (14)$$

Zastosowanie  $K_{Ic}$  do elementów o ograniczonej szerokości wymaga uwzględnienia tzw. „tangensu Irwina” —  $\alpha$

$$\alpha = [(b/\pi a_c) \operatorname{tg}(\pi a_c/b)]^{1/2} \quad (15)$$

$$EG_c = K_c^2 = \sigma_c^2 \cdot \pi \cdot a_c \cdot a^2 \quad (16)$$

$$EG_c = K_c^2 = \sigma_c^2 \cdot b \cdot \operatorname{tg} \frac{\pi a_c}{b} \quad (17)$$

Metoda krytycznego rozwarcia szczeliny COD [8, 9, 10, 18]

Metoda wyznaczania krytycznego rozwarcia szczeliny została opracowana w W. Brytanii przez A. A. Wellsa w 1963 r. Opiera się ona na modelu Dugdale-Barenblatta, który rozpatruje rozkład naprężeń w strefie uplastycznionej pojawiającej się na czołach pęknięcia przy naprężeniach niższych niż granica plastyczności. Naprężenia te wywołują rozwarcie dna szczeliny —  $\delta$ , które wzrasta ze wzrostem obciążenia (rys. 7):

$$\delta = \frac{8R_e a}{\pi E} \ln \sec \frac{\pi \sigma}{2R_e} \quad (18)$$

Równanie to dla niskich wartości  $\sigma/R_e$  upraszcza się do postaci:

$$\delta = \frac{\pi \sigma^2 a}{ER_e} \quad (19)$$

Wydłużenie szczeliny następuje po osiągnięciu przez rozwarcie wartości krytycznej  $\delta_c$ , która jest stałą materiałową:

$$\delta_c = \frac{8R_e \cdot a_c}{\pi E} \ln \sec \frac{\pi \sigma_c}{2R_e} \quad (20)$$

i analogicznie

$$\delta_c = \frac{\pi \sigma_c^2 \cdot a}{ER_e} \quad (21)$$

Naprężenie krytyczne  $\sigma_c$  oraz krytyczna długość szczeliny  $a_c$  są w zakresie sprężystym oczywiście analogiczne do obliczanych z równania Irwina.

Całka Rice'a —  $J$  [9, 10, 14]

Całka J. R. Rice'a (1968 r.) jest miarą intensywności pola naprężeń i odkształceń w pobliżu wierzchołka szczeliny (rys. 7).

$$J = \int_{\Gamma} \left( W dy - \bar{T} \frac{\partial \bar{u}}{\partial x} ds \right) \quad (22)$$

gdzie:

$\Gamma$  — droga całkowania otaczająca wierzchołek szczeliny,  
 $ds$  — element krzywej  $\Gamma$ ,  
 $W$  — energia odkształcenia

$$W = \int_0^{\epsilon} \sigma_{ij} d\epsilon_{ij} \quad (23)$$

$\bar{T}$  — wektor siły normalnej do  $\Gamma$

$$T_i = \sigma_{ij} n_j \quad (24)$$

$\bar{u}$  — wektor przemieszczenia.

Całka ta jest niezależna od drogi całkowania. Wyznacza się ją numerycznie metodą elementów skończonych lub przybliżoną metodą analityczno-graficzną z charakterystyk energii potencjalnej znormalizowanej na jednostkę grubości próbki  $P^* = P^*(a)$  dla stałego ugięcia  $u$ . Następnie z wykresów  $J = J(u)$  można wyznaczyć jej wartość krytyczną  $J_c$ .

Zakresy stosowalności  $K_{Ic}$ ,  $\delta_c$  oraz całki  $J$  (rys. 8) [10, 14]

Za zakres stosowalności współczynników intensywności przyjmuje się praktycznie

$$\sigma \leq 0,8 R_e \quad (25)$$

Analogiczny zakres dla  $\delta_c$  wynosi

$$\sigma \leq \left( 1 - \frac{2a}{b} \right) R_e \quad (26)$$

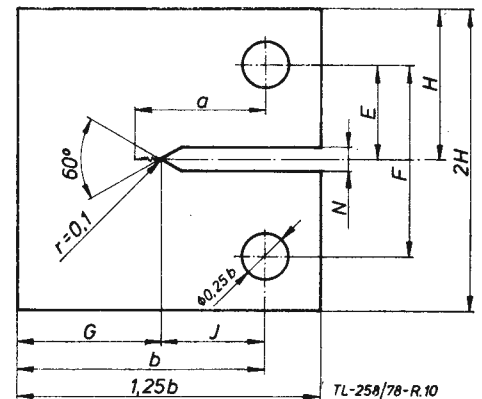
Całka Rice'a może być stosowana nawet przy  $\sigma > R_e$ .

Ponieważ jednostkowa energia propagacji wg teorii Irwina wynosi [8]:

$$G = \frac{\pi \sigma^2 a}{E} \quad (27)$$

TABLICA 6. Wytrzymałość na pękanie stali odpornych na korozję stosowanych w przemyśle lotniczym USA [21]

Znak stali	Przekrój lub grubość profilu $10^{-3}$ [m]	Stan obróbki cieplnej	Orientacja	$R_{0,2}$ [MPa]	$K_{Ic}$ [MPam <sup>1/2</sup> ]
PH 13-8Mo	W 38 × 305	510°C/4h 510°C/4h 540°C/4h 540°C/4h	L-T	1448	55
			T-L	1448	60
			L-T	1413	114
			T-L	1413	110
15-5 PH	K $\varnothing$ 100	480°C/4h	L-R	1276	95
17-4 PH	K $\varnothing$ 85	525°C/4h	L-R	1158	93
Custom 455	K $\varnothing$ 100	815°C/1h/ol. + 480°C/4h/pow. 815°C/1h/ol. + 510°C/4h/pow.	L-T	1758	50
			L-T	1969	79
AFC 77	× $\varnothing$ 75	980°C/1h/ol. + (-73°C)/1h + 370°C/2 + 2h 980°C/1h/ol. + (-73°C)/1h + 425°C/2 + 2h 1040°C/1h/ol. + (-73°C)/1h + 425°C/2 + 2h 1095°C/1h/ol. + (-73°C)/1h + 425°C/2 + 2h 1095°C/1h/ol. + (-73°C)/1h + 595°C/2 + 2h	L-R	1276	48
			L-R	1469	32
			L-R	1531	81
			L-R	1437	77
			L-R	1424	47
			L-R	1524	47
AFC 260	W 14	980°C/1h/ol. + (-196°C)/1h + 425°C/2 + 2h 980°C/1h/ol. + (-196°C)/1h + 480°C/2 + 2h 1150°C/1h + 1040°C/1h/ol. + (-196°C)/1h + 540°C/2 + 2h 1205°C/1h + 1040°C/1h/ol. + (-196°C)/1h + 540°C/2 + 2h	L-T	1214	71
			L-T	1310	52
			L-T	1448	93
			L-T	1420	99
			L-T	1420	99



Rys. 10. Próbkę ASTM do wyznaczania wytrzymałości na pękanie  $K_{Ic}$  metodą rozciągania nieosiowego, tzw. „Compact Tension”, rozciągana zwarta:  $g=0,5b$ ,  $H=0,6b$ ,  $E=0,275b$ ,  $F=0,55b$ ,  $G=0,55b$ ,  $a=(0,45+0,55)b$ ,  $N=1,5$  mm, dla  $b > 25$  mm,  $N=0,0625b$ ,  $J$  zależnie od  $a$  oraz  $N$

więc między współczynnikiem intensywności naprężeń a krytycznym rozwarciem szczeliny łatwo znaleźć zależność:

$$\delta = \frac{G}{R_e} = \frac{K^2}{ER_e} \quad (28)$$

oraz

$$\delta_c = \frac{G_c}{R_e} = \frac{K_c^2}{ER_e} \quad (29)$$

$K_{1c}$  i  $\delta_c$  są więc kryteriami równoważnymi i wzajemnie przeliczalnymi we wspólnym zakresie stosowalności. Podane wyżej przekształcenie uważane jest jednak za pozbawione interpretacji fizycznej, gdyż założenia obu tych kryteriów są zupełnie różne.

Dla całej Rice'a dają się wyprowadzić z podobnymi zastrzeżeniami, co do interpretacji fizycznej, następujące zależności:

— dla dwuwymiarowego stanu naprężeń:

$$J = \frac{K^2}{E} = \delta R_e \quad (30)$$

— dla dwuwymiarowego stanu odkształceń:

$$J = \frac{(1-\nu^2)K^2}{E} = \frac{1-\nu^2}{M} \delta \cdot R_e \quad (31)$$

wartość współczynnika  $M \approx 0,49$ .

