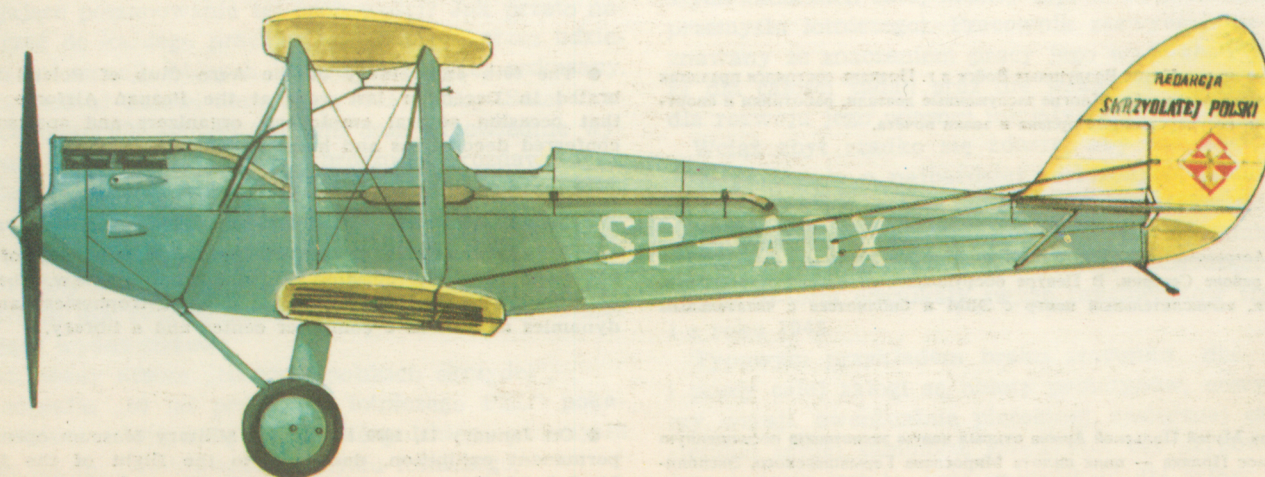
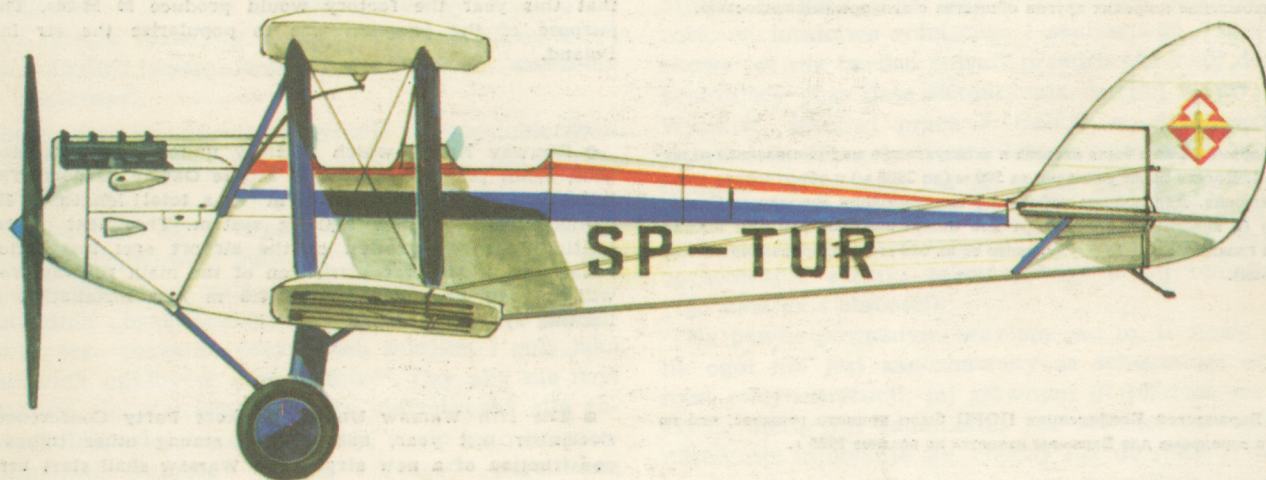
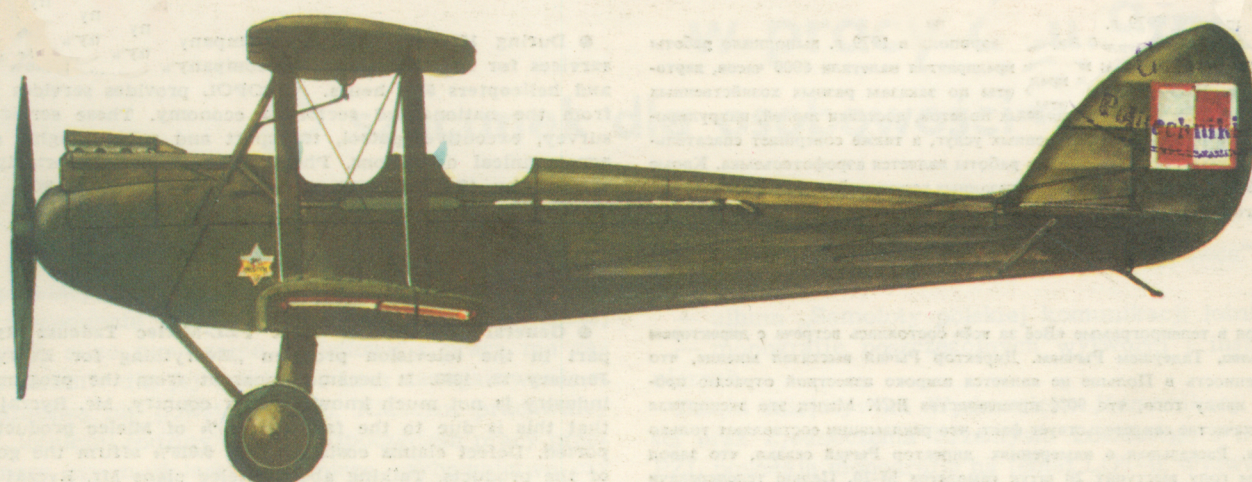


# lotnicza

## i ASTRONAUTYCZNA





● Результатом содействия гражданских и военных авиаспециалистов является конструкция фильтропоглотителя, который устанавливается на сельскохозяйственных самолетах вне кабины летчика. Фильтропоглотитель защищает экипаж самолета от воздействия вредных ядохимикатов. Фильтропоглотитель установлен м.др. на самолете ПЗЛ-106 Крук, который применяется в Африке и странах Ближнего Востока.

● Строительно-монтажные работы с применением вертолетов ведутся в Польше только предприятием ИНСТАЛЬ, которое имеет тяжелые вертолеты (несколько Ми-6 и один Ми-8). С 1975 г. по декабрь 1979 г. вертолеты ИНСТАЛЬ выполнили 200 операций, т.е. 3500 отдельных заданий, что принесло государству экономии 6 миллиардов злотых.

● Предприятие Авиационных Услуг Аэрополь в 1979 г. выполняло работы за сумму свыше 115 млн зл. Самолеты предприятия налетали 6000 часов, вертолеты 5200 часов. ПАУ выполняет работы по заказам разных хозяйственных организаций в области м.др. разведочных полетов, доставки людей, патрулирования, транспорта и сельскохозяйственных услуг, а также совершает спасательные полеты. Одним из основных видов работы является аэрофотосъемка. Кроме Варшавы, ПАУ имеет свои базы в нижеуказанных городах: Зелена Гора, Познань, Вроцлав, Быдгощ, Грудзюндз, Катовице и Радом.

● 22 января в телепрограмме «Всё за всё» состоялась встреча с директором ВСК ПЗЛ-Мелец, Тадеушем Рычаем. Директор Рычай высказал мнение, что авиационная промышленность в Польше не является широко известной отраслью промышленности ввиду того, что 90% производства ВСК Мелец это экспортная продукция. О качестве свидетельствует факт, что рекламации составляют только 0,16 промилля. Рассказывая о намерениях, директор Рычай сказал, что завод ещё в текущем году выступит 20 штук самолетов М-20. Целью телепередачи являлось ознакомление широких кругов общества с авиационной промышленностью.

● На аэродроме Окенце была введена в эксплуатацию модернизированная взлетная дорога № 1. Дорога была удлинена на 500 м (до 2800 м) и оборудована новой системой освещения. Дальнейшие работы по модернизации аэродрома Окенце, это установка (в январе) радиолокатора для наведения самолета при посадке и перестройка главной ВМД № 3, удлинение её на 680 м и модернизация освещения (в мае м-це).

● На 16 Варшавской Конференции ПОРП было принято решение, что постройка нового аэродрома для Варшавы начнется не позднее 1985 г.

● В декабре пр.г. в Клубе Воздушных Войск в г. Познань состоялся праздник 60-летия польского Аэроклуба. Многие заслуженные деятели, работники и спортсмены получили государственные ордена и знаки почёта.

● Новый Астрономический Центр ПАН им. Миколая Коперника был построен в Варшаве в районе Секерки. В Центре оборудованы отделения астрофизики, астродинамики, вычислительный центр с ЭВМ и библиотека с читальным залом.

● 11 января Музей Польской Армии открыл новую экспозицию посвященную полету в Космос Поляка — шплк пилота Мирослава Гермашевского. Экспонируются многие научные приборы, одежда космонавта во время работы на орбите, тренировочный костюм, спасательный пояс.

● A new device called absorbfiler has been designed and put into production as a result of cooperation between civil and military aviation specialists. The device, when installed on the outside of the cockpit, protects the crew from poisonous substances. The absorbfiler has been installed on the PZL-106 Kruks, which spray crops in African and Middle Eastern countries.

● INSTAL is the only building contractor in Poland which conducts air construction works. The company is equipped with several heavy helicopters (one Mi-8 and a number of Mi-6s). Between 1975 and December 1979 INSTAL's helicopters carried out 200 assignments, which is equivalent to 3500 single operations, saving 6000 million zł for the Polish economy.

● During 1979 Air Services Company AEROPOL carried out services for 115 million zł. The company's aircrafts flew 6000 hours and helicopters 5200 hours. AEROPOL provides services for clients from the nationalised sector of economy. These services include survey, executive, patrol, transport and rescue flights as well as agrotechnical operations. Photogrammetry is the principal service offered by the company. Outside Warsaw AEROPOL has bases at Gdańsk, Szczecin, Zielona Góra, Poznań, Wrocław, Bydgoszcz, Grudziądz, Katowice and Radom.

● General manager of WSK PZL-Mielec Tadeusz Ryczaj took part in the television program „Everything for Everything” on January 22, 1980. It became apparent from the program that air industry is not much known in our country. Mr. Ryczaj explained that this is due to the fact that 90% of Mielec production is exported. Defect claims costs on only 0.016% affirm the good quality of the products. Talking about Mielec plans Mr. Ryczaj mentioned that this year the factory would produce 20 M-20s. The general purpose of the program was to popularize the air industry in Poland.

● Runway No. 1, which recently underwent modernization, has been again put into operation at the Okęcie Airport. The runway has been stretched by 500 m to a total length of 2800 m and furnished with a new lighting system. The next steps in the continuing modernization of the airport are: installation of ILS radar and in May reconstruction of the main runway No. 3, which will include its extension by 680 m and installation of a new lighting system.

● The 17th Warsaw United Workers Party Conference, held in December last year, has decided among other things that the construction of a new airport for Warsaw shall start before 1985.

● The 60th anniversary of the Aero Club of Poland was celebrated in December last year at the Poznań Airforce Club. On that occasion several employees, organizers and sportsmen were conferred decorations and honoring medals.

● The Astronomical Center of the Polish Academy of Sciences has received a new building at Siekierki in Warsaw. The building will house the following laboratories: astrophysics and astrodynamics as well as a computer center and a library.

● On January 11, 1980 the Polish Military Museum opened a new permanent exhibition, dedicated to the flight of the first Pole, Lt.-Col. M. Hermaszewski into space. The exhibits include several pieces of research equipment, a space suit, a training suit, an overall and a life line.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXV KWIECIEŃ 1980

TECHNIKA

4'80

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

TRYBUNA LOTNIKÓW

## Każdy chce znać swą rolę w pracy dla lotnictwa (O szacunek dla osobowości pracownika)

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W tak precyzyjnej i odpowiedzialnej pracy jak produkcja i eksploatacja lotnicza — rola człowieka, jego zaangażowanie, zrozumienie swych zadań, dążenie do najlepszej ich realizacji, silne powiązanie uczuciowe z pracą ma zasadnicze znaczenie dla jej wyników. Lecz zaangażowanie w rozwój lotnictwa nie powstaje samo. Nieliczni pracownicy weszli do „lotniczej rodziny” przed rozpoczęciem pracy przez sport lotniczy, np. modelarstwo lotnicze, szybownictwo czy spadochroniarstwo. Również zakłady powinny dbać o to, aby na ich terenie rozwijały się modelarnie lotnicze, a ich pracownicy zdobyli wyszkolenie lotnicze — dla szerzenia „bakcyli lotniczego”.

A co robią nasze wytwórnie, instytucje i przedsiębiorstwa lotnicze, aby związać swych pracowników z lotnictwem i miejscem pracy?

W *Skrzydłach* nr 24/79, wydawanych przez Centrum PZL-Okęcie, P. Dąbkowski sumując uwagi zebrane od nowych pracowników podkreśla, iż adaptację pracownika poważnie utrudnia „brak podstawowych informacji o przedsiębiorstwie, jego rozwoju, przyszłości, miejscu i roli jaką dany pracownik miałby w nim spełniać”. Czy aby nie zbyt często traktuje się pracowników jako statystyczną siłę roboczą, jak śrubkę włożoną do maszyny, a nie jako poszczególne jednostki mające własną osobowość psychiczną i wymagające poszanowania tej osobowości? Jak przeto należy dotrzeć do każdego pracownika? Właśnie przez udzielenie mu informacji, których brak został wyżej wskazany. A w jaki sposób? Celowi temu mają służyć Izby (Sale) Tradycji i Dorobku (Osiągnięć) Zakładu oraz odpowiednie wydawnictwa o zakładzie. I to nie broszurki rozdawane za darmo, lecz wydawnictwa książkowe, rzetelnie i szczegółowo opracowane i estetycznie wydane, które wzbudzają satysfakcję i pracę się w zakładzie z dorobkiem i dobrym imieniem. Aby można było mówić o pełnej informacji w tym zakresie dla pracowników lotnictwa, powinny istnieć następujące wydawnictwa:

- ilustrowany album „Historia polskich skrzydeł”,
- monografia „50 lat przemysłu lotniczego PZL” pokazująca dzieje rozwoju, rolę i wielkość polskiego przemysłu lotniczego na tle światowego przemysłu lotniczego,
- monografia „Dzieje polskiej komunikacji lotniczej 1918÷1978”,

— albumy „Samoloty PZL”, „Polskie szybowce” i „Polskie śmigłowce”,

— album „Samoloty polskiej komunikacji lotniczej” oraz  
— monografie poszczególnych wytwórni i instytucji lotniczych.