### Praktyczne zastosowanie mechaniki pęknięcia

Metodyka pomiaru krytycznego współczynnika intensywności naprężeń oraz kształt i wymiary dwu spośród wielu początkowo stosowanych typów próbek (zginanych i rozciąganych) zostały znormalizowane przez Komitet E24ASTM [15] w 1970 r. (rys. 9, 10, 11). Norma ta została adaptowana z niewielkimi zmianami przez BSJ w 1971 r. [16] oraz Komitet Normalizacyjny RWPG w 1972 r. [17]. Metoda COD została znormalizowana przez BSJ w 1972 r. [18] i KN-RWPG w 1974 r. [19]. Całka  $J$ , mimo swoich zalet, nie została dotychczas szerzej spopularyzowana głównie ze względu na trudności metodyczne i pracochłonność opracowania wyników nawet przy zastosowaniu EMC (ok. 1 h/1 obliczenie  $J$ ) [14].

Najszerze zastosowanie zdobyła sobie metoda  $K_{1c}$ .

Aby praktycznie wykorzystać badania teoretyczne w dziedzinie badań odporności na pęknięcie, prowadzone są obecnie prace zmierzające do uzupełnienia wskaźnikami mechaniki pęknięcia wszystkich charakterystyk materiałów lotniczych (stali i stopów lekkich). W Stanach Zjednoczonych np. przyjęto za obowiązujące następujące wskaźniki [21]:

1)  $K_{1c}$  — wytrzymałość na pęknięcie w dwuwymiarowym stanie odkształcenia;

2)  $K_c$  — wytrzymałość na pęknięcie w dwuwymiarowym stanie naprężenia;

3)  $K_{1sec}$  — wytrzymałość na pęknięcie w środowisku korozyjnym;

4)  $da/dt$  w funkcji  $K_1$  — szybkość pęknięcia pod obciążeniem statycznym w środowisku korozyjnym;

5)  $da/dN$  w funkcji  $\Delta K$  — szybkość pęknięcia zmęczeniowego w zależności od intensywności naprężeń.

Ponieważ odporność na pęknięcie  $K_{1c}$  wykazuje wyraźną anizotropię, co w przypadku stali typu maraging polskiej produkcji [20] N18K8M5TPr oraz N18K9M5TPr potwierdziły badania IIM-PW, dlatego też zazwyczaj podaje się orientację próbek, dla których uzyskano podawane wyniki.

Orientację próbek do badań odporności na pęknięcie  $K_{1c}$  określa się symbolem osi prostopadłej do płaszczyzny pęknięcia. Druga litera oznacza dodatkowo kierunek rozwoju szczeliny w danej płaszczyźnie pęknięcia. Zgodnie z literaturą anglosaską [15, 21] osie wyrobu hutniczego oznacza się następująco (rys. 12):

$L$  — odpowiadający długości wyrobu główny kierunek płynięcia (kierunek walcowania lub wyciskania, oś kucia);

$T$  — odpowiadający szerokości wyrobu prostopadły do  $L$  kierunek deformacji poprzecznej;

$S$  — odpowiadający grubości wyrobu kierunek poprzeczny prostopadły do obu poprzednich ( $L$  oraz  $T$ ).

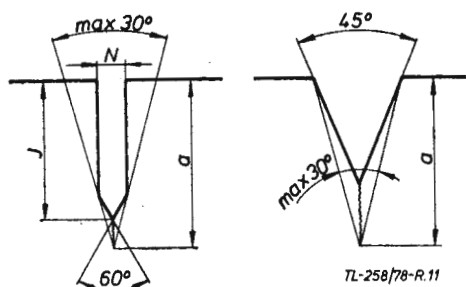
Dla przekrojów okrągłych w płaszczyźnie prostopadłej do osi wyrobu wyróżnia się kierunki:

$R$  — promieniowy;

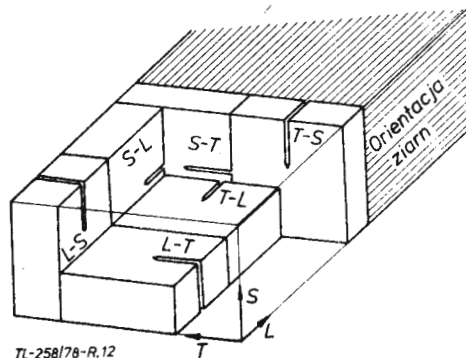
$C$  — sieczny, tj. nie przechodzący przez środek przekroju.

W przypadku profilu kwadratowego oba kierunki poprzeczne są równoważne ( $T=S$ ) i dlatego wyróżnia się tylko 3 (zamiast 6) orientacje szczeliny:  $L-T$  lub  $L-S$ ,  $S-L$  lub  $T-L$  oraz  $S-T$  lub  $T-S$ .

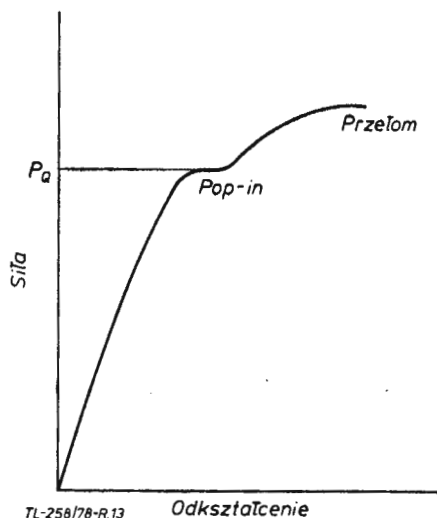
Dla wyznaczenia wytrzymałości na pęknięcie  $K_{1c}$  należy zmierzyć doświadczalnie naprężenie i długość pęknięcia w momencie, gdy rozpoczyna się niestabilny jego rozrost (tj. długość inicjatora pęknięcia). Inicjator pęknięcia wytwarzany jest przez zmęczenie pogłębienie karbu naciętego mechanicznie do przewidzianej normą głębokości. W przypadku próbek znormalizowanych jest to głębokość równa połowie szerokości czynnej próbki, tj.  $0,5b$  (rys. 9 i 10). Ponadto długość pęknięcia zmęczeniowego ma być nie mniejsza niż  $1,25$  mm (dla większych próbek  $0,025$  mm szerokości czynnej). Wymagane jest, by front inicjatora pęknięcia był możliwie prostoliniowy, a samo pęknięcie leżało w płaszczyźnie symetrii próbki. Konieczność, aby wytwarzanie inicjatora pęknięcia przebiegało w sposób kruchy powoduje ograniczenie maksymalnego cyklu obciążenia zmęczeniowego do poziomu wywołującego intensywność naprężeń nie większą niż  $0,76 K_{1c}$  badanego materiału. Rzeczywista głębokość inicjatora mierzona jest po całkowitym złamaniu próbki. Po zmęczeniowym doprowadzeniu inicjatora pęknięcia do zamierzonej głębokości wykonywana jest druga część próby, polegająca na statycznym zniszczeniu próbki.



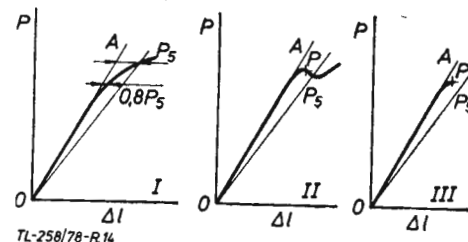
Rys. 11. Zalecane wymiary karbu i pęknięcia zmęczeniowego dla próbek z karbem bocznym (rys. 9 i 10)



Rys. 12. Oznaczenie orientacji próbek do badań wytrzymałości na pęknięcie

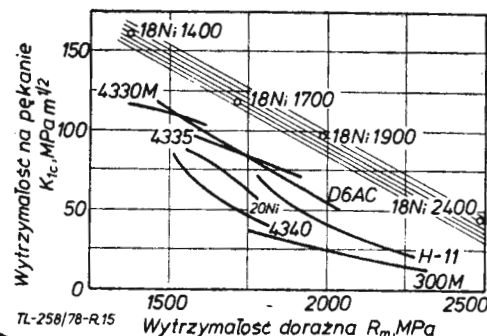


Rys. 13. Przykładowy zapis statycznego etapu pomiaru wytrzymałości na kruche pęknięcie z pop-in



Rys. 14. Przykłady wyznaczenia siły obliczeniowej z zapisów siła-odkształcenie próbki bez pop-in

Rys. 15. Zmienność wytrzymałości na pęknięcie  $K_{1c}$  wraz z wytrzymałością doraźną  $R_m$  dla stopowych stali konstrukcyjnych. Zaznaczono pasmo dla stali typu maraging





**TABLICA 7. Orientacyjny skład chemiczny stopów aluminium stosowanych w przemyśle lotniczym USA, wymienionych w tabeli 8**

Znak stopu	Skład chemiczny [%]					Zbliżony odpowiednik wg PN
	Cu	Mn	Mg	Zn	Cr	
2024	4,5	0,6	1,5	—	—	PA7
7075	1,6	—	2,5	5,6	0,30	PA9
7079	0,6	0,2	3,3	4,3	0,20	
7178	2,0	—	2,7	6,8	0,30	

Siłę odczytuje się z zapisu siła-odkształcenie próbki. Dla niektórych materiałów w próbie statycznej obserwuje się zjawisko szybkiego rozwoju pęknięcia przy stałym obciążeniu przejawiające się nagłym odchyleniem od liniowej części krzywej siła-odkształcenie nazywanym w literaturze anglosaskiej *pop-in* (rys. 13). Obciążenie w momencie *pop-in* oraz długość inicjatora pęknięcia są podstawą do obliczenia  $K_{Ic}$ . Jeżeli statyczny etap próby przebiega bez *pop-in* (rys. 14), to siłę obliczeniową wyznacza się następująco:

— na zapisie siła-odkształcenie wykreśla się prostą  $OP_5$  o nachyleniu 5% mniejszym niż styczna do początkowej części zapisu  $OA$ ;

— odczytuje się siłę obliczeniową  $P_a$  równą  $P_5$  lub innej; najwyższej sile na początkowej części krzywej  $OP_5$  zapisu  $O$  do  $P_5$ .

Jeżeli odchylenie zapisu typu  $I$  od stycznej  $OA$  przy obciążeniu  $0,8P_5$  jest większe niż 25% odchylenia przy obciążeniu  $P_5$ , to zapis ten jest błędny lub wskazuje na zbyt dużą podatność próbki na odkształcenia sprężyste oraz plastyczne uniemożliwiające wyznaczenie  $K_{Ic}$ .

W tablicach 2, 4, 6, 8 i 10 oraz na rys. 15 podano wartości krytycznych współczynników intensywności  $K_{Ic}$  niektórych materiałów stosowanych w przemyśle lotniczym USA w różnych stanach obróbki cieplnej i dla różnych orientacji pęknięcia względem kierunku przeróbki plastycznej [21]. Tablica 3 dla stali typu maraging uwzględnia również dane INCo [22, 23, 24] oraz wyniki badań własnych w IIM-PW [12, 26, 28]. Składy chemiczne omawianych stali i stopów podają tablice 1, 3, 5, 7 i 9.

Zapotrzebowanie na określenie odporności na pęknięcie wynika nie tylko z dążenia do doskonalenia konstrukcji, lecz również z międzynarodowych kontaktów gospodarczych, gdyż w wielu przodujących krajach atest materiału określający wytrzymałość na pęknięcie jest niezbędnym warunkiem dopuszczania do eksploatacji. Dlatego też brak badań odporności na pęknięcie może być czynnikiem ograniczającym międzynarodową wymianę gospodarczą.

Jednym z przykładów obecnego zaufania do mechaniki pęknięcia w zastosowaniach praktycznych może być dopuszczenie do dalszej kilkutygodniowej eksploatacji przez *British Airways* samolotu Concorde po wykryciu na skrzydłach pęknięć o długości  $50 \div 70 \times 10^{-3}$  m, ponieważ obliczenia oparte na wskaźnikach mechaniki pęknięcia pozwalały przewidzieć odpowiednio długi okres bezpiecznego rozwoju tych pęknięć do momentu całkowitego zniszczenia [29].

Tak więc również i w Polsce istnieje zapotrzebowanie na badania odporności na pęknięcie tworzyw metalowych, w pierwszym rzędzie stosowanych w lotnictwie: stali, stopów aluminium, tytanu, magnezu oraz żarowytrzymałych w normalnych, obniżonych i podwyższonych temperaturach.

**TABLICA 8. Wytrzymałość na pęknięcie niektórych stopów aluminium stosowanych w przemyśle lotniczym USA [21]**

Znak stopu	Grubość profilu $10^{-3}$ [m]	Stan obróbki cieplnej	Orientacja	$R_{ps}$ [MPa]	$K_{Ic}$ [MPam <sup>1/2</sup> ]
2024	W 76	T 351	L-T	376	44
	W 35	T 851	T-L	444	22
	W 76	T 851	L-T	448	26
	W 76	T 851	L-S	421	34
7075	W 50	T 651	L-T	483	32
	P 18	T 651	L-T	546	28
	P 18	T 651	T-L	520	27
7079	W 35	T 651	T-L	502	25
	W 35	T 651	L-T	530	33
7178	W 25	T 651	L-T	558	29
	W 25	T 651	T-L	557	25
	P 18	T 651	L-T	584	22
	P 18	T 651	T-L	570	22

T 351 — przesycanie + zgniot na zimno + rozciąganie odprężające (1 ÷ 3% odkształcenia trwałego), tzw. wyprężenie;  
T 651 — przesycanie + starzenie sztuczne + wyprężenie;  
T 851 — przesycanie + zgniot na zimno + starzenie sztuczne + wyprężenie

**TABLICA 9. Skład chemiczny stopów tytanu stosowanych w przemyśle lotniczym USA, wymienionych w tabeli 10 [21]**

Znak stopu	Skład chemiczny [%]							
	Al	V	Sn	Cu	Fe	N <sub>2</sub>	H <sub>2</sub>	C <sub>1</sub>
Ti-6Al-4V	6,2	4,1	—	—	0,15	0,012	0,007	0,15
Ti-6Al-6V-2Sn	5,5	5,5	2,0	0,63	0,65	0,015	0,005	0,12

**TABLICA 10. Wytrzymałość na pęknięcie niektórych stopów tytanu stosowanych w przemyśle lotniczym USA [21]**

Znak stopu	Grubość profilu $10^{-3}$ [m]	Stan obróbki cieplnej	Orientacja	$R_{ps}$ [MPa]	$K_{Ic}$ [MPam <sup>1/2</sup> ]
Ti-6Al-4V	W 38	925°C/4h/α piecem	L-T	834	98
	K 58	705°C/2h/pow.	L-T	876	94
	K 58	540°C/2h/pow.	L-T	1000	56
Ti-6Al-6V-2Sn	K 56	540°C/2h/pow.	L-T	1069	63
	K 25	870°C/1h/w. + 565°C/4h/pow.	L-S	1234	36
	K 25	870°C/1h/w. + 565°C/4h/pow.	L-T	1234	33

**LITERATURA**

- H. LIEBOWITZ: Fracture of Metals; Academic Press, New York 1968 r.
- A. MACIEJNY: Kruchość metali. Śląsk, Katowice 1973 r.
- J. KRZEMINSKI: Podstawy teorii pęknięcia i tworzenia mikroszczelin. WUPP, Poznań 1975 r.
- M. P. WNUK: Podstawy mechaniki pęknięcia. Skrypt AGH nr 585, Kraków 1977 r.
- St. BUTNICKI: Spawalność i kruchość stali. WNT, Warszawa 1975 r.
- St. KOCANĀ: Zmęczeniowe niszczenie metali. WNT, Warszawa 1972 oraz 1978 r.
- M. L. BERNSZTEJN, W. A. ZAJMOWSKI: Struktura i własności mechaniczne metali. WNT, Warszawa 1973 r.
- R. WIERNIK, M. ZAKRZEWSKI: Mechanika pęknięcia I. Prace Naukowe IMiMT Pol. Wroc. nr 23, seria: Studia i Materiały nr 14, WPW, Wrocław 1975 r.
- W. SOBCHYKIEWICZ, G. GLINKA: Odporność na pęknięcie jako kryterium wymiarowania stalowych konstrukcji nosnych maszyn roboczych ciężkich. Prace Naukowe PW, Mechanika nr 33, WPW, Warszawa 1976 r.
- St. OZIEMSKI, G. GLINKA: Mechanika pęknięcia w projektowaniu konstrukcji stalowych. Przegląd Mechaniczny 1977 r. nr 20 s. 689, nr 21 s. 733, nr 22 s. 768, nr 23 s. 804.
- L. GOŁASKI: Dekohezja krucha metali. Konferencja: Problemy dekohezji i wytrzymałość materiałów w niskich temperaturach, Wrocław, wrzesień 1975 r.
- A. BALUŁ, J. CHODOROWSKI: Pęknięcie stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo (maraging). IX Konferencja Metaloznawcza, Kraków, wrzesień 1977 r.
- A. BALUŁ: Krytyczna wartość współczynnika intensywności naprężeń jako cecha materiałowa. Referat na Zebraniu Naukowym Zakładu Samolotów i Śmigłowców Wyd. MEiL-PW, Warszawa, 24.02.1978 r.
- L. GOŁASKI: Badania z zakresu mechaniki pęknięcia. Referat na Zebraniu Naukowym JJM-PW, Warszawa, 23.05.1978 r.
- ASTM E 399-74: Standard Method of Test for Plane-Strain Fracture Toughness of Metallic Materials.
- BSI Draft for Development DD3: 1971: Methods for Plane Strain Fracture Toughness ( $K_{Ic}$ ) Testing.
- SEW Riekommendacja po standartizacji RS3642-72. Opriedienije wiazkosti razruszenija  $K_{Ic}$  pri staticzeskom nagruzenii.
- BSI Draft for Development DD19: 1972: Methods for crack opening displacement (COD) testing.
- SEW Riekommendacja po standartizacji RS4450-74: Opriedienije raskrytija trieszczyny pri staticzeskom izgibie.
- BN-77/0631-01: Stal martenzytyczna utwardzana wydzieleniowo wytapiana w próżni. Gatunki.
- J. E. CAMPBELL, W. E. BERRY, C. E. FEDDERSEN: Damage Tolerant Design Handbook. MCIC, Battelle 1972 r.
- 18% nickel maraging steels. Engineering properties. INCo Europe Ltd., London 1976 r.
- A. MAGNEE et al: Cobalt Containing High-Strength Steels. CIC, Brussels 1974 r.
- A. BALUŁ, J. CHODOROWSKI: Stale konstrukcyjne wysokiej wytrzymałości typu maraging. TLiA, 7/1974 r., s. 23.
- J. CHODOROWSKI, J. BALUŁ, J. WASIAK: Stale martenzytyczna utwardzana wydzieleniowo (maraging). Sprawozdanie IIM, Warszawa, grudzień 1975 r.
- J. CHODOROWSKI, A. BALUŁ, J. WASIAK: Stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo (maraging). Sprawozdanie IIM, Warszawa, grudzień 1976 r.
- J. CHODOROWSKI i in: Określenie oddziaływania wydzielen na własności stali konstrukcyjnych o wysokiej wytrzymałości. Sprawozdanie IIM, Warszawa, grudzień 1976 r.
- J. CHODOROWSKI i in: Określenie oddziaływania wydzielen na własności stali konstrukcyjnych o wysokiej wytrzymałości. Sprawozdanie IIM, Warszawa, grudzień 1977 r.
- (A): Pęknięcia na skrzydłach samolotu Concorde. Życie Warszawy, Warszawa, 6.03.1978 r.
- J. CHODOROWSKI, A. CISZEWSKI, T. RADOMSKI: Stale martenzytyczne utwardzane wydzieleniowo (maraging). Hutnik 1978 r. nr 6, s. 250 ÷ 264.