Dzięki inicjatywom Wydawnictw Komunikacji i Łączności oraz Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL powstają monografie na temat LOT-u, wytwórni i przemysłu. Niestety brak jest wydawnictw poświęconych dorobkowi lotnictwa rolniczego i sanitarnego. Lotnictwo wojskowe też nie bardzo potrafi przedstawić swój dorobek wykraczający poza datę zakończenia drugiej wojny światowej. Wyjątek stanowi praca J. Celka o dęblińskiej „Szkole Orłąt” i A. Morgały o samolotach używanych przez polskie lotnictwo wojskowe. Od lat prasa pisze o potrzebie wydawania albumu „Historia polskich skrzydeł”, lecz brak odważnych do podjęcia tematu. Dużym krokiem naprzód było opracowanie serialu telewizyjnego o tej tematyce (mimo jego usterek i słabości).

Na pewno poważnym brakiem jest to, że nowy pracownik na ogół nie jest zapoznawany ze schematem organizacyjnym swej instytucji, jej głównym dorobkiem oraz zasadniczymi bieżącymi zadaniami, jak również na ogół pracowników nie informuje się, choćby raz do roku, o najważniejszych zadaniach całej branży (np. w wytwórniach — całego przemysłu lotniczego). Pracownik zazwyczaj nie jest zapoznawany ze znaczeniem pracy jego wydziału i jego komórki dla całości zadań oraz nie wskazuje mu się możliwości dla rozwoju jego własnej inicjatywy.

Wciąż zbyt rzadko się zdarza, aby kierownictwo zakładów pamiętało o najbardziej zasłużonych, wieloletnich lub emerytowanych pracownikach i popularyzowało systematycznie ich sylwetki, dbając o należyty dla nich szacunek; np. tylko nieliczne instytucje lotnicze obchodzące jubileusze swego 50-lecia odszukały swych pracowników sprzed 50 lat i z roku 1945.

Typowym przykładem braku szacunku dla osobowości i pracy całej załogi są obloty prototypów, nowych odmian czy wersji, ewentualnie pięćsetnej, tysięcznej czy wielotysięcznej sztuki samolotu, śmigłowca, czy szybowca. Na całym świecie jest to duża uroczystość dla całego zakładu —

cd. na str. 2



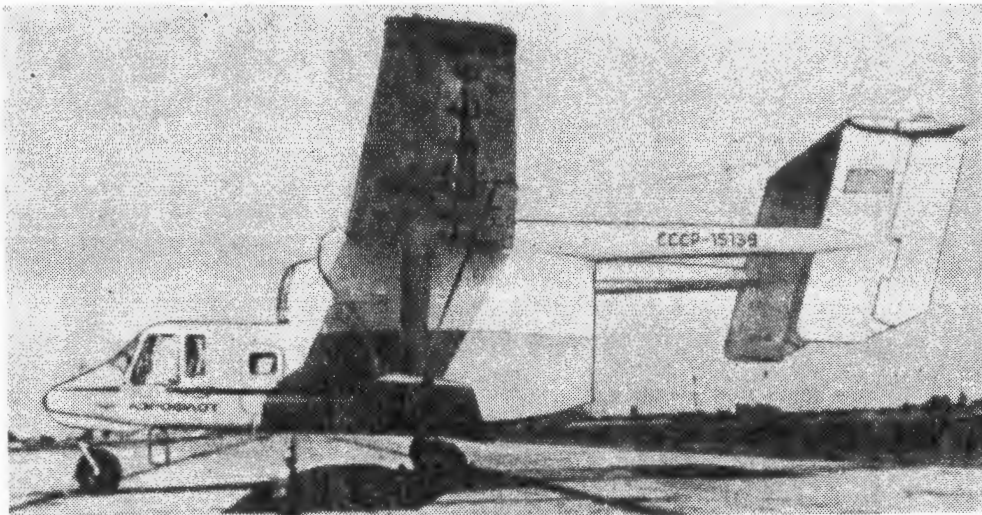
● W wyniku współpracy specjalistów lotniczych cywilnych i wojskowych zostało skonstruowane, a następnie wyprodukowane urządzenie o nazwie **filtrpochłaniacz**, które jest instalowane w samolotach rolniczych na zewnątrz kabiny pilota. Chroni ono załogę samolotu przed działaniem środków trujących. Filtrpochłaniacze zostały zainstalowane m.in. na samolotach PZL-106 Kruk, pracujących w krajach Afryki i Bliskiego Wschodu.

● Roboty lotniczo-montażowe są prowadzone przez jedyne w Polsce przedsiębiorstwo budowlane **INSTAL**, mające w swym wyposażeniu śmigłowce ciężkie (kilka Mi-6 i jeden Mi-8). Od 1975 r. do grudnia 1979 r. śmigłowce **INSTAL-u** wykonały 200 operacji, co równa się 3500 zadaniom szczegółowym, przynosząc państwu oszczędność 6 miliardów złotych.

● Przedsiębiorstwo Usług Lotniczych **AEROPOL** w 1979 r. wykonało pracę usługową przekraczającą sumę 115 mln zł. Samoloty przedsiębiorstwa wylatały 6000 h, śmigłowce 5200 h. **PUL** świadczy usługi różnym klientom z gospodarki społecznej, a m.in. w zakresie lotów badawczych, dyspozycyjnych, patrolowych, transportowych, ratowniczych i agrolotniczych. Loty w zakresie fotogrametrii są jedną z podstawowych usług tego przedsiębiorstwa. **PUL**, poza Warszawą, ma także swoje bazy w Gdańsku, Szczecinie, Zielonej Górze, Poznaniu, Wrocławiu, Bydgoszczy, Grudziądzu, Katowicach i Radomiu.

● W dniu 22.01.1980 r. w audycji telewizyjnej pt. „Wszystko za wszystko” odbyło się spotkanie z dyrektorem **WSK PZL-Mielec** Tadeuszem Ryczajem. Z audycji tej m.in. wynikało, że przemysł lotniczy jest przemysłem mało znanym w kraju. Dyr. T. Ryczaj wyjaśnił, że dzieje się tak dlatego, że 90% produkcji **WSK PZL-Mielec** to produkcja eksportowa. O jej jakości niech świadczy fakt, że koszty reklamacji tej produkcji wynoszą zaledwie 0,16 promila. Mówiąc o zamierzeniach **WSK PZL-Mielec**, dyr. T. Ryczaj powiedział, że zakład jeszcze w tym roku wyprodukuje 20 egz. samolotów M-20. Audycja miała na celu popularyzację przemysłu lotniczego wśród szerokiej rzeszy społeczeństwa.

● Na lotnisku Okęcie oddano do użytku zmodernizowaną drogę startową nr 1. Została ona przedłużona o 500 m do długości 2800 m i wyposażona w nowy system oświetlenia. Z dalszych prac przy modernizacji Okęcia zaplanowano: do końca stycznia br. montaż radaru do sprowadzania samolotu do lądowania, a w maju br. przebudowę głównej drogi startowej nr 3, przedłużenie o 680 m i nowoczesne oświetlenie.



Samolot rolniczy M-15 z przedłużonym przodem kadłuba na Wystawie Lotniczej w Kielcjowie w okazji 8 Sesji Komisji Lotnictwa Cywilnego RWPFG

● Na XVII Warszawskiej Konferencji Sprawozdawczo-Wyborczej PZPR, która odbyła się w grudniu ub. roku uchwalono m.in., że rozpoczęcie budowy nowego lotniska dla Warszawy ma nastąpić do 1985 r.

● Ministerstwo Obrony Narodowej ogłosiło, że do 2 czerwca br. trwa rekrutacja do następujących szkół wojskowych:

— Szkoła Chorążych Wojsk Lotniczych w Dęblinie (2-letnia), wiek kandydatów do 24 lat, ukończona szkoła średnia,

— Szkoła Chorążych Wojsk Radiotechnicznych w Jeleniej Górze (2- i 3-letnia), wiek jak wyżej,

— Szkoła Chorążych Personelu Technicznego Wojsk Lotniczych w Oleśnicy i Zamościu (2- i 3-letnia), wiek jak wyżej,

— Szkoły Podoficerskie (Zasadniczej Służby Wojskowej) Wojsk Lotniczych oraz Wojsk Rakietowych Obrony Powietrznej, wiek — ukończone 17 lat, ukończone 2 klasy szkoły średniej lub zasadnicza szkoła zawodowa,

— Liceum Lotnicze przy Wyższej Oficerskiej Szkole Lotniczej im. Janka Krasicckiego w Dęblinie i jej filii w Zielonej Górze, wiek poniżej 16 lat, ukończone 8 klas szkoły podstawowej.

Bliższych informacji udzielają miejscowe Wojskowe Komendy Uzupelnień.

● W grudniu ub. roku w poznańskim Klubie Wojsk Lotniczych odbyła się uroczystość 60-lecia Aeroklubu Polskiego. Z tej okazji wielu zasłużonych pracowników, działaczy oraz sportowców odznaczono odznaczeniami państwowymi, resortowymi oraz honorowymi.

● Na terenie byłego lotniska w Pucku odsłonięto 12 października ub. roku pamiątkowy obelisk ku czci poległych polskich lotników morskich.

● Polskie lotnictwo w 1979 r. Z mate-

rialów opublikowanych w *Skrzydlatej Polsce* z 9.12.79 r. wynika, że:

— wielkość polskiej produkcji lotniczej daje nam czwarte miejsce w świecie,

— w produkcji szybowców jesteśmy na drugim miejscu w świecie,

— w produkcji śmigłowców zajmujemy czwarte miejsce w świecie,

— wartość rocznej produkcji wynosi ponad 40 mld zł,

— wartość rocznej produkcji eksportowej — 1,8 mld zł dewiz.,

— w okresie powojennym wyeksportowano 10 000 samolotów, 4000 śmigłowców, 2000 szybowców i 20 000 silników lotniczych,

— w okresie 35-lecia Polski Ludowej wytwórnie PZL wyeksportowały do ZSRR: 9100 samolotów, 3800 śmigłowców i 17 500 silników lotniczych.

● Tragiczna w skutkach katastrofa lotnicza wydarzyła się w dniu 14 marca br. Samolot pasażerski Il-62 lecący z Nowego Jorku do Warszawy rozblił się przy podchodzeniu do lądowania w pobliżu lotniska Okęcie. Śmierć poniosło 77 pasażerów i 10 osób załogi w składzie:

PAWEŁ LIPOWCZAN — I pilot, inżynier

TADEUSZ ŁOCHOCKI — II pilot

STEFAN WĄSIEWICZ — radiooperator

KONSTANTY CHORZEWSKI — nawigator

JAN LUBNIEWSKI — mechanik pokładowy

ALICJA DURYASZ — szef obsługi pokładowej

KRYSTYNA KRAWCZYK — stewardesa

ELŻBIETA GRABOWSKA — stewardesa

ALICJA MORMOL-DUDLEJ — stewardesa

JOANNA PODSTOLSKA — stewardesa

GRAŻYNA SZAFARKIEWICZ-WĘGLIŃSKA — stewardesa

Przyczyny katastrofy bada specjalna komisja.

cd. ze str. 1

u nas zaś impreza urządzana w dość wąskim gronie kierownictwa i pilotów. O małej trosce o poszanowanie indywidualnego wkładu rzetelnej i fachowej pracy świadczyć może choćby fakt, iż w ciągu ostatniego dziesięciolecia, mimo wielu setek odznaczeń państwowych przyznanych pracownikom przemysłu lotniczego chyba ani jednym nie został odznaczony żaden z pilotów doświadczalnych, a trud-

no im odmówić dużego wkładu w osiągnięcia naszego przemysłu lotniczego. Można usłyszeć argument, iż dzieje się to dlatego, że piloci i tak są dobrze płatni. Ciekawe tylko dlaczego nie dotyczy on wobec tego również dyrektorów.

Poruszone wyżej problemy ściśle się wiążą z rozwijaniem zaangażowania pracowników naszego lotnictwa w swą pracę i wartę są większej troski jeśli chcemy, aby wyniki pracy były coraz lepsze.





## AUSTRALIA

● Rząd Australii rozważa możliwość cofnięcia zakazu eksportu 100 samolotów lokalnego transportu GAF Nomad do Południowej Afryki. Przewidywana jest możliwość budowy tych samolotów z licencji w Afryce Południowej.



## CZECHOSŁOWACJA

● Aerotechnik, zakład pomocniczy Svazarmu, w swych warsztatach w Morawskiej Trzebowie — mający za sobą wiroszybowiec A-70, motoszybowiec L-13SW Blanik i przeróbkę 22 samolotów Brigadyr na silnik PZL AI-14RA — opracowuje silnik lotniczy AT-714 wykorzystując elementy silnika od samochodu Tatra 813 oraz opracowuje nową wyciągarkę szybowcową, której produkcję ma ten zakład podjąć. Motoszybowiec L-13SW ma być produkowany od 1981 r., a silnik Mikron III do niego również Aerotechnik chce produkować.



## FINLANDIA

● Pierwszy seryjny egzemplarz samolotu szkolnego Valmet L-70 Vinka wykonał pierwszy lot na początku br. Fińskie lotnictwo wojskowe zamówiło 30 L-70.



## FRANCJA

● W 1979 r. francuski przemysł lotniczy wyprodukował 667 samolotów lekkich, w tym 144 Socata (Rallye i Tobago, z tego 46,5% na eksport), 400 samolotów Reims-Cessna (Cessna F150, 152, 172 i 182, 87,2% na eksport), 112 samolotów Robin (DR-400, R-1180, R-2100, R-2160 i R-2112, 45,5% na eksport) oraz 7 samolotów Mudry (CAP-10B i CAP-20LS200, 42,8% na eksport). Łącznie eksport wyniósł 470 samolotów (70,5% produkcji). Ponadto wyprodukowano 33 szybowce i motoszybowce. (GIFAS — 1272-2).