## Lot C. Adera na Avion III – wielka mistyfikacja w historii lotnictwa

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

**Przedstawiono rzeczywiste zasługi pioniera lotnictwa francuskiego z XIX w. Clementa Adera oraz stworzony przez niego mit dotyczący rzekomego lotu na samolocie Avion III w 1897 r.**

Współczesna francuska nazwa samolotu, Avion, wywodzi się od nazwy nadanej przez C. Adera swej drugiej i trzeciej konstrukcji lotniczej. Ader jest uważany za ojca lotnictwa francuskiego. Niewątpliwie ma on spore zasługi, lecz znany jest bardziej z legendy, którą sam stworzył, a która jest jedną z większych mistyfikacji w historii lotnictwa. Mit o rzekomym locie samolotu Avion III tak bardzo się rozpowszechnił, że większość publikacji z historii lotnictwa podaje go jako fakt. Także polski czytelnik powinien poznać prawdę na ten temat.

Inżynier Clément Ader (1841÷1925) ma poważny dorobek w kilku dziedzinach. Największe zasługi położył przy rozwoju telefonu Bella. Należy do grona pionierów koncepcji poduszkowca. Jest również jednym z pionierów lotnictwa. Jednakże rzeczywisty jego dorobek jest znacznie skromniejszy od legendy, którą sam stworzył.

Pierwsze próby lotu wykonał Ader w 1873 r. Zbudował wówczas wielkiego ptaka ze skrzydłami z gęsich piór. Ptak ten, z Aderem leżącym w jego kadłubie, wykonał krótki lot latawcowy, holowany na linie pod wiatr. Nie był to więc lot szybowy — jak próbowano sugerować. W 1874 r. Ader wystawił swego „ptaka” w atelier słynnego fotografa Nadara, a w 1883 r. na Wystawie Aeronautycznej w Trocadero w Paryżu.

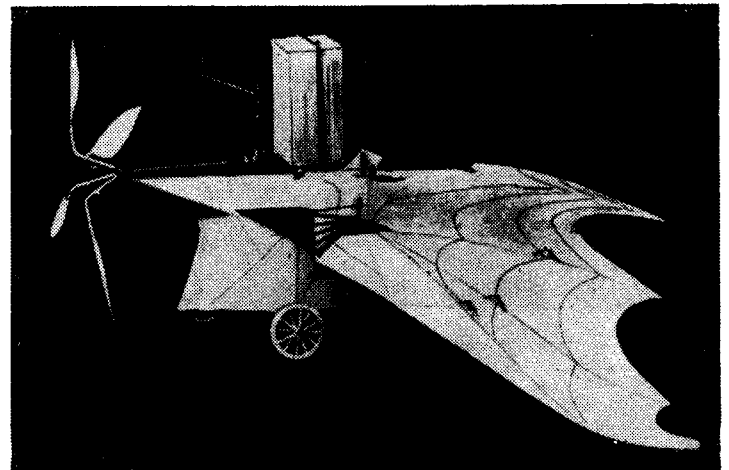
W 1882 r. Ader rozpoczął budowę swego pierwszego samolotu, nazwanego Éole. Był to jednopłat konstrukcji stalowo-drewnianej ze skrzydłami krytymi płótnem, wzorowanymi na skrzydłach nietoperza, napędzany dwucylindrowym silnikiem parowym, opalany spirytusem. Silnik ten o masie jednostkowej 2 kg/kW był dużym osiągnięciem Adera. Napędzał on śmigła z bambusa wykonane jako kopia ptasich piór.

Niewątpliwie na tym samolocie Ader wykonał próbę z pozytywnym wynikiem. W dniu 9 października 1890 r. o godzinie 16.00 z płaskiego terenu przy zamku w Armainvilliers k. Gretz (Seine-et-Marne) Éole z Aderem na pokładzie oderwał się od ziemi i pokonał odległość 50 m unosząc się na wysokość ok. 20 cm. Był to pierwszy w świecie mechaniczny wzlot człowieka z terenu płaskiego. Mówiąc ściślej, był to pierwszy skok wykonany przez człowieka na samolocie, który wznosił się o własnej sile w powietrzu. Poprzednie próby — Du Temple w 1874 r. i Możajskiego w 1884 r. — były skokami wykonanymi z pochylni, czyli nie za pomocą własnego napędu.

Niektórzy autorzy usiłowali twierdzić, że Ader wykonał pierwszy lot samolotem. Otóż (wg definicji) lot jest stanem kierowanym. Natomiast samolotem Adera nie dało się sterować, mimo że konstruktor wyposażył skrzydła w mechanizmy pozwalające aż na cztery rodzaje regulacji geometrii, czyli ruchów płata: przesunięcie skrzydeł do przodu lub tyłu dla zmiany położenia środka ciężkości samolotu, zwiększenie

powierzchni płata, wyginanie skrzydeł w dół lub w górę oraz zmiana sklepienia (krzywizny) profilu płata. Ader skopiował ruchy skrzydła nietoperza, nie rozszyfrowując zasad mechaniki sterowania lotem. Zresztą cała lotnicza twórczość Adera ma więcej z romantycznego porywu niż z chłodnej analizy inżynierskiej. System ruchów płata zastosowany przez Adera miał służyć do zasadniczych zmian stanu lotu (wznoszenie, opadanie, lot ze zwiększoną lub zmniejszoną prędkością) przeprowadzanych dość powoli, a nie nadawał się do szybkich reakcji mających na celu utrzymanie równowagi samolotu. Zasługi Adera można przeto określić następująco: rozwiązał problem skrzydła dającego dostateczną siłę nośną i napędu dającego wystarczający do wzlotu ciąg śmigła oraz dokonał pierwszego samodzielnego wzlotu samolotem. Te jego zasługi są wystarczające, aby znalazł się na liście pionierów lotnictwa. Co prawda twórcy następnych samolotów nie korzystali z jego dorobku. Raczej można powiedzieć o pewnym znaczeniu psychologicznym faktu oderwania się od ziemi samolotu Adera, jako dowodu możliwości ludzkich.