● Powstał projekt wstępny przedłużonego o dwie wręgi Aerobusu A300, oznaczony A300-600, co pozwoli na zwiększenie liczby pasażerów o 8÷12, polepszając ekonomikę użytkowania samolotu.

● Program rozwoju śmigłowca Aerospaiale Dauphin obejmuje jego dwusilnikowe wersje: cywilną SA 365 (2 silniki Arriel), zmodyfikowaną SA 365 N (2 silniki Arriel) z chowanym podwoziem, nowym kadłubem i pojemnością zbiorników paliwa powiększoną z 750 do 1100 l, cywilną eksportową SA 365 N (2 silniki Lycoming), patrolową dla USA SA 366 G (2 silniki Lycoming), uproszczoną patrolową SA 365 G (2 silniki Arriel) oraz wojskową lądową i morską. (GIFAS — 1272-2)

● Współpraca wytwórni francuskiej Das-

sault-Breguet i hiszpańskiej CASA. Breguet-Dassault uczestniczy w reklamie i sprzedaży samolotów lokalnego transportu CASA C-212 Aviocar, zaś CASA produkuje skrzydła do samolotu Falcon 10 i fragment kadłuba do Mirage F1. (GIFAS — 1272-2)

● Jednomiejscowy szybowiec laminatowy Issoire D-77 Iris o rozpiętości 13,5 m i doskonałości 33 jest już sprzedawany na eksport. Jego cena wynosi 56 540 franków (6500 funtów czyli 14 235 dol.) i jest niższa od ceny innych szybowców tej klasy. Szybowiec może być również dostarczany w postaci zestawu zespołów do montażu i wykończenia, a wówczas jego cena obniża się o 15%. Dostawy szybowców Iris rozpoczęły się w kwietniu br. (Flight 3693)



## FRN

● Wytwórnia Dornier, której prototyp Do-28 TurboSky był wyposażony w silniki Lycoming LTP101, dla seryjnej wersji tego samolotu wybrała silniki PT6A-110 o mocy ok. 300 kW.

● Samoloty Do Skyservant dla obniżenia poziomu hałasu otrzymają silniki tłokowe z turbosprężarką Lycoming IGS0-540.

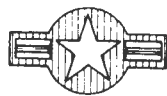
● W trakcie załatwiania jest oddzielenie się wytwórni VFW od holenderskiego Fokkera i połączenie się z lotniczą wytwórnią MBB (Messerschmitt-Bölkow-Blohm).

● Zachodniemiecka wytwórnia MBB i francuska Aerospaiale prowadzą wspólne prace nad projektem śmigłowca przeciwpancernego PAH-2. Przewidziano zastosowanie dwóch silników MTU-Turbomeca MTM 380 po 736 kW mocy. Masa śmigłowca w locie wynosi 4200 kg, a prędkość maksymalna 300 km/h. Przewiduje się zapotrzebowanie na 300 śmigłowców tego typu w każdym z obu krajów.



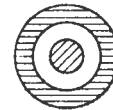
## SZWECJA

● Saab-Scania zaproponowała opracowanie nowego samolotu myśliwsko-szturmowego SK-2, który mógłby być następcą samolotów szturmowych Saab AJ-37 Viggen wychodzących z użycia w 1988 r. SK-2 ma mieć masę 7500 kg i dwa silniki po 2000 daN (prawdopodobnie J85 lub TFE-731), zaś prędkość 0,8 Ma. Cena samolotu bez uzbrojenia ma być rzędu 7 mln dol. Przewiduje się zapotrzebowanie na 160÷175 SK-2.



## USA

● Wytwórnia Enstrom Helicopter uzyskała kredyty i przyspiesza produkcję śmigłowców Enstrom F28, których w 1979 r. zbudowała 48 szt. oraz wznowiła prace nad śmigłowcem Enstrom 280 Hawk. Wytwórnia opracowuje odmianę turbinalową swego śmigłowca i odmówiła dostawy swych śmigłowców dla firmy Spifire Helicopters wykonującej takie przeróbki.

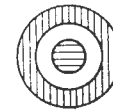


## WŁOCHY

● W sierpniu ub. roku włoskie lotnictwo wojskowe otrzymało pierwszy odrzutowy samolot szkolno-treningowy AerMacchi MB-339A z zamówionych 100 szt.

● Wytwórnia Breda-Nardi w ciągu ostatnich kilku lat zbudowała na amerykańskiej licencji 60 śmigłowców Hughes 300 C (20 na eksport do Francji, spodziewane zamówienie na 100 szt. od włoskiego lotnictwa wojskowego) oraz buduje 65 śmigłowców Hughes 500 D dla włoskiej straży granicznej. Wytwórnia zatrudnia 200 pracowników, a nowy zakład w środkowych Włoszech ma mieć 250 pracowników. Produkcja miesięczna wynosi 3÷4 śmigłowców.

● Do jesieni 1979 r. wytwórnia Aeritalia zbudowała 74 samoloty transportowe G-222, z czego 44 dla lotnictwa włoskiego i 28 na eksport.



## W. BRYTANIA

● W listopadzie 1979 r. Royal Navy otrzymała pierwszy z zamówionych 15 śmigłowców Westland Sea King Mk IV zabierających 27 komandosów. (SBAC-162)

● Od 1958 do końca 1979 r. wytwórnia Rolls-Royce sprzedała 2000 lotniczych silników turbinowych, głównie Avon i Olympus, do celów przemysłowych (elektrownie szczytowe, przepompownie) i morskich. (SBAC-162)

● Na podstawie przeprowadzonych prób RAF uznał, iż samolot Tornado Mk2 ADV jest jednym z najlepszych myśliwców przechwytyjących. (SBAC-162)



## ZSRR

● Biuro konstrukcyjne im. S. Iljuszyna opracowuje odmianę aerobusu Il-86 dalekiego zasięgu. Samolot ma mieć większą masę i większą powierzchnię nośną oraz silniki o większym ciągu. Zasięg ma wynosić 11 000 km.

● W tundrze w okolicy Irkucka odnaleziono samolot bombowy Archangielski SB-2 (ANT-40), który przymusowo lądował w 1939 r. Samolot znajduje się w dobrym stanie i nadaje się na eksponat muzealny.

● Aeroftot przewiduje, że w związku z Olimpiadą 1980 obsłuży 25 000 sportowców i gości oficjalnych, 175 000 turystów zagranicznych oraz 125 000 krajowych.

● Lotnictwo Indii po zapoznaniu się z samolotami DHC Buffalo, Aeritalia G-222, BAe-748 i An-32 wybrało samolot An-32 jako samolot transportowy. Indie potrzebują ok. 100 samolotów tego typu, w celu zastąpienia Dakot i innych starszych samolotów. Cena An-32 wynosi ok. 2 mln dol. i jest trzykrotnie niższa niż pozostałych samolotów. Indie przewidują również zakup śmigłowców Mi-8.



## Przemysł lotniczy na świecie — zatrudnienie

Kraj	Rodzaj wytwórni	Zatrudnienie	Kraj	Rodzaj wytwórni	Zatrudnienie	Kraj	Rodzaj wytwórni	Zatrudnienie
<b>EUROPA</b>			<b>Wielka Brytania</b>			<b>Cessna</b>		
<b>Belgia</b>			Bristol Aerojet	s	...	Emair	p	...
FN	s	1 850	British Aerospace	p	72 000	Enstrom	p	...
SABCA	p	1 700	Pilatus Britten-Norman	p	300	Fairchild Industries	p	...
SONACA	p	1 600	Rolls-Royce	s	58 570	Garrett-Airesearch	s	4 250
<b>Czechosłowacja</b>			Shorts	p	6 400	Gates Learjet	p	...
Aero-Vodochody	p	...	Westland	p	7 500	General Dynamics	p	...
Avia	s	...	Razem		210 000	General Electric	s	...
Let-Kunovice	p	...	<b>Włochy</b>			Grumman	p	...
Moravan (Zlin), Otrokovice	p	...	Aeritalia	p	~10 000	Gulfstream American	p	...
Motorlet	s	...	Aermacchi	p	1 700	Hughes	p	...
Razem		~29 000	Agusta	p	~5 600	Kaman	p	3 560
<b>Egipt</b>			Bredanardi	p	200	Lockheed	p	...
Helwan	p	...	Caproni Vizzola	p	30	McDonnell Douglas	p	78 028
<b>Finlandia</b>			EM	p	...	Mooney	p	...
Valmet	p	...	General Avia	p	...	Northrop	p	30 000
<b>Francja</b>			Partenavia	p	500	Piper	p	...
Aerospatiale	p	37 304	Piaggio	p	1 300	Pratt and Whitney	s	~33 000
Dassault-Breguet	p	18 560	Procaer	p	...	Rocketdyne	s	...
Issoire	p	40	Siai-Marchetti	p	2 500	Rockwell International	p	...
Mudry	p	...	Silvercraft	p	...	Sikorsky	p	10 000
Reims Aviation	p	492	SSVV	p	...	Teledyne — Continental	s	...
Robin	p	160	Razem		32 000	Razem		~1 000 000
Socata	p	860	<b>ZSRR</b>			<b>AZJA</b>		
SNECMA	s	~19 720	Antonow	p	...	<b>Chiny</b>		
Turbomeca	s	4 375	Iłjuszyn	p	...	Charbin, Czunking		...
Razem		105 000	Mikołaj	p	...	i Szenjan	p	...
<b>Grecja</b>			Kamow	p	...	<b>Filipiny</b>		
HAI	p	3 000	Mil	p	...	NAM		
<b>Hiszpania</b>			Tupolew	p	...	PAF		
AISA	p	140	Jakowlew	s	...	PATS/NSDB		
CASA	p	~7 900	Gluszenkow	s	...	<b>Indie</b>		
<b>Holandia</b>			Izotow	s	...	HAL		
Fokker-VFW	p	~1 450	Iwczenko	s	...	s, p		
<b>Polska</b>			Kuźniecowa	s	...	~40 000		
CNPSL PZL-Warszawa	p	...	Łotariew	s	...	<b>Indonezja</b>		
PZL-Kalisz	s	...	Sołowiew	s	...	Lapan		
PZL-Mielec	p	...	Tumański	s	...	s, p		
PZL-Rzeszów	s	...	<b>AMERYKA</b>			PT Nurtanio		
PZL-Swidnik	p	...	<b>Argentyna</b>			Razem		
Razem		96 000	Aero Boero	p	...	p		
<b>Portugalia</b>			Chincul	p	320	Izrael		
OGMA	p	3 000	Cicare	s, p	3 500	Bet-Shemesh		
<b>RFN</b>			FMA	p	...	IAI		
Dornier	p	7 100	RACA	p	...	s		
KHD	s	...	RRA	p	...	p		
Limbach	s	...	<b>Brazylia</b>			<b>Japonia</b>		
MBB	p	~20 400	Aerotec	p	110	Fuji		
MTU	s	11 000	CTA	p	...	s		
RFB	p	...	Embraer	p	4 300	IHI		
Sportavia	p	...	Helibras	p	...	s, p		
VFW-Fokker	p	17 500	Neiva	p	...	s, p		
Razem		~52 000	<b>Kanada</b>			Razem		
<b>Rumunia</b>			Canadair	p	5 000	Korea		
CIAR	p	...	Cox	p	...	Kal		
IRMA-Bukareszt	p	...	De Havilland Canada	p	...	p		
ICA-Brasov	p	...	Hawker Siddeley	p	~7 100	Turcja		
<b>Szwajcaria</b>			NWI	p	350	Turkish Air Force		
FFA	p	800	Orenda	s	...	Tusas		
Pilatus	p	700	PW-Canada	s	...	p		
Swiss Federal Aircraft Factory	p	600	<b>Meksyk</b>			<b>AFRYKA</b>		
<b>Szwecja</b>			AAMS	p	...	<b>Rep. Płd. Afryki</b>		
Flygmotor	s	...	Anahuac	p	...	Atlas		
SAAB-Scania	p	~5 000	<b>USA</b>			s, p		
<b>Wielka Brytania</b>			Aerojet	s	...	CSIR		
<b>Belgia</b>			Allison	s	...	National Dynamics		
<b>FN</b>			Avco Lycoming	s	...	<b>AUSTRALIA I OCEANIA</b>		
<b>SABCA</b>			Ayres	p	...	<b>Australia</b>		
<b>SONACA</b>			Beechcraft	p	...	CAC		
<b>Czechosłowacja</b>			Bell	p	9 000	s, p		
<b>Aero-Vodochody</b>			Bellanca	p	...	p		
<b>Avia</b>			Boeing	p	...	~1 800		
<b>Let-Kunovice</b>			Brantly-Hynes	p	...	2 500		
<b>Moravan (Zlin), Otrokovice</b>			<b>Chiny</b>			<b>Nowa Zelandia</b>		
<b>Motorlet</b>			<b>Indonezja</b>			Aerospace		
<b>Razem</b>			<b>Indonezja</b>			p		
<b>Egipt</b>			<b>Indonezja</b>			300		
<b>Helwan</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Finlandia</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Valmet</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Francja</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Aerospatiale</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Dassault-Breguet</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Issoire</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Mudry</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Reims Aviation</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Robin</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Socata</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>SNECMA</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Turbomeca</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Razem</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Grecja</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>HAI</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Hiszpania</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>AISA</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>CASA</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Holandia</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Fokker-VFW</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Polska</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>CNPSL PZL-Warszawa</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>PZL-Kalisz</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>PZL-Mielec</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>PZL-Rzeszów</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>PZL-Swidnik</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Razem</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Portugalia</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>OGMA</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>RFN</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Dornier</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>KHD</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Limbach</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>MBB</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>MTU</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>RFB</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Sportavia</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>VFW-Fokker</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Razem</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Rumunia</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>CIAR</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>IRMA-Bukareszt</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>ICA-Brasov</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Szwajcaria</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>FFA</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Pilatus</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Swiss Federal Aircraft Factory</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Szwecja</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>Flygmotor</b>			<b>Indonezja</b>					
<b>SAAB-Scania</b>			<b>Indonezja</b>					

Objaśnienia: p — płatowce, s — silniki

M.M.



# Koncepcja rozwoju i zastosowania bojowych wersji odrzutowych samolotów szkolno-treningowych i szkolno-bojowych

Dr inż. EDMUND CICHOSZ

W poprzednich publikacjach (TLiA nr 1 i 2/80) przedstawiono m.in. wybrane dane statystyczne dla samolotów szkolno-treningowych, treningowych i szkolno-bojowych oblatanych w latach 1946÷1979. Określony typ samolotu zaliczono do omawianej grupy w oparciu o analizę typowego procesu (schematu) szkolenia lotniczego realizowanego w lotnictwie wojskowym, a w konsekwencji zgodnie z przyjętą obecnie klasyfikacją samolotów szkolnych.

Współcześnie samoloty szkolne zwykle dzieli się na 5 zasadniczych grup:

— samoloty szkolne i szkolno-treningowe o napędzie śmigłowym, przeznaczone zwłaszcza do szkolenia wstępnego, którego celem jest selekcja kandydatów mających odpowiednie predyspozycje do pracy w zawodzie pilota w lotnictwie odrzutowym lub śmigłowym lub wczesne ujawnienie braku predyspozycji. Ta grupa samolotów wyposażona jest w silniki tłokowe, niekiedy turbinowe silniki śmigłowe,

— samoloty szkolno-treningowe lub treningowe (a ostatnio również szkolno-bojowe) o napędzie odrzutowym, rozwijane jako specjalistyczne konstrukcje przeznaczone do podstawowego szkolenia i treningu pilotów samolotów odrzutowych,

— samoloty treningowe o napędzie odrzutowym, będące zwykle modyfikacjami starszych wersji przydźwiękowych samolotów bojowych jednomiejscowych lub specjalnie opracowywanymi konstrukcjami naddźwiękowymi, przeznaczone do zaawansowanego szkolenia i treningu pilotów samolotów naddźwiękowych,

— dwumiejscowe wersje szkolne samolotów bojowych, przeznaczone do szkolenia w technice pilotażu i zastosowaniu bojowym (użytkowaniu) na określonym typie samolotu,

— specjalne samoloty treningowe przeznaczone do szkolenia i treningu w nawigacji, pilotażu w wybranych fazach lotu, użytkowaniu systemów samolotu itp.

W poprzednich publikacjach poddano analizie jedynie samoloty zaliczone do drugiej grupy. Dlatego też badaniami statystycznymi objęto (poza konstrukcjami zestawionymi w tabl. 1 — TLiA 1/80) również samoloty treningowe jednomiejscowe poddźwiękowe (np. Miles M.77 Sparrowjet) i dwumiejscowy naddźwiękowy Northrop T-38 Talon oraz doświadczalne przeznaczone do szkolenia (np. Sud-Ouest S.O. 6000 Triton — pierwszy samolot szkolny z napędem odrzutowym oblatany 11.11.1946 r.). Natomiast nie objęto badaniami innych odrzutowych samolotów szkolnych zaliczonych do grupy 3, 4 lub 5. Dotyczy to m.in.

— w grupie trzeciej: samolotów Gnat Trainer i G.91T, będących dwumiejscowymi wersjami jednomiejscowych przydźwiękowych samolotów bojowych lub samolotu naddźwiękowego T-2 (tabl. 1) oraz jednomiejscowego Mystere IV (rys. 1); z grupy tej wyłączono samolot naddźwiękowy T-38 jako konstrukcję budowaną wyłącznie na potrzeby szkolenia,

— w grupie czwartej: dwumiejscowych wersji praktycznie wszystkich typów samolotów bojowych budowanych zarówno w małych, jak i dużych seriach (np. dwumiejscowej wersji samolotu F-104 Starfighter zbudowano 352 szt. przy całkowitej produkcji wszystkich wersji 2615 szt., samolot F-5B i F-5F, samolot Jaguar B i E i in.).

— w grupie piątej: pojedynczych egzemplarzy samolotów komunikacyjnych przystosowanych do szkolenia i treningu w użytkowaniu systemów pokładowych równocześnie większej liczby personelu latającego (np. dyspozycyjne HS.125 T.Mk 1 Dominie i Falcon ST, pasażerski Boeing 737-200 oznaczony jako T-43A) oraz samolotów przystosowanych do treningu wysokościowego (np. NF-104A), treningu kosmonautów w stanie nieważkości (F-104N) lub treningu podchodzenia do lądowania i wykonywania lądowania kosmonautu (wahadłowca kosmicznego) Space Shuttle (odpowiednio wyposażony i zmodyfikowany aerodynamicznie samolot dyspozycyjny Gulfstream II znany jako STA-Shuttle Training Aircraft) itp.

Porównywanie danych technicznych, a zwłaszcza właściwości w locie i cech użytkowych różnych typów samolotów, jest zadaniem bardzo skomplikowanym i obszernym. Właściwej oceny różnych samolotów można więc dokonać jedynie w oparciu o wyniki badań porównawczych wykonywanych w tym samym czasie i miejscu i przez tę samą grupę ludzi itp. Metoda ta stosowana jest zwykle w konkursach mających na celu wybranie do produkcji seryjnej jednego spośród kilku różnych typów samolotów. Ponieważ w ogólnym przypadku stosowanie tej metody jest niemożliwe (różnice w czasie opracowywania prototypu, względy ekono-

## WIELKA BRYTANIA

30	120	85	70	70
①	JET PROVOST	GNAT T	HUNTER	PHANTOM

15	160	130		
②	JET PROVOST	HAWK		

## FRANCJA

150	100	150	100
FOUGA MAGISTER	T-33	MYSTERE IV	MIRAGE

150	130	100
FOUGA MAGISTER	ALPHA-JET	MIRAGE

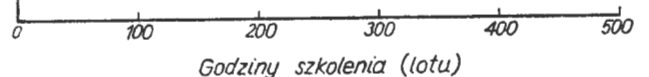
70	90	75
TB-30	FOUGA 90	ALPHA-JET

## REPUBLIKA FEDERALNA NIEMIEC

25	132	130	125
③	T-37	T-38	TF-104; F-4

60	150	150	25
AWI-2	ALPHA	JET	④

1-Chipmunk; 2-Bulldog; 3-P-149; 4-Tornado; F-4



Rys. 1. Aktualne i przewidywane schematy szkolenia w lotnictwie wojskowym W. Brytanii, Francji i RFN

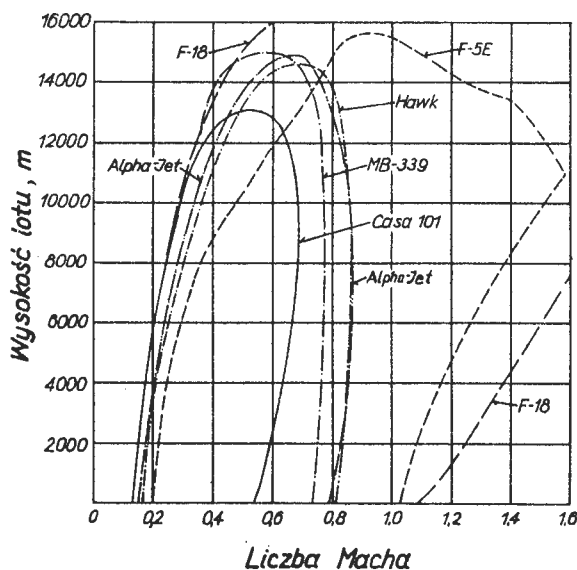
miczne, a zwłaszcza polityczne), w praktyce stosuje się dwie inne metody.

Pierwsza metoda polega na porównywaniu danych technicznych obliczonych (odtworzonych dla wszystkich porównywanych samolotów) za pomocą jednej metody i jednocześnie przyjęciu tych samych lub podobnych założeń, wskaźników względnych itp., a także na uwzględnieniu możliwości zastosowania określonego zespołu napędowego, wyposażenia i uzbrojenia, a nawet problemów materiałowo-technologicznych i in. Ze względu na niejawność (lub świadome zniekształcenie) wielu danych umożliwiających wykonanie poprawnych obliczeń oraz konieczność niemal całkowitego odtworzenia projektu wstępnego na podstawie niewielu informacji, metoda ta stosowana jest tylko w wyspecjalizowanych biurach konstrukcyjnych o odpowiednim doświadczeniu, dysponujących własnymi i zweryfikowanymi materiałami statystycznymi oraz sprawdzonymi, oprogramowanymi na elektroniczne maszyny cyfrowe i analogowe metodami obliczeniowymi.

W niniejszych opracowaniach wykorzystano metodę porównywania jedynie publikowanych danych technicznych, które można uznać za zgodne lub prawie zgodne ze stanem faktycznym oraz danych, zwłaszcza geometrycznych i względnych, które można obliczyć z dobrym przybliżeniem. Dla zwiększenia prawdopodobieństwa poprawności analizy przyjęto zasadę eliminowania danych znacznie różniących się od przeciętnych. Temu samemu celowi służyło przyjęcie założenia, że porównywane mogą być jedynie dane pochodzące z jednego źródła, które można w przybliżeniu traktować jako obarczone błędem o tym samym rzędzie wielkości. Za podstawowe źródło informacji przyjęto roczniki *Jane's All the World's Aircraft*. W poprzednich publikacjach zamieszczono dane zaczerpnięte z rocznika 1978÷1979 i starszych (jako zasadę przyjęto korzystanie z rocznika, w którym publikowane są dane konkretnego typu samolotu lub wybranej wersji po raz ostatni), a w niniejszej z rocznika 1979÷1980.

Z opublikowanych danych wynika, że z grupy 42 typów samolotów szkolno-treningowych, treningowych i szkolno-bojowych do produkcji seryjnej skierowano 23 typy, przy czym aktualnie w produkcji znajduje się 6 typów samolotów oraz przewiduje się produkcję samolotu Fouga 90.

Łącznie w latach 1950÷1977 wyprodukowano ponad 17 000 samolotów (17 typów, których produkcję już zakończono) w wersji szkolnej oraz ponad 1000 samolotów w wersji bojowej. Aktualne plany produkcyjne przewidują bu-



Rys. 2. Porównanie biegunowych samolotów szkolno-bojowych oraz naddźwiękowych samolotów wielozadaniowych Northrop F-5E Tiger II i McDonnell Douglas F-18 Hornet

dowę około 2000 samolotów II generacji. Według niektórych opracowań zapotrzebowanie na tego rodzaju konstrukcje w ciągu najbliższych 20 lat wzrośnie o dalsze 3000÷4500 samolotów ze względu na konieczność wycofania z eksploatacji wielu typów samolotów użytkowanych obecnie w okresie 25÷30 lat.

Prognozę tę uzasadnia w pewnym stopniu liczba aktualnie eksploatowanych samolotów tej klasy na świecie. Typy

TABLICA 1. Wersje bojowe odrzutowych samolotów szkolno-treningowych i szkolno-bojowych oraz wersje szkolne i treningowo-bojowe samolotów bojowych

Wytwórnia, typ, nazwa samolotu	Oznaczenie wersji wyżsiojowej	Przeznaczenie wersji wyżsiojowej	Państwo	Zaloga	Miejsca w tandem	Data				Liczba i rodzaj silników
						oblotu prototypu samolotu szkolnego (bojowego)	oblotu wersji pochodnej	zakończenia prod. wersji pochodnej	Produkcja wersji pochodnej, szt.	
<b>Wersje bojowe samolotów szkolno-treningowych i szkolno-bojowych</b>										
Aerospatiale Fouga CM-170-2 Super Magister	CM-170	ST	Francja	2	+	23.07.52	28.08.62			2TJ
BAC 167 Strikemaster	Jet Provost	ST	W. Brytania	2	-	26.06.54	26.10.67	1978	146	1TJ
Cessna A-37 A/B	T-37	ST	USA	2	-	12.10.54	22.10.63	1977	616	2TJ
Hispano Aviation HA-220 Super Saeta	HA-200	ST	Hiszpania	1		12.08.55	1970		25	2TJ
American Jet/PAF T-610 Super Pinto/Cali	TT-1	ST	USA/Filipiny	2	+	26.03.56	28.06.68			1TJ
Aermacchi MB. 326 K	MB. 326	ST	Włochy	1		10.12.57	22.08.70			37 1TJ
Embraer AT-26 Xavante	MB. 326	ST	Brazylia	2	+		3.09.71		146*	1TJ
North American T-2C...E Buckeye	T-2	ST	USA	2	+	31.01.58	10.12.68	1977	291	2TJ
Canadair CL-41G Tutor	CL-41	ST	Kanada	2	-	13.01.60	06.64	1967	35	1TJ
PZL-Mielec TS-11 Iskra 200 BR	TS-11	ST	Polska	1		5.02.60	22.06.72			p 1TJ
Soko J-1 Jastreb	G-2 Galeb	ST	Jugosławia	1		05.61	1966		ms	1TJ
SAAB Saab 105 G	SK-60	ST	Szwecja	2	-	29.06.63	26.05.72		56	2TD
HAL HJT-16 Kiran Mk II	HJT-16	ST	Indie	2	-	4.09.64	30.07.76			p 1TJ
Aero L-39 Z Albatros	L-39	ST	CSRS	1		4.11.68	1979?		s	1TD
Dassault/Dornier Alpha-Jet A	Alpha-Jet	SB	Francja/RFN	2	+	26.10.73	12.04.78		150*	2TD
BAc. HS 1182 Hawk Mk 2	HS 1182	SB	W. Brytania	1	+	21.08.74				1TD
Aermacchi MB. 339	MB. 339	SB	Włochy	1		12.08.76				1TJ
Casa C-101 Aviojet	C-101	SB	Hiszpania			27.06.77				1TD
Aerospatiale Fouga 90	Fouga 90	ST	Francja			20.08.78				2TD
<b>Wersje szkolne i szkolno-bojowe samolotów bojowych</b>										
Gloster Meteor T.Mk7	G.41	MP	W. Brytania	2	+	5.03.43	19.03.48	1951	619	2TJ
De Havilland D.H.115 Vampire Trainer	D.H.100	MW	W. Brytania	2	+	26.09.43	15.11.50	1958	914	1TJ
Lockheed T-33 T-Bird	F-80	MP	USA	2	+	8.01.44	22.03.48	1959	6557	1TJ
Lockheed T-1A SeaStar	F-80	MP	USA	2	+	8.01.44	15.12.53	1958	851	1TJ
Grumman TF-9J Cougar	F-9	MLP	USA	2	+	20.09.51	4.04.56	1960	399	1TJ
McDonnell Douglas TF-4F...S	A-4 Skyhawk	MB	USA	2	+	22.06.54	30.06.65	1979	555	1TJ
Hawker Gnat T.Mk1	Fo. 141 Gnat	MP	W. Brytania	2	+	18.07.55	31.08.59	1964	105	1TJ
FIAT G.91T1/3	G.91	MB	Włochy	2	+	9.08.56	31.05.60	1966	144	1TJ
Northrop F-5B	F-5	MW	USA	2	+	30.07.59	24.02.64		134	2TJ
Northrop F-5F Tiger II	F-5E	MW	USA	2	+	11.08.72	25.09.74		118*	2TJ
SEPECAT Jaguar B/E	Jaguar	MB	Francja/W. Brytania	2	+	8.09.68	8.09.68	1977	77	2TD
Mitsubishi T-2A	T-2/F-1	MB	Japonia	2	+	20.07.71	20.07.71	1979	40	2TD
Soko/CIAR Orao/IAR-93	Orao	MB	Jugosławia/Rumunia	2	+	08.74	1979			2TJ
HAL Ajeet-Trainer	Ajeet	MB	Indie	2	+	5.04.75	1980			1TJ

Przyjęte oznaczenia: MB — myśliwsko-bombowy, MLP — myśliwski lotnictwa pokładowego, MP — myśliwski przechwytyjący, MW — myśliwski wielozadaniowy, SB — szkolno-bojowy, ST — szkolno-treningowy, TD — turbiniowy silnik dwuprzepływowy, TJ — turbiniowy silnik jednoprzepływowy, ms — produkowany w małej serii, p — wykonano tylko prototyp (kilka prototypów), s — produkowany seryjnie, \* — produkcja planowana.



samolotów, które będą podlegały stopniowemu wycofywaniu, przedstawiono w tabl. 2. W zestawieniu tym nie uwzględniono samolotów Delfin, Iskra i Galeb, które zostały wyprodukowane w znacznej liczbie i również będą zastępowane konstrukcjami nowymi.