W 1892 r. francuskie Ministerstwo Wojny zamówiło u Adera nowy samolot (wydatkując na ten cel 650 tys. franków w ciągu 5 lat). Ader rozpoczął wówczas budowę samolotu Avion II, następnie ją przerwał i zbudował do 1897 r. samolot Avion III (Ader jest twórcą nazwy Avion, od której wywodzi się wiele nazw pokrewnych). Avion III był dwusilnikową odmianą Éole. Dwa silniki po 14,7 kW (20 KM) ze wspólnym kotłem napędzały dwa śmigła. Powierzchnia płata miała 56 m<sup>2</sup> (u Éole 28 m<sup>2</sup>) a rozpiętość 16 m (u Éole 14 m). Masa całkowita samolotu z paliwem, wodą i pilotem wynosiła 400 kg (Éole 296 kg). Mniejsze obciążenie mocy (kg/kW) i obciążenie powierzchni nośnej (kg/m<sup>2</sup>) dawało szansę lepszych własności lotnych Avion III niż Éole. Próby samolotu Avion III odbyły się w październiku 1897 r. na



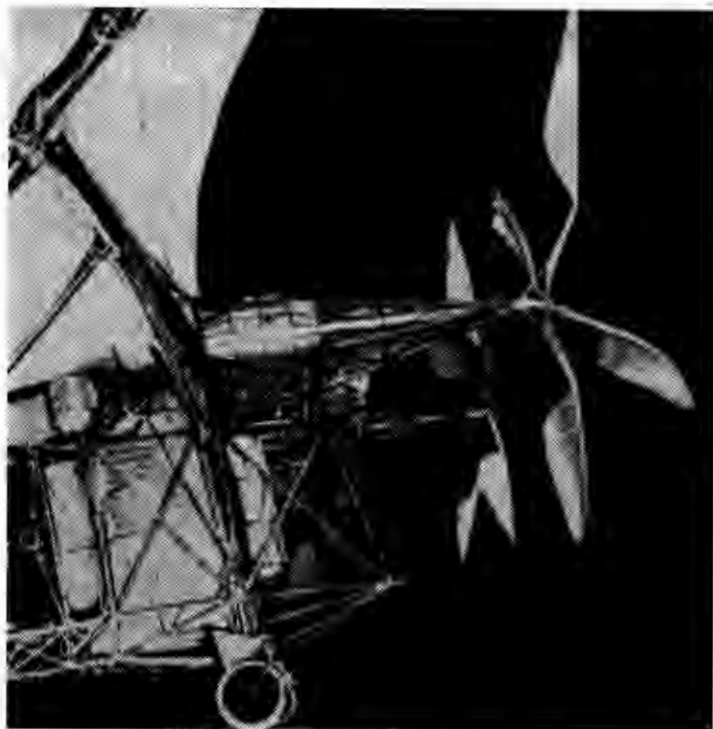
Rys. 1. Model Éole Adera. Prawe skrzydło bez pokrycia



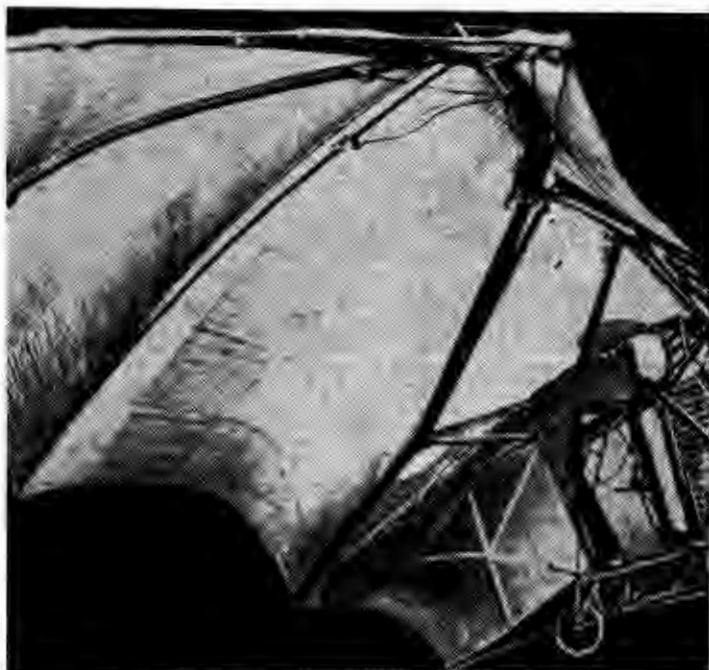
Rys. 2. Szkic samolotu Eole (niezbyt wierny)

terenie wojskowym w Satory k. Wersalu. Droga startowa miała postać kolistej bieżni. Podczas pierwszej próby przeprowadzonej 12.X.1897 w obecności gen. Mensier samolot przekołował wokół bieżni. Druga i ostatnia zarazem próba odbyła się 14.X.1897 r. w obecności oficjalnej komisji, w skład której wchodził generałowie Mensier i Grillon oraz porucznik Binet. Maszyna rozpedziła się, wypadła z bieżni i po przetoczeniu się ok. 200 m po trawie zatrzymała się. Od ziemi nie oderwała się wcale. Gen. Mensier jako przewodniczący komisji sporządził raport datowany 21.X.1897, a gen. Grillon swe uzupełnienie do raportu napisał 27.X.1897 r. W czerwcu 1898 r. Ader zaprezentował Avion III prasie i przyjaciółom w swym warsztacie w Auteuil. W 1900 r. Ader sprzedał Avion III na Wystawę Światową w Paryżu. Tak w skrócie przedstawia się rzeczywistość prób Adera. Rzeczywistość dobrze udokumentowana.

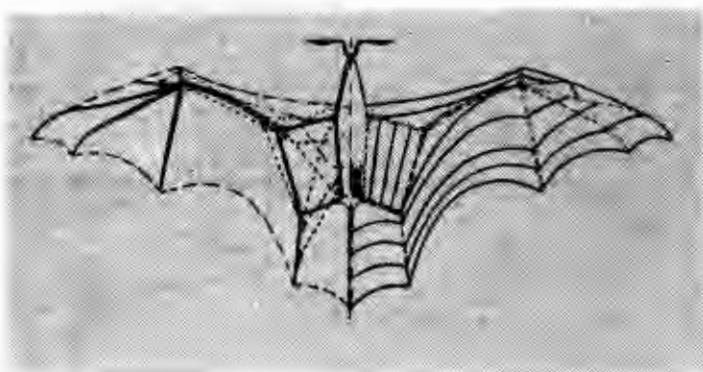
Legenda natomiast narodziła się dopiero w 1906 r. Francja miała wówczas ambicje przodowania w rozwoju lotnictwa samolotowego w Europie. Pierwszy skok długości 7 m dokonany na swym samolocie przez Brazylijczyka Alberto Santos-Dumonta w Paryżu był ciosem w serce patriotycznych działaczy z Aeroklubu Francji. Znalazło to wyraz w prasie. Ader pod wpływem tej lektury oraz urażony stwierdzeniem, że skok długości 7 m ma być uznany za pierwszy lot w Europie (wszak jego skok miał długość 50 m) — postanowił ratować honor ojczyzny i swój własny. W tym celu stworzył legendę mówiącą jakoby 14.X.1897 Avion III poleciał 300 m. Jako przyczynę nieujawniania do tej pory tego faktu podał on tajemnicę wojskową, gdyż Avion był wykonany na zamówienie wojskowe. Po opublikowaniu czterech artykułów w czasopiśmie *Les Sports* w sierpniu i wrześniu 1906 r., w których przedstawił dzieje swego zmyślnego lotu, stara się udokumentować legendę. Pisz do dwóch żyjących świadków próby w Satory, gen. Mensier i por. Binet. Ze względów patriotycznych gen. Mensier potwierdził w swym liście legendę. Odpowiedź por. Binet była dość powściągliwa. Ader opublikował list gen. Mensier. Na początku 1907 r. Ader wydał książkę „La première Étape de l'Aviation militaire”, opisującą swój prawdziwy i zmyślny dorobek. W rozszerzonej legendzie Adera znalazły się jeszcze dwa zmyślenia. Podał



Rys. 5. Przód Avion III bez pokrycia



Rys. 6. Tył Avion III i skrzydło



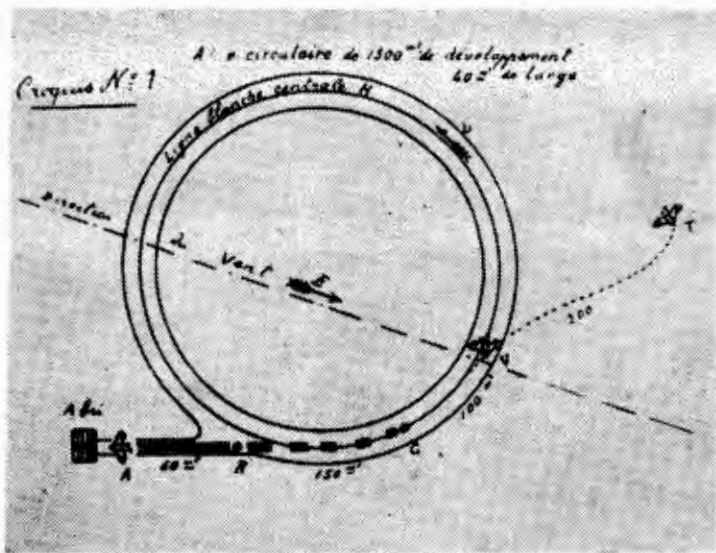
Rys. 3. Rysunek Eole (rzut z góry). Na lewym skrzydle widoczny szkielet, na prawym — pokrycie



Rys. 4. Dwusilnikowy Avion III Adera



Rys. 7. Avion III ze złożonymi skrzydłami



Rys. 8. Tor doświadczalny o obwodzie 1500 m, na którym wykonano 14.X.1897 r. próbę Avion III zakończoną rozbiem

on, że podczas drugiej (nigdy nie przeprowadzonej) próby Éole w 1891 r. przeleciał ok. 100 m oraz, że podczas pierwszej próby 12.X.1897 r. Avion III wykonał kilka krótkich skoków. Legenda została przyjęta za prawdę.

Dopiero opublikowanie 27 listopada 1910 r. oryginalnego raportu gen. Mensiera z 1897 r. wywołało zamieszanie, lecz na krótko. Legenda miała już zbyt mocno ugruntowaną pozycję. Niemal wszystkie publikacje omawiające dzieje lotnictwa podawały urojone loty Adera jako prawdziwe.

W styczniu 1948 r. Charles Dollfus opublikował w Orion artykuł „Légende et Réalité”, w którym udokumentował

falszertwa Adera. Praca ta jednak pozostała bez echa. W 1960 r. Gibbs-Smith w książce „The Aeroplane; an historical Survey” przedstawił legendę o lotach Adera, lecz to również nie zahamowało dalszego rozpowszechniania i powtarzania legendy. Powtarzają ją zarówno W. Rychter w „Historii samolotu” z 1948 r., T. Rejniak w „Historii lotnictwa” z 1966 r., jak i G. Wissmann w wydanej w NRD już czterokrotnie od 1960 r. „Geschichte der Luftfahrt”.

Zakończenie legendy było przyczyną przeprowadzenia walnego na nią ataku przez najpoważniejszego współczesnego historyka lotnictwa, Charlesa H. Gibbs-Smitha przez napisanie książki „Clement Ader. His Flight-Claims and his Place in History Clement Ader”. (Przypisywane sobie loty i jego miejsce w historii) — London 1968. Wyeksponowanie tematu w osobnej książce daje nadzieję, że żaden poważniejszy autor nie będzie już legendy powtarzał. Przytoczony wyżej opis zasług Adera i legendy jest zreferowaniem głównych tez książki G. Smitha.

Ader budował swe samoloty, obserwując ptaki, a skrzydła wzorował na skrzydłach nietoperzy. Éole i Avion III były do siebie zbliżone konstrukcją i wyglądem. Éole był jednosilnikowy, a Avion III dwusilnikowy. Dużym osiągnięciem Adera był lekki i o dobrej sprawności silnik parowy. Moc silnika Éole wynosiła 13,3÷14,7 kW (18÷20 KM). Samoloty te były jednopłatami. W kadłubie umieszczony był silnik (silniki) a miejsce pilota znajdowało się z tyłu za kotłem ogrzewanym spirytusem, co nie zapewniało widoczności do przodu. Avion III miał umieszczone w kadłubie dwa silniki parowe Adera po 14,7 kW (20 KM) napędzające dwa czterołopatowe śmigła umocowane na skrzydłach. Nad kadłubem znajdował się skraplacz pary.

Samolot nie miał steru wysokości. Wznoszenie i opadanie miało być uzyskiwane przez zwiększenie lub zmniejszenie mocy silnika (silników). Za tylnym kołem podwozia umieszczony był mały ster kierunkowy. Na Avion III sterowanie kierunkowe miało być wspomaganie niezależnym sterowaniem obrotami każdego silnika. Avion III został przekazany do Conservatoire des Arts et Métiers w Paryżu.

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### Pojazd kosmiczny do badań Jowisza

W styczniu 1982 r. ma być wystrzelony w kierunku Jowisza za pomocą transportowca Space Shuttle pojazd kosmiczny opracowywany przez NASA w ramach programu Galileo. Pojazd będzie się składał z dwóch zasadniczych części: satelity (Orbiter), który po 42 miesiącach lotu zostanie wprowadzony na orbitę Jowisza i sondy — opracowywanej przez firmę Hughes, która oddzieli się od satelity i wniknie głęboko w atmosferę planety. Sonda będzie tak skonstruowana, aby mogła wytrzymać przez godzinę wysokie ciśnienie atmosfery Jowisza. Jej sześć przyrządów będzie mierzyć temperaturę i ciśnienie oraz analizować skład atmosfery, pokrywę chmur, wyładowania elektryczne i inne własności atmosfery. Orbiter będzie przekazywał na Ziemię dane otrzymane z sondy oraz będzie wykonywał zdjęcia planety i jej czterech dużych księżyców i badał atmosferę. Czas pracy satelity ma wynosić 20 miesięcy.

Uczeni spodziewają się uzyskać dzięki tym badaniom nowe dane dotyczące powstania i rozwoju naszego systemu słonecznego oraz odkryć, jakim sposobem Jowisz może wypromieniowywać więcej energii niż jej otrzymuje ze Słońca.

W. K.

### Wskaźnik zużycia paliwa dla lekkich samolotów

Na wystawie lekkich samolotów w Reading w 1978 r. firma Silver Instruments pokazała przyrząd Fueltron, który dzięki zastosowaniu mikrokomputera podaje dokładne wartości ilości zużywanego paliwa, ilości paliwa pozostałego w zbiornikach i czasu lotu na pozostałym paliwie. Przyrząd może być wykorzystany zarówno do samolotów z napędem tłokowym jak i turbinowym. Jest on produkowany w dwóch wariantach: Fueltron III G (1799 dol.) do samolotów dwu-

silnikowych i Fueltron I G (995 dol.) do samolotów jednosilnikowych (dostarczany również Fueltron II G jest prostym przepływomierzem paliwa, do samolotów dwu- i jednosilnikowych). Oba warianty mają pojedynczy, cyfrowy wskaźnik, montowany na tablicy przyrządowej, który w przypadku wariantu III G pokazuje oddzielnie ilość paliwa zużywanego na godzinę przez prawy i lewy silnik. Przed startem wprowadza się do mikrokomputera dane dotyczące ilości zatankowanego paliwa. Gdy czas lotu na pozostałym w zbiorniku paliwie jest mniejszy niż 0,8 h, zapala się lampka sygnalizacyjna.

Nowy przyrząd umożliwia łatwą i dokładną kontrolę zużywanego paliwa i czasu lotu na pozostałym w zbiornikach paliwie zwiększając w ten sposób bezpieczeństwo lotu.

W. K.

### Czujnik podczerwieni do badań kosmicznych

Dział systemów elektronicznych firmy Rockwell International opracował prototyp czujnika podczerwieni, który może wykryć źródło ciepła wielkości piłki tenisowej, o temperaturze 20°C, znajdujące się w odległości 2900 km i dzięki temu jest w stanie rejestrować powstawanie nowych gwiazd Drogi Mlecznej. Urządzenie to jest rozwijane w ramach programu budowy satelity IRAS (Infra-Red Astronomical Satellite), finansowanego przez USA, W. Brytanię i Holandię. System składa się z ośmiu modułów i może być używany zarówno w zakresie podczerwieni (8 kanałów), jak i w zakresie światła widzialnego (jeden kanał). Całe urządzenie, łącznie ze wzmacniaczami, mieści się w cylindrze o średnicy 15 cm i długości 10 cm i może pracować w temperaturach bliskich absolutnemu zeru.

W. K.

GLASS A.

#### Neuheiten auf dem Pariser Aero Salon

Es wird über das 33. Internationale Aero-Raumfahrt Salon 1979 in Paris berichtet und die dort gezeigten Neuheiten von Flugzeugen, Hubschraubern und Segelflugzeugen mit und ohne Motorantrieb behandelt.

ŁĄCZKOWSKI R.

#### Anwendung der Digital-Phasen-Methode (MDF) zur Untersuchung und Prüfung von Schwingungen der Schaufeln an Turbinen-Flugmotoren (I)

In dem Beitrag wird die MDF-Methode beschrieben und ihre Anwendung bei Untersuchungen von Schwingungen der umlaufenden Schaufeln in Gasturbinen und Verdichtern dargestellt. Es wird die Untersuchungsapparatur ELIA-2 beschrieben und die Identifizierung der Gestalt der Schaufelschwingungen sowie die Methode zur Bestimmung der dynamischen Spannungen erörtert. Ausserdem wird die Anwendung der MDF-Methode zur Prüfung des dynamischen Zustandes an Schaufeln mit Hilfe der Schwingungswarnanlage CIKŁ sowie ein einfacher Anzeiger der Schaufelbeschädigungen am laufenden Schaufelrad behandelt.