### Zakres zastosowania bojowego

Program szkolenia pilotów samolotów wojskowych obejmuje także naukę strzelania i bombardowania oraz trening w wykonywaniu określonych zadań bojowych z wykorzystaniem różnorodnego uzbrojenia i wyposażenia, w tym również do rozpoznania fotograficznego. Dlatego też wszystkie samoloty szkolno-treningowe wyposażone są w karabiny maszynowe (kal. 7,5 mm, 7,62 mm lub 12,7 mm), niekiedy nawet w działka (kal. 20 mm lub 23 mm) oraz są przysto-

TABLICA 2. Liczba samolotów szkolno-treningowych w wersji szkolnej i bojowej eksploatowanych w krajach zachodnich wg stanu na dzień 1.01.1979 r.

Typ samolotu	Liczba samolotów w wersji		Liczba państw eksploatujących ten samolot
	szkolnej	bojowej	
T-33	566	52	30
Vampire Trainer	68	0	7
Magister	576	111	14
Jet Provost/Strikemaster	296	110	9
T-37/A-37	1174	237	16
HA-200/220	130	65	2
MB.326	605	178	12
T-2A/C	279	44	4
T-38	838	0	3
CL-41	105	10	2
Saab 105	174	56	2
Kiran Mk1	85	0	1

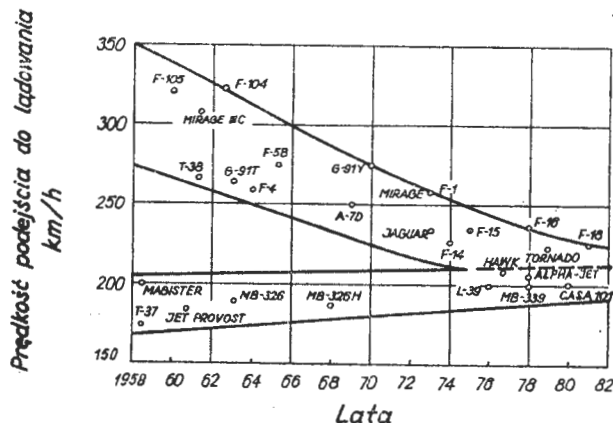
sowane do przenoszenia bomb ćwiczebnych lub pocisków rakietowych na 2÷4 podwieszeniach zewnętrznych o udźwigu całkowitym 200÷400 kg. Stosunkowo dobre osiągi odrzutowych samolotów szkolno-treningowych, a także możliwości zwiększenia ich udźwigu spowodowały już na początku lat sześćdziesiątych rozpoczęcie prac nad wersjami przystosowanymi w szerszym zakresie do wykonywania zadań bojowych. Powstały w ten sposób początkowo wersje bojowe wielu samolotów szkolno-treningowych o różnorodnym uzbrojeniu strzeleckim oraz znacznym udźwigu bomb i pocisków rakietowych (tabl. 3), a następnie rozpoczęto opracowywanie samolotów szkolno-bojowych.

Nowe samoloty bojowe charakteryzuje wprowadzenie mniejszy udźwig, słabsze osiągi i mniej bogate wyposażenie elektroniczne w porównaniu ze współczesnymi samolotami nadźwiękowymi, lecz są znacznie prostsze w konstrukcji i użytkowaniu, a więc tańsze w zakupie i eksploatacji. Ponieważ w praktyce działań wojennych o charakterze lokalnym okazało się, że uzbrojenie i maksymalna prędkość lotu

są wystarczające zwłaszcza do działań z małych wysokości (100÷300 m) przeciw celom naziemnym, poza analizą niektórych problemów technicznych i organizacyjnych (szkoleniowych) towarzyszących współcześnie opracowywanym lub badanym (a nawet już produkowanym — ze względu na zakres przyszłych modyfikacji) odrzutowym samolotom szkolno-treningowym i szkolno-bojowym II generacji dużo uwagi poświęca się zasadom i zakresowi ich zastosowania bojowego, tzn. także ustaleniu odpowiednich wymagań taktyczno-technicznych.

Obecna koncepcja zastosowania bojowego oparta jest zwłaszcza na doświadczeniach nabytych podczas eksploatacji samolotu A-37 w czasie działań wojennych w Wietnamie. Praktycznie stwierdzono wówczas przydatność tego rodzaju konstrukcji do wykonywania następujących zadań:

- bezpośredniego wsparcia wojsk w czasie działań bojowych,
  - osłony desantu sił lądowych przetrzucanych przez śmigłowce w określone rejon koncentracji wojsk przeciwnika,
  - zwalczania transportu kołowego ze sprzętem wojskowym,
  - prowadzenia rozpoznania lotniczego,
  - wykonywania zadań powietrznego stanowiska dowodzenia w zakresie wykrywania celów i naprowadzania na nie samolotów lotnictwa taktycznego,
  - prowadzenia działań nekających w nocy, zwłaszcza dla dezorganizacji transportu i dyslokacji wojsk przeciwnika.
- Uzyskane doświadczenia pozwalają stwierdzić m.in., że wersje bojowe samolotów szkolno-treningowych:
- odznaczają się krótkim czasem przejścia z naziemnej gotowości bojowej do wykonania zadania bojowego,
  - charakteryzują się dużą dokładnością atakowania celów naziemnych za pomocą środków konwencjonalnych z lotu nurkowego po wykonaniu manewru „górką”,
  - dysponując dużą zwrotnością umożliwiają dokonanie szybkiej zmiany wysokości i kierunku lotu w czasie manewru obronnego,



Rys. 3. Zmiana prędkości podejścia do lądowania samolotów nadźwiękowych oraz szkolno-treningowych i szkolno-bojowych w funkcji lat oblotu

TABLICA 3. Uzbrojenie oraz rozkład mas na zamkach podwieszonych zewnętrznych wersji bojowych samolotów szkolno-treningowych i szkolno-bojowych

Typ samolotu	Uzbrojenie strzeleckie	Maks. udźwig uzbrojenia, kg	Liczba podwieszonych pod kadłubem		Liczba podwieszonych pod skrzydłami		Dopuszczalny rozkład mas na zamkach zewnętrznych			
			0	8	0	8	1	2	3	4
BAC-167	2 k.m. 7,62 mm (2×550 szt. naboji)	1360	0	8	218 <sup>a)</sup>	...	...	250	250	—
A-37B	1 k.m. 7,62 mm	2580	0	8	360 <sup>a)</sup>	227	272	394	394	—
MB.326 K	2 dz. 30 mm (2×125 szt.)	1814	0	6	305 <sup>a)</sup>	—	340	454	454	—
Jastreb	3 k.m. 12,7 mm (3×135 szt.)	ok. 1000	0	8	220 <sup>a)</sup>	150	150	250	250	—
Saab 105 G	2×1 dz. 30 mm <sup>1)</sup>	2350	0	6	—	—	226	450	450	—
L-39 Z	1 dz. 23 mm (150 szt.) <sup>2)</sup>	1100	1	4	100 <sup>a)</sup>	—	350	—	500	...
Alpha-Jet A	1 dz. 30(27) mm (150 szt.) <sup>1)</sup>	2250	1	4	—	—	235	—	665	...
Hawk Mk2	1 dz. 30 mm <sup>3)</sup> (100 szt.)	2567 <sup>a)</sup>	1	4	—	—	454	—	454	...
MB.339	2×1 dz. 30 mm (120 szt.)	1815	0	6	316 <sup>a)</sup>	—	340	454	454	—
Aviojet	lub 2×1 k.m. 12,7 mm (350 szt.) <sup>1)</sup>	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Fouga 90	1 dz. 30 mm lub 2 k.m. 12,7 mm <sup>1)</sup>	ok. 1500	1	6	—	—	250	375	500	...
	2×1 dz. 30 mm <sup>1)</sup>	800	0	4	—	—	150	—	250	—

<sup>1)</sup> w zasobniku na podwieszeniu zewnętrznym; <sup>2)</sup> paliwo w dm<sup>3</sup>; <sup>3)</sup> paliwo w kg; <sup>4)</sup> demonstrowano również wariant o udźwigu 3084 kg (w wersji treningowej typowy udźwig wynosi 680 kg)

— ze względu na dość prostą konstrukcję i stosunkowo małą masę startową mogą być eksploatowane na lotniskach doraźnie przygotowanych, rozmieszczonych w pobliżu linii styczności bojowej wojsk,

— są skuteczne tylko w warunkach dobrej informacji o rozmieszczeniu środków ogniowych obrony przeciwnika, a zwłaszcza gdy używająca je strona ma zapewnione panowanie w powietrzu, a naziemna obrona przeciwnika jest bardzo słaba.

Wersjom bojowym samolotów szkolno-treningowych przypisuje się więc wiele zalet i praktycznie tylko jedną wadę. Wada ta decyduje jednak zarówno o rzeczywistej wartości bojowej samolotu, jak też o terenie i warunkach zastosowania. Dlatego niemal we wszystkich nowo opracowywanych konstrukcjach przyjęto założenie, że o powodzeniu wersji bojowych zdecydować głównie ich stosunkowo niska cena sprzedaży i prosta konstrukcja zapewniająca niskie

łożenia zgodnych z przewidywanymi schematami szkolenia pilotów samolotów wojskowych w poszczególnych krajach. Jak wynika z danych przedstawionych na rys. 1, np. w W. Brytanii, Francji i RFN nowo opracowanym samolotom Alpha-Jet i Hawk w wersji szkolnej postawiono różne zadania, ale we wszystkich przypadkach założono, że zastąpią one dwa typy samolotów starszych. Konieczna więc była budowa samolotów o dużej prędkości maksymalnej, bogatym wyposażeniu pilotażowo-nawigacyjnym i uzbrojeniu. Dodatkową charakterystyczną cechą samolotu Alpha-Jet było założenie już na etapie projektu wstępnego, że wersja szkolna i bojowa będą budowane równolegle (w pozostałych 5 typach samolotów II generacji realizację założenia budowy wersji bojowej odłożono na czas późniejszy), co zaważyło nie tylko na charakterystykach samolotu, ale także na rozpoczęciu produkcji o odpowiedniej wielkości.

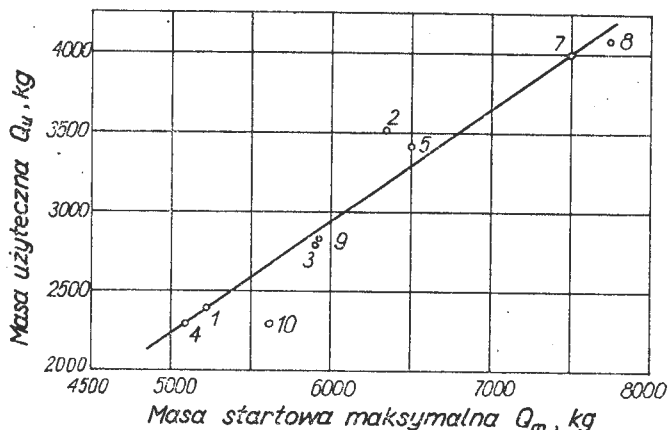
Z powyższego widać, że koncepcję samolotu szkolno-bojowego aktualnie można ocenić jedynie w oparciu o zrealizowane założenia projektowe samolotu Alpha-Jet oraz o przesłanki, jakimi się kierowano przy opracowywaniu innych samolotów. Do najbardziej charakterystycznych cech koncepcji nowych samolotów należy zaliczyć:

- znaczne zróżnicowanie właściwości w locie oraz udźwigu uzbrojenia, a zwłaszcza promienia działania i zasięgu zależnie od rodzaju zastosowanego zespołu napędowego oraz przyjętej maksymalnej masy startowej. Skrajne właściwości Alpha-Jet oraz Fouga 90 (tabl. 3, 6 i 7) wynikają z przyjęcia odpowiednio:

- przez RFN założenia, że Alpha-Jet, poza wypełnianiem funkcji samolotu do podstawowego i zaawansowanego szkolenia (jak w wersji dla Francji), będzie następcą samolotu myśliwsko-bombowego G.91 (w tym również w wersji rozpoznawczej) i wobec tego musi mieć większy udźwig, większy taktyczny promień działania, krótszy start i lądowanie oraz większą zwrotność ze względu na realizację zadań przy wzrokowej kontroli celu. Z opublikowanych danych Alpha-Jet A wynika, że cel ten osiągnięto, bowiem przy dwukrotnie większym udźwigu nowy samolot ma jednocześnie dwukrotnie większy zasięg;

- przez Francję założenia, że Fouga 90 będzie następcą samolotu Magister do podstawowego szkolenia. Dlatego za najważniejsze uznano nie eksponowanie charakterystyk w locie, ale konieczność maksymalnego obniżenia kosztów wyszkolenia pilota wojskowego. Z opublikowanych danych wynika, że zastosowanie silników dwuprzepływowych o bardzo dużym stosunku natężeń przepływu, nowego wyposażenia oraz znaczne uproszczenie konstrukcji pozwoli na obniżenie kosztów szkolenia podstawowego i zaawansowanego (bez szkolenia operacyjnego) aż o 50%; wynika to również ze skrócenia czasu szkolenia na tym typie samolotu na korzyść szkolenia na samolocie śmigłowym (rys. 1).

- Niewielki, ale systematyczny wzrost prędkości podejścia do lądowania, co przy jednoczesnym zmniejszeniu tej



Rys. 4. Zależność masy użytecznej (masy załogi, paliwa i uzbrojenia) w funkcji masy startowej maksymalnej: 1 — BAC-167; 2 — A-37B; 3 — MB.326K; 4 — Jastreb; 5 — Saab 105G; 7 — Alpha-Jet A; 8 — Hawk Mk2; 9 — MB.339; 10 — Aviojet

koszty eksploatacyjne, a zwłaszcza potrzeby sprzętowe państw pozaeuropejskich, w których podstawowym zadaniem lotnictwa są lub będą działania o charakterze lokalnym, przeciwpartyzanckim.

### Koncepcja samolotu szkolno-bojowego

Przyczyny rozwoju oraz wzrost zapotrzebowania na samoloty szkolno-treningowe II generacji omówiono w TLiA nr 1/1980. Za charakterystyczną cechą tego rozwoju należy przyjąć nie tylko budowę nowych konstrukcji zgodnie z zasadami systemu broni, lecz przede wszystkim przyjęcie za-

TABLICA 4. Dopuszczalna w eksploatacji wartość przeciążenia normalnego dodatniego i ujemnego

Wariant obciążenia	L-39	Alpha-Jet	Hawk	MB-339	C-101	Fouga 90
Konfiguracja gładka, masa startowa normalna	+8,0/-4,0	+12,0/-6,4*	+6,0/-4,0	+8,0/-4,0	+7,5/-3,9	+7,0/-3,0
Uzbrojenie o masie 1360 kg, 60% wypełnienia wewnętrznych zbiorników paliwa	—	—	+6,0/-4,0	—	—	—
Podwieszenia zewnętrzne, masa startowa maksymalna	—	—	—	+5,5/-2,0	+5,5/-2,4	—
Podwieszenia zewnętrzne o masie 400 kg	+7,0/-3,5	—	—	—	—	—

\*) Przeciążenie obliczeniowe

TABLICA 5. Wartości obciążenia normalnego w funkcji parametrów lotu dla konfiguracji gładkiej i 50% wypełnienia wewnętrznych zbiorników paliwa

Samolot	H = 0 m		H = 6100 m		H = 10670 m	
	$n_z$	Ma	$n_z$	Ma	$n_z$	Ma
Alpha-Jet	6,1	0,81	3,55	0,82	2,00	0,83
Hawk	5,6	0,77	3,40	0,83	1,95	0,83
MB-339	6,3	0,72	3,90	0,76	2,45	0,76

TABLICA 6. Parametry masowe i względne wersji bojowych wybranych typów samolotów szkolno-treningowych i szkolno-bojowych

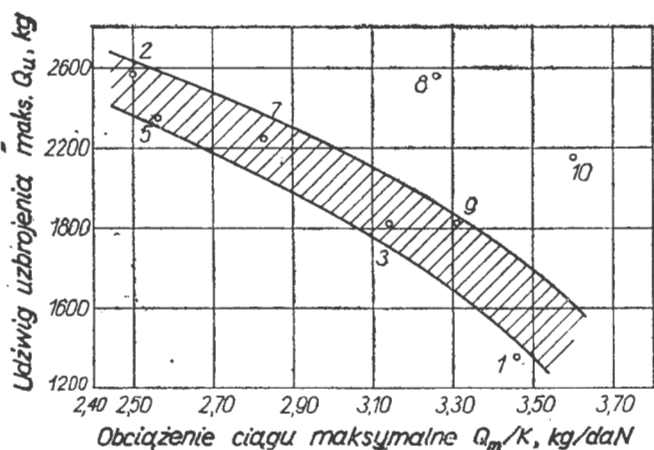
Parametr	BAC-167	A-37 B	MB.326 K	Jastreb	Saab 105 G	L-39 Z	Alpha-Jet	Hawk	MB.339	Aviojet	Fouga 90
Pojemność wewn. instalacji paliwa $Q_p$ , dm <sup>3</sup>	1663*)	1920*)	1660*)	ok. 1000	2000	1255*)	1900	1705	1413*)	2370	1220
Pojemność podwieszanych zbiorników paliwa $Q_{pp}$ , dm <sup>3</sup>	2 × 332	4 × 378	2 × 340	2 × ok. 280	2 × 400	2 × 350	2 × 310	2 × 455	2 × 325	—	—
Masa startowa normalna $Q_n$ , kg	4219	...	5111	...	4860	4570	6100	5572	4822	...	3800
Masa startowa maks. $Q_m$ , kg	5215	6350	5897	5100	6500	5270	7500	7755	5897	5600	4200
Masa użyteczna (załoga, paliwo, uzbrojenie) $Q_u$ , kg	2405	3533	± 774	2280	3435	1940	4000	4108	2772	2300	1550
Maksymalny udźwig uzbrojenia $Q_{uz}$ , kg	1360	2580	1814	ok. 1000	2350	1100	2250	2567	1815	ok. 1400	800
$Q_p/Q_n$ , dm <sup>3</sup> /kg	0,39	...	0,32	...	0,41	0,27	0,31	0,31	0,29	...	0,32
$(Q_p + Q_{pp})/Q_m$ , dm <sup>3</sup> /kg	0,45	0,54	0,40	0,31	0,43	0,37	0,34	0,34	0,35	0,42	0,29
$Q_u/Q_m$ , kg/kg	0,46	0,57	0,47	0,45	0,53	0,39	0,53	0,53	0,47	0,41	0,37
$Q_{uz}/Q_m$ , kg/kg	0,26	0,41	0,31	0,20	0,36	0,21	0,30	0,33	0,31	ok. 0,27	0,19

\*) łącznie ze zbiornikami na końcach skrzydeł



TABLICA 7. Zależność promienia działania, zasięgu i długotrwałości lotu od konfiguracji podwieszonych zewnętrznych

Typ samolotu, konfiguracja	Promień działania, km	Zasięg, km	Długotrwałość lotu
<b>BAC 167 Strikemaster</b>			
— zbiorniki paliwa na końcach skrzydeł po 218 dm <sup>3</sup> i 2×332 dm <sup>3</sup> pod skrzydłami	—	2224	5 h
— podwieszona zewnętrzna z uzbrojeniem, masa startowa 4558 kg	—	1992	—
— uzbrojenie o masie 1360 kg, 5 min atak, 10% rezerwa, profil lotu wysoko-nisko-wysoko	397	—	—
— jw., lecz uzbrojenie o masie 454 kg	925	—	—
— uzbrojenie o masie 1360 kg, 5 min atak, 10% rezerwa, profil lotu nisko-nisko-nisko	233	—	—
— jw., lecz uzbrojenie o masie 454 kg	444	—	—
— wyposażenie rozpoznawcze	555	—	—
<b>Cessna A-37 B</b>			
— 4 podwieszane zbiorniki paliwa po 378 dm <sup>3</sup> , H = 7620 m	—	1682	—
— masa startowa maks., uzbrojenie o masie 1860 kg na 8 podwieszaniach zewnętrznych	—	740	—
<b>Aermacchi MB. 326K</b>			
— paliwo w zbiornikach wewn., masa startowa 5443 kg, masa uzbrojenia 1280 kg, profil lotu nisko-nisko-nisko	268	—	—
— jw., lecz zwiększona masa uzbrojenia (kosztem paliwa) do 1814 kg	130	—	—
— wersja rozpoznania wzrokowego z 2 zbiornikami paliwa	740	—	—
— wersja rozpoznania fotograficznego z 2 zbiornikami paliwa, profil lotu wysoko-nisko-wysoko	1036	—	—
— maksymalna ilość paliwa wewn., 2 zbiorniki podwieszane	—	2130	—
<b>Soko J-1 Jastrzb</b>			
— 2 zbiorniki na końcach skrzydeł po 220 kg paliwa, lot na H = 9000 m	—	1520	—
<b>Saab 105 G</b>			
— konfiguracja gładka, 100% paliwa w instalacji wewnętrznej, 20 min rezerwa	—	2200	—
— 2 zbiorniki zewnętrzne po 400 dm <sup>3</sup> , V = 700 km/h, H = 12 000 m, 20 min rezerwa	—	2500	—
— 6 bomb po 250 kg, profil lotu nisko-nisko-nisko	300	—	—
— jw., lecz wysoko-nisko-wysoko	700	—	—
— 4 bomby po 250 kg, 2 zbiorniki paliwa, profil nisko-nisko-nisko	400	—	—
— jw., lecz wysoko-nisko-wysoko	1000	—	—
<b>Aero L-39Z</b>			
— konfiguracja gładka, zbiorniki na końcach skrzydeł puste, masa startowa 4570 kg, 5% rezerwy	—	850	—
— maksymalna ilość paliwa w zbiornikach wewn., masa startowa 5270 kg, 4 zasobniki z raketami, 5% rezerwy	—	780	—
— maksymalna ilość paliwa w zbiornikach wewn., 2 zbiorniki podwieszane po 350 dm <sup>3</sup> , bez uzbrojenia	—	1600	—
— lot na wysokości 5000 m, paliwo w zbiornikach wewnętrznych	—	—	2 h
— jw., lecz ze zbiornikami podwieszanymi 2×350 dm <sup>3</sup>	—	—	2 h 30 min
<b>Dassault-Breguet/Dornier Alpha-Jet</b>			
<b>Wersja treningowa:</b>			
— konfiguracja gładka, maksymalna ilość paliwa wewn., mała wysokość	430	—	—
— jw., lecz ze zbiornikami podwieszanymi	550	—	—
— konfiguracja gładka, maksymalna ilość paliwa wewn., duża wysokość, 15% rezerwy	1100	—	—
— jw., lecz ze zbiornikami podwieszanymi	1370	—	—
<b>Wersja bojowa:</b>			
— zasobnik z działkiem pod kadłubem, uzbrojenie na 4 węzłach podskrzydłowych, atak 5 min, profil lotu nisko-nisko-nisko/wysoko-nisko-wysoko	350/520	—	—
— jw., lecz zbiorniki paliwa na 2 węzłach podskrzydłowych	520/910	—	—
— maksymalna ilość paliwa wewn., 2 zbiorniki podwieszane po 310 dm <sup>3</sup>	—	2687	2 h 30 min
— maksymalna ilość paliwa wewn., mała wysokość	—	—	3 h 30 min
— jw., lecz duża wysokość	—	—	—
<b>BAC Hawk</b>			
— uzbrojenie o masie 2540 kg na wszystkich podwieszaniach, profil lotu wysoko-nisko-wysoko	556	—	—
— uzbrojenie o masie 1360 kg, profil lotu wysoko-nisko-wysoko	1038	—	—
— konfiguracja gładka	—	2433	—
— 2 podwieszane zbiorniki paliwa po 455 dm <sup>3</sup>	—	3093	4 h
<b>Aermacchi MB. 339</b>			
<b>Wersja treningowa:</b>			
— maksymalna ilość paliwa w zbiornikach wewn., 10% rezerwy, lot na H = 9150 m	—	1760	2 h 50 min
— maksymalna ilość paliwa w zbiornikach wewn., 2 zbiorniki podwieszane po 325 dm <sup>3</sup> , 10% rezerwy, lot na H = 7260 m	—	—	3 h 45 min
<b>Wersja bojowa:</b>			
— masa startowa maksymalna, 2 działka 30 mm, 4 bomby Mk 82, profil lotu wysoko-nisko-wysoko	326	—	—
— jw., lecz nisko-nisko-nisko	250	—	—
— masa startowa maksymalna, 4 bomby Mk 82, 2 zbiorniki paliwa po 325 dm <sup>3</sup> , profil lotu wysoko-nisko-wysoko	593	—	—
— jw., lecz nisko-nisko-nisko	371	—	—
— masa startowa maksymalna, 2 działka 30 mm, 2 zasobniki z raketami LR-25-0, 2 zbiorniki paliwa, profil wysoko-nisko-wysoko	510	—	—
— jw., lecz nisko-nisko-nisko	352	—	—
— masa startowa maksymalna, 6 zasobników z raketami, profil wysoko-nisko-wysoko	306	—	—
— jw., lecz nisko-nisko-nisko	228	—	—
<b>Casa C-101 Aviojet</b>			
— konfiguracja gładka, 30 min rezerwy	—	3807	—
— konfiguracja gładka, trening nawigacyjny na dużej wysokości	—	—	2 h
— jw., lecz trening z użyciem uzbrojenia lub nawigacyjny na małej wysokości	—	—	1 h 35 min
— zasobnik z 1 działkiem 30 mm, 4 bomby 227 kg, 2 zasobniki z raketami, 5 min atak, 15 min rezerwa, profil nisko-nisko-nisko	185	—	—
— zasobnik z 1 działkiem 30 mm, 4 zasobniki z raketami, 15 min rezerwa, profil nisko-nisko-nisko	278	—	—
— zasobnik z 1 działkiem 30 mm, 2 bomby 227 kg, 5 min atak, 15 min rezerwa, profil wysoko-nisko-wysoko	833	—	—
— wersja rozpoznania fotograficznego, profil lotu wysoko-nisko-wysoko, 20 min rezerwa	964	—	—
<b>Aerospatiale Fouga 90</b>			
— maksymalna ilość paliwa, silnik Astafan II G, bez rezerwy	—	1850	3 h 15 min
— jw., lecz silnik Astafan IV G	—	—	3 h



Rys. 5. Zależność maksymalnego uciążenia uzbrojenia w funkcji obciążenia ciągu: 1 — BAC-167; 2 — A-37B; 3 — MB.326K; 5 — Saab 105G; 7 — Alpha-Jet A; 8 — Hawk Mk2; 9 — MB.339; 10 — Aviojet

prędkości dla samolotów naddźwiękowych powoduje, że obie grupy mają zbliżone właściwości pilotażowe w fazie lądowania (rys. 3), co jest korzystne ze względu na szkoleniowców.