BORGON J.

#### Verstellflügel

In dem Beitrag werden die Forderungen der aerodynamischen Gestaltung des Flugzeuges erörtert und die Vor- und Nachteile der Flugzeuge mit verstellbaren Flügeln behandelt.

DĄBROWSKA J.

#### Die Konstruktion von Kästen und der mechanische Entwurf von elektronischen Baueinheiten für die Luftfahrt

Die Anwendung von verschiedenartigen Kästen, die geschlossene Baueinheiten bilden, hat sich in der Luftfahrt als notwendig erwiesen. In dem Beitrag wird eine Übersicht über die Konstruktionslösungen dieser Ausrüstung gegeben, die gegenwärtig in der Weltluftfahrt Anwendung finden.

KAŹMIERCZYK F.

#### Ermittlungsmethode des Tragfähigkeitswertes LCN der zusammengesetzten halbsteifen Flugplatz-Fahrbahndecke

Neue zusammengesetzte halbsteife Flugplatz-Fahrbahndecken aus Zementbetonschicht mit einer Asphaltbetondecke bedürfen einer Klassifikation nach dem LCN-System. In dem Aufsatz werden die Probleme der zusammengesetzten halbsteifen Fahrbahndecken und die Bestimmungsmethode der LCN-Zahl behandelt.

BALUL A., CHODOROWSKI J.

#### Der Spannungs-Intensitätsfaktor als Mass für spröde Bruchneigung

In dem Beitrag werden kurz die Grundlagen für die Bruchmechanik sowie die Theorie des Faktors  $K_{Ic}$  vorgetragen. Zur Veranschaulichung werden auch Beispiele für die Zahlenwerte der Bruchfestigkeit  $K_{Ic}$  von verschiedenen Flugzeugwerkstoffen angegeben.

GLASS A.

#### C. Ader's Flug auf Avion III — eine grosse Mystifikation in der Luftfahrtgeschichte

Es werden die tatsächlichen Verdienste des französischen Luftfahrtpioniers aus dem XIX. Jahrhundert Clement Ader und die von ihm geschaffene Legende über den angeblichen Flug mit dem Flugzeug Avion III im Jahre 1897 behandelt.

GLASS A.

#### Новости на парижском Аэросалоне 1979

Указаны общие информации о 33-тм международном авиационно-космическом салоне 1979 в Париже. Описаны главные новые экспонаты салона в области самолетов, вертолетов, мотопланеров и планеров.

ŁACZKOWSKI R.

#### Применение дискретно-фазового метода (МДФ) для испытаний и контроля колебаний лопаток газотурбинного двигателя (I)

В статье описывается метод МДФ и представляется его применение при испытаниях вибраций вращающихся лопаток газовых турбин и осевых компрессоров. Описана испытательная аппаратура ЭЛИА-2, дается способ идентификации вида колебаний лопаток, а также представлен метод определения динамических напряжений. Рассмотрено применение МДФ для контроля динамического состояния лопаток при помощи сигнализатора вибрации ПМКЛ. Описан простой указатель повреждения лопаток вращающегося венца.

BORGON J.

#### Крыло изменяемой геометрии

В статье даются требования предъявляемые аэродинамической компоновке самолетов и на этом основании представлены преимущества и недостатки самолетов с крыльями изменяемой геометрии.

DAWBROWSKA J.

#### Конструкция коробок и механическая разработка электронных блоков в авиации

Применение разного вида коробок, являющихся закрытыми электронными блоками является необходимостью. В работе указаны главное, применяемые в мировой авиации способы конструктивного решения таких блоков.

KAŻMIERCZYK F.

#### Способ определения эквивалентной нагрузки (ЛЦН) сложного-полужесткого аэродромного покрытия

Новые, сложные — полужесткие аэродромные покрытия состоящие из слоя цементного бетона покрытого слоем асфальтобетона требуют определения их эквивалентной нагрузки по системе ЛЦН. В статье рассмотрены вопросы сложных — полужестких покрытий и указан способ определения показателя ЛЦН этих покрытий.

BALUL A., CHODOROWSKI J.

#### Коэффициент интенсивности напряжений как мера склонности и хрупкому излому

В статье указаны основы механики хрупкого излома и теории коэффициента  $K_{Ic}$  в качестве примера проведены также величины коэффициента для разных авиационных материалов.

GLASS A.

#### Полёт К. Адера на самолете Авион III — большая мистификация в истории авиации

Представлены истинные заслуги пионера французской авиации в XIX ст., Клемента Адера, а также созданный им миф о мнимом полёте на самолете Авион III в 1897 г.

## PRENUMERATA

Пренумератę przyjmują oddziały RSW „Prasa-Książka-Ruch” i urzędy pocztowe.

Jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje, organizacje i wszelkiego rodzaju 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 10 września  | — na IV kwartał                          |

Пренумератę ze zleceniem wysyłki за границę przyjmuje RSW „Prasa-Książka-Ruch”, Centrala Kolportażu Prasy i Wydawnictw, ul. Towarowa 28, 00-958 Warszawa, konto PKO nr 1531-71 w terminach obowiązujących dla prenumeraty krajowej.

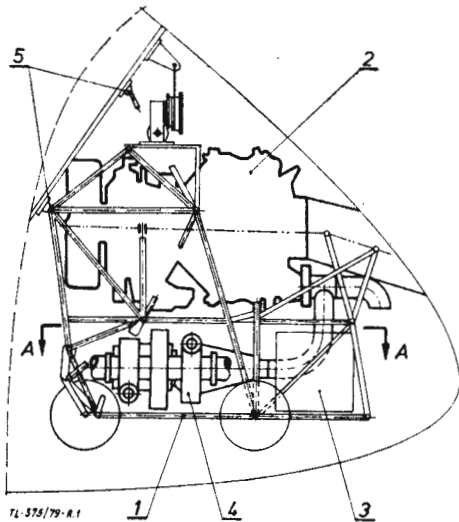
Пренумерата ze zleceniem wysyłki за границę jest droższa od prenumeraty krajowej o 50% dla zleceniodawców indywidualnych i o 100% dla zlecających instytucji i zakładów pracy.

Cena prenumeraty krajowej:

- |             |            |
|-------------|------------|
| — kwartalna | — zł 75,—  |
| — półroczna | — zł 150,— |
| — roczna    | — zł 300,— |

Egzemplarze archiwalne czasopism wydawanych przez Wyd. NOT SIGMA można nabywać w Dziale Handlowym przy ul. Mazowieckiej 12, 00-048 Warszawa, tel. 26 80 16.

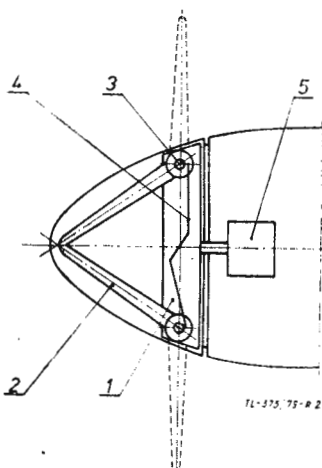
● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosił do opatentowania w Urzędzie Patentowym PRL wynalazek A. Warzochy pn. *Urządzenie do obsługi samolotu przed startem, zwłaszcza do rozruchu silnika napędowego samolotów rolniczych*. Zgłoszenie, złożone 8.12.1972 r., opublikowano w Biuletynie Urzędu Patentowego pod numerem P. 159408.



Urządzenie do obsługi samolotu przed startem, zwłaszcza do rozruchu silnika napędowego samolotów rolniczych

Urządzenie stanowi wózek 1, na którym zabudowane są: silnik rozruchowy 2, wyposażenie elektryczne z baterią akumulatorów 3 do rozruchu silnika napędowego samolotu oraz turboagregat 4; wózek 1 zamocowany jest do węzłów 5 kadłuba samolotu.

● Politechnika Krakowska zgłosiła do opatentowania wynalazek B. Sendyka pn. *Szybowcowy zespół bezpieczeństwa*, złożony w Urzędzie Patentowym 2.10.1972 r., opublikowany w BUP pod numerem P. 158056.



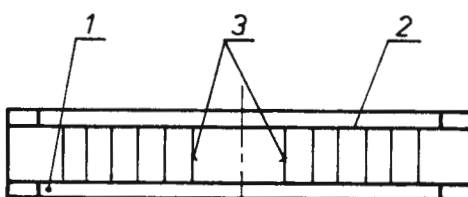
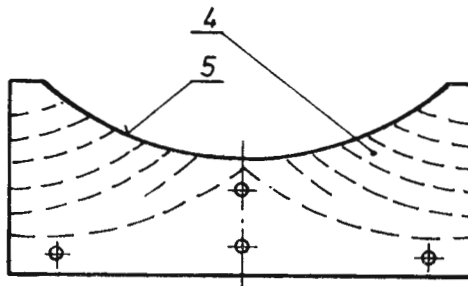
Szybowcowy zespół bezpieczeństwa

Zespół bezpieczeństwa mający zastosowanie zwłaszcza w szybowcach szkolno-treningowych jest wyposażony w silnik spalino-

wy 5 o małym ciężarze (np. w silnik łopatkowy). Z przodu szybowca, w kadłubie, zespół ma zamocowany obrotowy korpus 1, w którym znajdują się obrotowo zamocowane — za pomocą sworzni 3 — chowane i składane dwie połówki śmigła 2, uruchamiane przez układ dźwigniowy 4 połączony z silnikiem 5.