● Przyjęcie dla wszystkich opracowań zasady *design to cost*, tzn. najniższego z możliwych współczynnika kosztów prac rozwojowych i wytwarzania w stosunku do wartości użytkowej samolotu (np. w programie samolotu Hawk przyjęto, że pierwszy prototyp jest jednocześnie pierwszym samolotem seryjnym, który po badaniach fabrycznych weźmie udział w próbie eksploatacji). Zasada ta dotyczy również takiego opracowania projektu, aby można było uzyskać mały nakład pracy niezbędnej do utrzymania samolotu w stanie sprawności technicznej (3,5÷7 h obsługi na 1 h lotu zamiast wymaganych dotychczas 8÷15 h) oraz umożliwić eksploatację przez co najmniej 20 lat przy wylądowaniu 6000÷10 000 h. Obniżenie pracochłonności, niższe koszty i większą trwałość osiągnięto m.in. przez redukcję liczby elementów oraz stosowanie (w możliwych i uzasadnionych przypadkach) podzespołów o większej masie, ale znacznie tańszych.

● Przyjęcie takiej koncepcji rozmieszczenia komórek wyposażenia elektronicznego oraz zabezpieczenie takiej objętości, aby możliwa była modyfikacja samolotu bez dodatkowych prac konstrukcyjnych.

● Wyważoną liczbę wariantów przenoszonych środków bojowych, jednakże w na tyle bogatym asortymencie, aby jednocześnie proste było przystosowanie samolotu do zadań bojowych.

# Wybrane metody określania zakresów pracy silnika podczas badania wypadków lotniczych (II)

Mgr inż. STANISŁAW ANDRUSZKIEWICZ  
Dr inż. JAN BORGON  
Mgr inż. MIECZYŚLAW STUKONIS

## Określanie zakresu pracy silnika na podstawie barwy warstwy tlenków na przełomach i w uszkodzonych miejscach łopatek turbiny

W chwili niszczenia silnika, po uderzeniu samolotu o ziemię, łopatki turbiny ulegają odkształceniu (zginają się, łamią i pękają). Na powierzchni łopatek powstają wgniecenia, zadziory, rysy, natomiast na krawędziach natarcia, a szczególnie na krawędziach spływu — pęknięcia. W miejscach uszkodzenia powierzchni zostaje usunięta cienka warstewka tlenków, utworzona w czasie pracy silnika. Nie utleniony metal pojawia się również na świeżych przełomach. Ponieważ w czasie pracy silnika łopatki turbiny nagrzewają się do wysokich temperatur, np. w silniku typu LiS-2 do  $700 \div 750^\circ\text{C}$ , w miejscach uszkodzonych i na świeżych przełomach, tworzy się, kosztem wewnętrznej energii cieplnej łopatek, warstewka tlenków. Kolor warstewki tlenków może być różny: jasnożółty, żółty, ciemnożółty — w zależności od nagrzania łopatki i środowiska chłodzącego (powietrze, ziemia, śnieg) oraz od objętości i masy łopatki. Dlatego też łopatki turbiny różnych typów silników, różne pod względem wymiarów i kształtów, będą miały przy jednakowej temperaturze różne barwy warstewki tlenków w miejscach uszkodzonych i na przełomach łopatek. Jeśli w czasie awarii silnik nie pracował, a jego wirnik (wirniki) obracał się wskutek bezwładności, na przełomach i w miejscach uszkodzonych łopatek nie tworzą się barwne warstewki tlenków. W miejscach uszkodzenia łopatek może się utworzyć również warstewka tlenków kosztem ciepła tarcia, wydzielającego się w momencie uszkodzenia się łopatek.

Warstewka tlenków pojawia się w miejscach, które podlegały znacznemu lub długotrwałemu tarcu. Na pozostałych częściach uszkodzonej powierzchni warstewki takiej nie będzie. Do analizy należy wybierać tylko te warstewki tlenków, które wytworzyły się kosztem ciepła zakumulowanego w łopacie.

Na podstawie barwy warstewek tlenków utworzonych na świeżych przełomach i w miejscach uszkodzonych można określić temperaturę nagrzania łopatki w momencie jej niszczenia, a więc również zakres pracy silnika, wykorzystując do tego celu wykresy zależności: temperatury łopatki od prędkości obrotowej wirnika turbiny silnika (rys. 1). Wykresy takie buduje się w oparciu o wyniki pomiaru temperatury nagrzewania się łopatek w czasie pracy silnika w różnych zakresach. Zależność taką ustala się eksperymentalnie. Na świeżej powierzchni i na przełomach łopatek doświadczalnych nagrzanych do różnych temperatur wytwarza się warstewkę tlenków w warunkach maksymalnie zbliżonych do warunków chłodzenia łopatek po uderzeniu silnika o ziemię. W czasie eksperymentów łopatki nagrzewa się za pomocą grzałek elektrycznych typu rurowego, zapewniających praktycznie taki sam rozkład temperatury wzdłuż wysokości łopatki, jaki występuje w przypadku pracy silnika w różnych zakresach. Łopatki turbin większości współczesnych silników są wykonane ze stopów niklu, na których tworzy się warstewka tlenków o różnych barwach w zależności od stopnia nagrzania łopatki. Widoczna warstewka tlenków tworzy się wówczas, gdy przed zniszczeniem lub uszkodzeniem łopatka była nagrzana do temperatury nie niższej niż  $400^\circ\text{C}$ .

Wzorce barwy tlenków na uszkodzonych łopatkach można ustalić następująco:

— w wybranych przekrojach, w których następnie powoduje się sztuczne uszkodzenie, łopatki nagrzewa się do temperatury od  $400^\circ\text{C}$  do maksymalnej temperatury roboczej, np. co  $25^\circ\text{C}$ ;

— niektóre łopatki po nagrzaniu ich do założonej temperatury przełamuje się w określonym przekroju w celu uzyskania pełnych przełomów, a na innych nanosi się miejscowe powierzchniowe uszkodzenia;

— złamane i uszkodzone łopatki po nagrzaniu ich do założonej temperatury chłodzi się w różnych ośrodkach, np. w piasku, śniegu i na powietrzu, w celu oceny wpływu warunków chłodzenia na temperaturę tworzenia i barwę warstewki tlenków, ponieważ chłodzenie łopatek silników awaryjnych może zachodzić w różnych ośrodkach. Łopatki chłodzi się razem z nagrzaną tarczą. Temperaturę tarczy w czasie wykonywania doświadczeń podtrzymuje się odpowiednio do poziomu nagrzania łopatek, np. dla silników LiS-2 przy nagrzaniu łopatek do  $650 \div 700^\circ\text{C}$  utrzymuje się temperaturę tarczy równą  $400 \div 450^\circ\text{C}$ , a przy nagrzaniu łopatek do  $400 \div 600^\circ\text{C}$  — równą  $300^\circ\text{C}$ .

Widoczne warstewki tlenków o odcieniu jasnożółtym tworzą się na świeżych przełomach lub w miejscach uszkodzonej powierzchni łopatek turbiny silnika typu LiS-2 (stopy typu EI-437B) w strefie  $70 \div 100$  mm od zamka wówczas, gdy maksymalnie nagrzaną część pióra ma temperaturę (z dokładnością  $\pm 25^\circ\text{C}$ ) nie niższą niż  $490^\circ\text{C}$  przy ochładzaniu łopatek w czarnoziemie,  $530^\circ\text{C}$  przy ochłodzeniu łopatek na powietrzu,  $540^\circ$  przy ochłodzeniu łopatek w śniegu. Warstwa tlenków o barwie żółtej i ciemnożółtej tworzy się przy chłodzeniu łopatek nagrzanym do wyższych temperatur. Np. przy chłodzeniu łopatek na powietrzu warstewka wyraźnie żółtej barwy tworzy się w przypadku, gdy maksymalnie nagrzaną część łopatki miała temperaturę w przedziale  $650 \div 680^\circ\text{C}$ , a warstewka o barwie ciemnożółtej — przy nagrzaniu do  $700 \div 740^\circ\text{C}$ . Na barwę warstewki tlenków tworzących się na przełomach łopatek turbiny silnika mają wpływ różne środowiska chłodzące (piasek, czarnoziem, śnieg). Pojawiają się wówczas odcienie szare, które są mniej wyraźne na przełomach utlenionych w powietrzu. Znając warunki chłodzenia łopatek silnika awaryjnego, można ocenić temperaturę nagrzania łopatek zarówno pod względem jakościowym, jak i ilościowym.

Na podstawie temperatury łopatek turbiny określonej w oparciu o barwę warstewki tlenków na przełomach można ustalić zakres pracy silnika w chwili uderzenia o przeszkodę. Do tego celu wykorzystuje się wykresy zależności między temperaturą łopatki w uszkodzonym przekroju i prędkością obrotową silnika (rys. 1). Przypuśćmy, że przełom łopatki turbiny silnika LiS-2, zniszczonej na wysokości 70 mm od zamka, ma kolor żółty. Porównując jego kolor z kolorem przełomów łopatek wzorcowych ochłodzonych w takim samym ośrodku widzimy, że strefa maksymalnego nagrzania łopatki badanego silnika miała temperaturę  $650^\circ\text{C}$ . Według wykresu z rys. 1 dla przekroju 70 mm znajdujemy, że prędkość obrotowa silnika wynosiła ok. 10 800 obr./min.

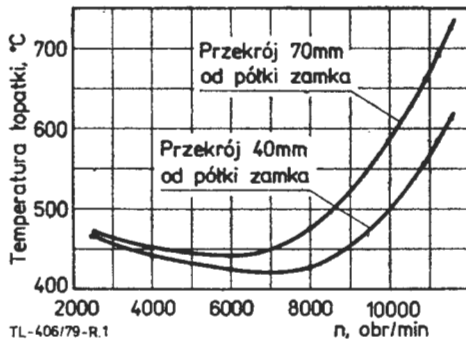
Zdarzają się przypadki, gdy w miejscach największego zagięcia łopatki powstają naderwania. Zaleca się wówczas dołamać (nadcąć od strony przeciwnej do pęknięcia) jedną lub dwie takie łopatki w celu odkrycia powierzchni przełomu. Analiza barwy warstewki tlenków i porównanie ich z barwami warstewek łopatek wzorcowych pozwala na określenie temperatury nagrzania badanej łopatki. Przykładowo podana wyżej metodyka określenia zakresu pracy silników w oparciu o barwę warstewki tlenków może być stosowana bezpośrednio na miejscu wypadku lotniczego. Obecność na przełomach lub w miejscach uszkodzeń łopatek kolorów warstewek tlenków od jasnożółtego do ciemnożółtego wskazuje, że silnik pracował w chwili uderzenia samolotu o ziemię.



Metoda powyższa ma ograniczone zastosowanie, ponieważ:

— nie można jej stosować do tych silników, w których podczas uderzenia o przeszkodę łopatki turbiny nie uległy uszkodzeniu;

— nie można jej stosować w przypadkach, gdy po zniszczeniu silnika turbina znajdowała się w strefie pożaru, gdyż wtedy kosztem dodatkowego nagrzania turbiny zmienia się barwa warstwek tlenków na przełomach łopatek — warstewki tlenków będą ciemniejsze. Zmieniona barwa będzie odpowiadać takiemu zakresowi pracy silnika, który można uważać za wyższy od rzeczywistego. Zdarzają się przypadki, gdy po zniszczeniu silnika działaniu ognia poddane były tylko niektóre łopatki turbiny, ponieważ część tarczy turbiny z pozostałymi łopatkami znajdowała się w ziemi aż do zupełnego ochłodzenia i na podstawie koloru warstwek tlenków tych właśnie łopatek należy określać zakres pracy silnika.



Rys. 1. Zależność temperatury łopatki wirnika turbiny silnika LiS-2 (w dwóch przekrojach) od prędkości obrotowej

Pewnym wartościom temperatury łopatek turbiny odpowiadają dwa możliwe zakresy pracy silnika (rys. 1). Jeśli np. na podstawie koloru warstwek tlenków na przełomach łopatek określono, że temperatura łopatek turbiny w chwili uderzenia silnika LiS-2 o przeszkodę była równa 470°C w przekroju odległym od półki zamka o 70 mm, wówczas silnik mógł pracować w zakresie biegu jałowego lub w zakresie prędkości obrotowej rzędu 8000 obr/min (rys. 1). W tych przypadkach należy ocenić charakter, a szczególnie stopień odkształcenia od uderzenia elementów i zespołów silnika — większe odkształcenie elementów odpowiada wyższym zakresom pracy silnika bezpośrednio przed uderzeniem.

#### Wykorzystanie zależności prędkości ochładzania się łopatek turbiny od czasu po wyłączeniu się silnika w locie do określania zakresu pracy silnika

Podczas określania zakresu pracy silnika w chwili jego uderzenia o przeszkodę trzeba znać przebieg prędkości chłodzenia łopatki turbiny po wyłączeniu silnika. Jest to niezbędne w przypadkach, gdy lot odbywał się na małych wysokościach (np. podczas podchodzenia do lądowania) i przypuszcza się, że wypadek lotniczy był skutkiem przerwania pracy silnika. Krzywą intensywności chłodzenia łopatek turbiny po wyłączeniu się silnika pokazano na rys. 2. Z rysunku widać, że prędkość chłodzenia łopatek turbiny zmienia się w czasie. Jeżeli w pierwszych 10 s po wyłączeniu się silnika temperatura łopatek turbiny obniża się z 730°C do 300°C (czyli o 400°C), w następnym takim samym odcinku czasu temperatura łopatek obniża się z 300°C do 250°C, tj. zaledwie o 50°C.

Z powyższego wynika, że po wyłączeniu się silnika w locie temperatura łopatek turbiny obniża się gwałtownie w pierwszych sekundach, dalej łopatki chłodzą się mniej intensywnie. Barwne warstewki tlenków tworzą się na przełomach łopatek turbiny wówczas, gdy łopatki mają temperaturę 400°C i wyższą. Przy niższej temperaturze nagrzania na przełomach łopatek nie tworzy się barwna warstewka tlenków. Jeśli więc wyłączenie silnika w locie nastąpi przed upływem 5-7 s do chwili zderzenia samolotu z ziemią, na przełomach łopatek turbiny nie będzie widoczna barwna warstewka tlenków.