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił do Urzędu Patentowego PRL do ochrony wzór użytkowy pn. *Kierownica do korekcji pneumatycznej w giroskopie kursowym*. Rozwiązanie to, projektu J. Supronowicza i G. Łańczota, zwiększające efektywność korekcji, opublikowano w Biuletynie Urzędu Patentowego nr 14/1978, w klasie GO1C, pod numerem W. 58113.

Kierownica według wzoru użytkowego zawiera szereg łukowo wygiętych łopatek 3 tworzących łącznie z korpusem 1 i pokrywą 2 kanały 4. Ponadto pokrywa 2 i korpus 1 mają promieniowe wycięcie 5, od którego rozpoczynają się kanały 4 rozchodzące się następnie symetrycznie na boki, przy czym wyłot z kanałów 4 jest prostopadły do płaszczyzny utworzonej przez osie obu ramek giroskopu, zaś środek krzywizny promieniowego wycięcia 5 pokrywa się z osią obrotu ramki wewnętrznej.

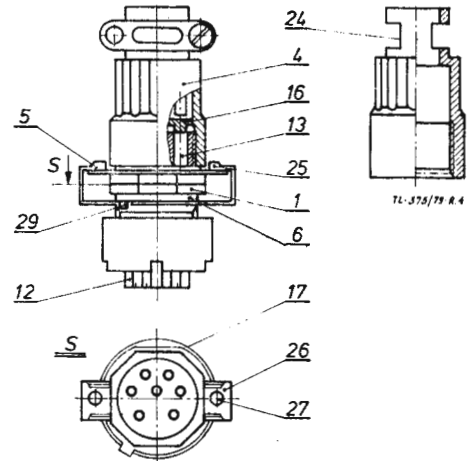


Kierownica do korekcji pneumatycznej w giroskopie kursowym

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Komputerowych Systemów Automatyki i Pomiarów Mera-Elwro z Wrocławia zgłosił do ochrony wzór użytkowy pn. *Miniaturowe złącze wielostykowe*. Z uwagi na schematy montażowe osprzętu lotniczego poniżej podajemy bliższe informacje o tym projekcie wynalazczym F. Hejmanowskiego, ogłoszonym w zeszycie BUP nr 15/1978, w klasie HO1R, pod numerem W.58162.

W złączu według wzoru obrotowa złączka 5 ukształtowana jest w postaci kolistego pierścienia mającego dwa ramiona, na końcach których są usytuowane półkule 25 wchodzące w otwory 27 ustalającej złączki 6 wyposażonej w dwa zaczepy 26 zgięte do środka z bokami odwiniętymi do góry. W ramionach tych zaczepów są umieszczone

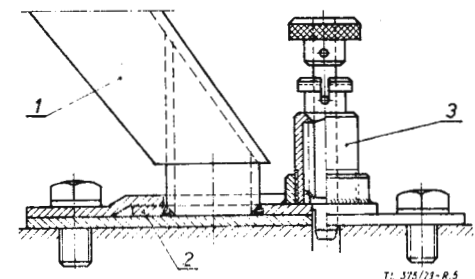
dwa otwory 27. Dodatkowo złączka 6 ma zabezpieczającą ściankę wygiętą w górę i jeden ząb 29 zagięty w dół. Z kolei osłaniająca nakrętka 4 gniazda złączki 1 ma dwa przeciwległe boczne wygięcia 24 nadające jej kształt dużej litery T. Natomiast osadczy krążek 16 blokuje styki wtyku 12 i styki gniazda 13 złączki.



Miniaturowe złącze wielostykowe

Miniaturowe złącza wielostykowe stosowane są w urządzeniach sterujących, zwłaszcza do łączenia paneli, kaset i zasilaczy oraz jako przedłużacze do łączenia zespołów elektronicznych.

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik zgłosił do ochrony patentowej rozwiązanie konstrukcyjne pn. *Węzeł mocowania nogi fotela, zwłaszcza fotela statku powietrznego*. Wzór użytkowy zaprojektowany przez C. Romanowskiego i Z. Grodka, opublikowano w zeszycie BUP nr 14/1978, w klasie B64 D, pod numerem W. 58119.



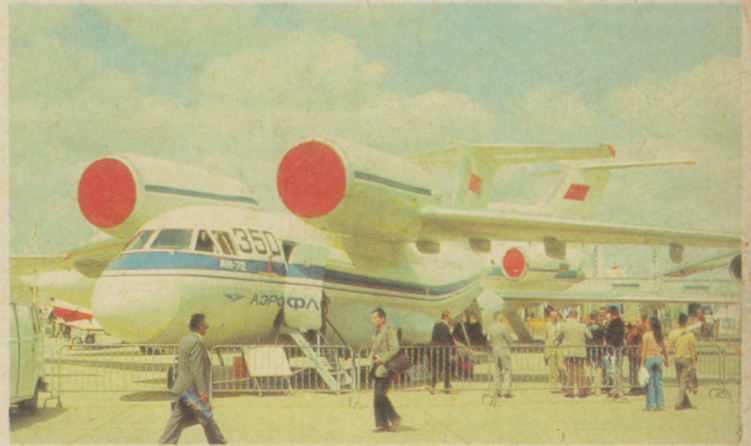
Węzeł mocowania nogi fotela, zwłaszcza fotela statku powietrznego

Węzeł mocowania nogi fotela, zwłaszcza fotela statku powietrznego, zestawiony z dolnej płytki jarzma z owalnym otworem i górnej płytki z przetłoczeniem, w której usytuowany jest otwór kształtowy dla osadzenia końcówki talerzowej nogi fotela charakteryzuje się tym, że ma znany zatrzask 3 połączony sztywno z tylną częścią końcówki talerzowej 2 w osi wzdłużnego przesuwu nogi fotela 1.

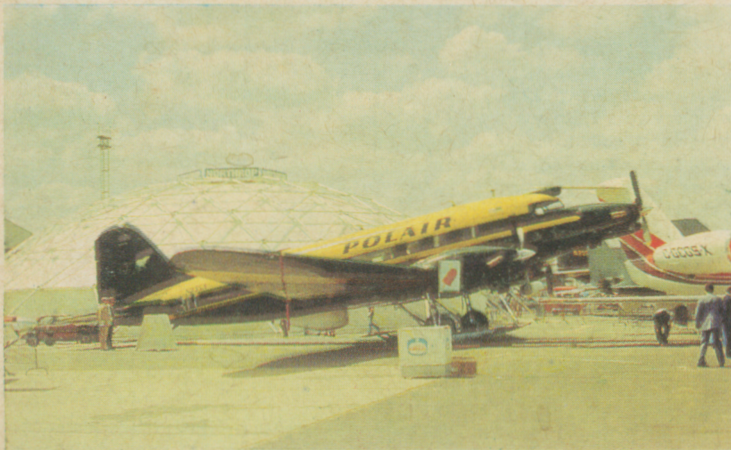
# PARYSKI SALON LOTNICZY 1979 (I)



PZL Mi-2



Antonow An-72



Triturbo (Dakota)



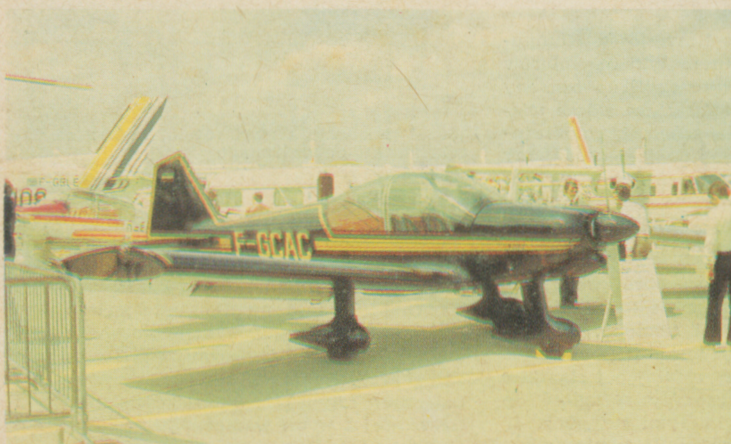
Dornier Turbosky



Mirage 2000



Turbocat



Robin R-2112



Mudry CAP 20LS-200