#### Określanie zakresu pracy silnika na podstawie wskazań przyrządów

Zaletą tej metody jest możliwość określenia zakresu pracy silnika z dużą dokładnością, szczególnie gdy do analizy można wykorzystać kilka wskaźników. Metodę tę można wykorzystywać gdy:

— podczas uderzenia następuje zaklinowanie wskaźników wskaźników,

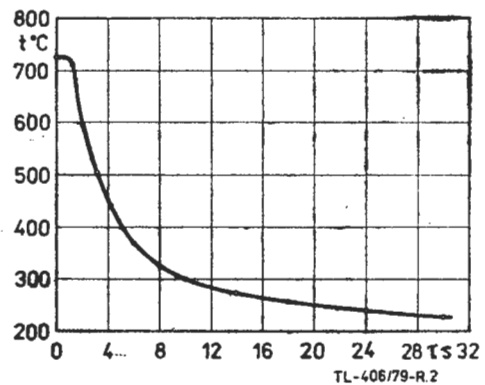
— na tarczach znajdują się ślady (odciski) wskaźników, — można ustalić położenie zaklinowanych części w korpusach wskaźników.

Największe znaczenie mają wskazania przyrządów kontroli prędkości obrotowej, temperatury gazów, ciśnienia paliwa, ponieważ według nich można określić zakres pracy silnika w chwili uderzenia o przeszkodę.

Pewne informacje o zakresie pracy silnika mogą dać wskazania przyrządów kontroli różnych układów i agregatów, których praca zależy od zakresu pracy silnika. Np. według wskazań woltomierza lub amperomierza można ocenić czy przed uderzeniem silnik był wyłączony, czy też pracował w zakresie nie niższym od biegu jałowego, ponieważ podczas pracy silnika układ elektryczny samolotu zasilany jest z prądnicy (np. napięcie 29÷30 V), a po wyłączeniu — z akumulatora (np. napięcie nie wyższe niż 26÷27 V).

Na pokładach wielu współczesnych samolotów zabudowana jest pokładowa aparatura rejestrująca jak barospidografy, oscylografy (np. SARPP-12M) i in. Odnaleziona po wypadku zachowane kasety tej aparatury z taśmami oddają niezwykle cenne usługi. Pozwalają przeprowadzić obiektywną analizę przyczyn wypadku z uwzględnieniem wiarygodnych danych o parametrach lotu samolotu, sprawności poszczególnych instalacji, silnika, a także czynności załogi. Wykorzystując zapis tej aparatury, można ocenić poszczególne etapy lotu, określić kolejność ich wykonania, ustalić ewentualne błędy popełnione przez pilota. Parametry zapisane na taśmie można wykorzystać do dodatkowych obliczeń, potwierdzających lub wykluczających założoną hipotezę przyczyny wypadku.

Zawsze jednak należy posługiwać się kilkoma możliwymi do wykorzystania metodami określania zakresu pracy silnika podczas zderzenia, a uzyskane wyniki porównywać ze sobą. Pozwala to precyzyjniej ustalić zakres



Rys. 2. Krzywa intensywności chłodzenia łopatek turbiny po wyłączeniu się silnika w locie

pracy, jak również określić układ, agregat lub zespół, który podczas lotu pracował nieprawidłowo. Np. jeśli wiele oznak wskazuje na małą prędkość obrotową, a temperatura elementów gorącego kanału silnika podczas niszczenia odpowiada wysokim zakresom pracy, należy sądzić że powstała niesprawność powodująca znaczny wzrost temperatury gazów. Wynika stąd celowość bardziej szczegółowego zbadania takiej hipotezy jako przyczyny wypadku lotniczego.

#### LITERATURA

1. P. A. SOŁOMONOW: Nadzieńnost planiera samolietu. Moskwa. *Maszynostrojenije* 1974 r.
2. W. W. KOSTOCZKIN: Nadzieńnost awiacyjnych dwigatielej i siłowych ustanowek. Moskwa. *Maszynostrojenije* 1976 r.
3. W. G. ALEKSANDROW i inni: Awiacyjnyj techniczeskij sprawocznik. Moskwa. *Transport* 1989 r.
4. P. A. SOŁOMONOW: Biezołkazość awiacyjnojj techniki i biezołkazość polietow. Moskwa. *Transport* 1977 r.

# Skutki drgań elektrycznych w węzłach elektroenergetycznych<sup>1)</sup> obiektów latających

Dr inż. ZBIGNIEW ŻMUDZIŃSKI  
Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

We współczesnych maszynach elektrycznych prądu stałego najsłabszym elementem (z punktu widzenia niezawodności) jest węzeł komutatorowo-szczotkowy. Najczęściej występujące w nim usterki to: zakleszczanie szczotek elektrycznych w uchwytych szczotkowych, nierównomierne, przyspieszone zużycie szczotek i ich zawieszanie się na linkach (brak styku z powierzchnią komutatora), uszkodzenie szczotek wskutek niesprawności komutatora itp. Przyczyny tych usterek to: niewłaściwa eksploatacja i wady konstrukcyjne poszczególnych elementów. W większości przypadków istniejące metody badawcze pozwalają na jednoznaczne określenie przyczyn występujących uszkodzeń.

W ostatnich latach zaobserwowano nowe zjawiska, a mianowicie uszkodzenia prądnic GSR-3000, w bardzo krótkim czasie po skompletowaniu węzła elektroenergetycznego (regulator napięcia R-25AM, przekaźnik różnicowo-zwrotny DMR-400T i akumulator kwasowy 12SAM-28). Prądnice były nowe lub po generalnym remoncie. Wstępne badania nie wykazały wad konstrukcyjnych ani też niewłaściwej eksploatacji. Czas pracy do momentu uszkodzenia wynosił najczęściej 1÷5 h. Objawem uszkodzeń było zniszczenie węzła komutatorowo-szczotkowego wskutek zwiększonego iskrzenia (w skrajnym przypadku powstawał łuk elektryczny wokół komutatora) (rys. 1).

W związku z tym, że omawiane zjawisko występowało w prądnicach znajdujących się w okresie gwarancyjnym, a technologia i warunki eksploatacji pozornie nie uległy zmianom, powstało tyle hipotez wyjaśniających przyczyny uszkodzeń, ilu było zainteresowanych.

Wcześniej prace autora dotyczące kompleksowych badań węzłów elektroenergetycznych pozwoliły na przyjęcie hipotezy (zweryfikowanej późniejszymi badaniami laboratoryjnymi), że przyczyną gwałtownego zużycia szczotek elektrycznych i w konsekwencji uszkodzenia węzła komutatorowo-szczotkowego są drgania elektryczne w węzle elektroenergetycznym obiektu latającego.

Bezpośrednią przyczyną występowania tych drgań jest regulator napięcia. Jego zadaniem (jak każdego regulatora układu automatycznej regulacji) jest zapewnienie żąda-

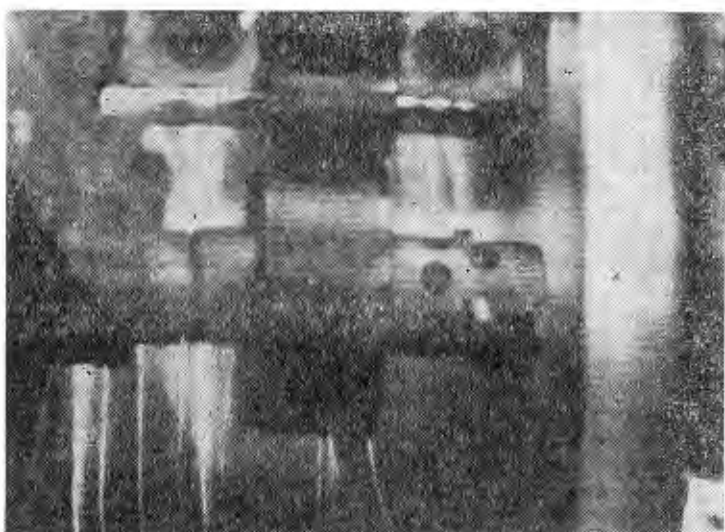
nych parametrów prądnicy, na którą działają czynniki zewnętrzne i wewnętrzne w każdych warunkach pracy przewidzianych przez konstruktora.

Rozwiązanie konstrukcyjne regulatora R-25AM nie zapewnia odpowiedniego zapasu stabilności, w związku z czym duży wpływ na poprawną pracę całego WE ma technologia jego produkcji i regulacji. Przeprowadzona analiza teoretyczna wykazała, że wraz ze wzrostem współczynnika wzmocnienia  $k_w$  [1] (R-25AM bez transformatora stabilizującego) węzeł elektroenergetyczny staje się niestabilny (rys. 2).

Drgania elektryczne w WE nie występują, gdy nie ma w nim akumulatora. Podłączenie akumulatora (w węzłach, w których nastąpiło uszkodzenie prądnicy w czasie eksploatacji) powodowało w każdym przypadku wzbudzenie drgań elektrycznych przy znamionowej prędkości obrotowej i biegu jałowym prądnicy. Charakter tych drgań (amplituda, częstotliwość itp.) był różny dla różnych kombinacji elementów WE (prądnic, regulatorów i przekaźników różnicowo-zwrotnych) z różnych obiektów latających. Jest to zrozumiałe, ponieważ wartość współczynnika wzmocnienia zależy od parametrów regulatora (stała czasowa, rezystancja rezystora regulacyjnego, charakterystyka sprężyny itp.) i prądnicy (parametry charakterystyki magnesowania).

Niekiedy w czasie produkcji lub remontu parametry elementów wchodzących w skład regulatora napięcia minimalnie odbiegają od założonych przez konstruktora. W takim przypadku przy istniejącej technologii regulacji, w której położono głównie nacisk na błąd statystyczny (przy zmianie obrotów od minimalnych do maksymalnych napięcie zmienia się nie więcej niż 0,4 V) wykonujący regulację — dążąc do utrzymania się w normie — będzie zbliżał się do strefy pracy niestabilnej regulatora (rys. 3). Pozostały w tym przypadku zapas stabilności regulatora może nie wystarczać do poprawnej pracy w określonym WE.

W prądnicach można wyróżnić dwa obwody magnetyczne, w których jest magazynowana (w czasie pracy) i przekazywana z jednego obwodu do drugiego energia pola



Rys. 1. Widok węzła komutatorowo-szczotkowego w czasie badań symulujących zjawiska zachodzące na pokładzie obiektu latającego: a) przy poprawnej komutacji, b) przy komutacji w czasie drgań elektrycznych (maksymalny prąd 50+80 A)

<sup>1)</sup> Węzeł elektroenergetyczny (WE) jest to układ automatycznej regulacji wytwarzania energii elektrycznej, w skład którego wchodzi źródła energii elektrycznej oraz aparaty sterowania, regulacji i zabezpieczenia.

magnetycznego. Warunkiem koniecznym powstania oscylacji jest silne, wzajemne sprzężenie między uzwojeniami twornika i wzbudzenia. Sprężenie to musi zmierzać do wzmocnienia wypadkowego strumienia magnetycznego.

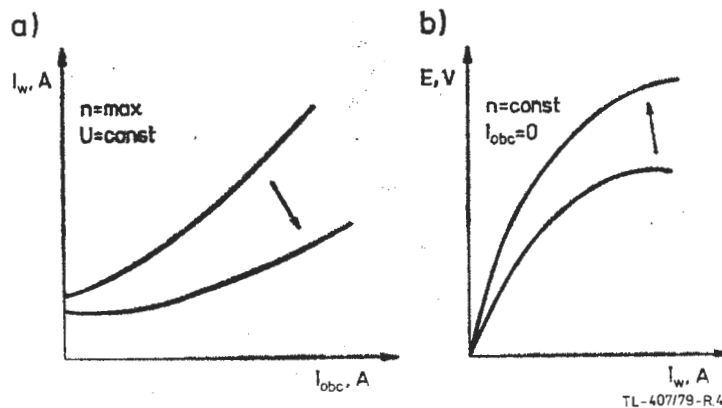


Podczas oscylacji cała energia zgromadzona w obwodzie wzbudzenia prądnic nie jest jednak przekazywana do obwodu twornika, gdyż jej część zostanie zużyta na wytworzenie ciepła. W związku z tym oscylacje są małe i silnie tłumione, ale mogą być wzmożone przez regulator napięcia o zbyt małym zapasie stabilności. Należy zaznaczyć, że we wszystkich przypadkach wywołania przez prądnicę drgań elektrycznych w WE, do powstania oscylacji konieczne jest oddziaływanie strumienia twornika na strumień główny prądnic. Ma to miejsce w prądnicach lotniczych, w których stosuje się bieguny komutacyjne i uzwojenia kompensacyjne przy dużych prędkościach obrotowych i małych prądach obciążenia.

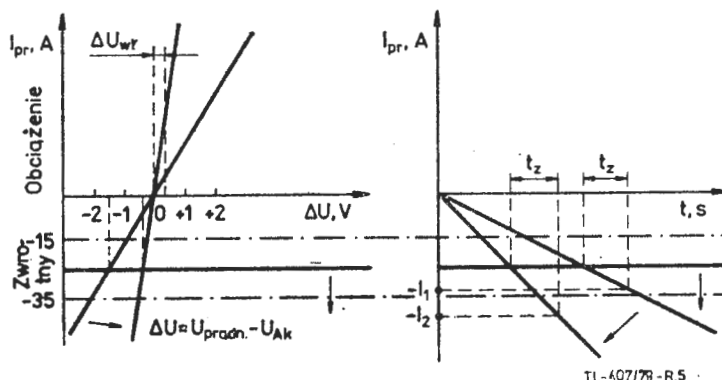
W przypadku niestabilnej pracy prądnic, gdy strumień magnetyczny biegunów głównych staje się w ciągu odpowiednio długiego czasu mniejszy od wypadkowego strumienia twornika, biegunów komutacyjnych i uzwojeń kompensacyjnych, może wystąpić przemagnesowanie prądnic. Natomiast w przypadku, gdy strumień główny jest większy od strumienia wypadkowego (lub czas dominacji — przekazywania energii — strumienia wypadkowego jest niewystarczający do przemagnesowania prądnic), powstaną drgania w WE z akumulatorem. Skutkiem ich jest przekazywanie energii elektrycznej z prądnic do akumulatora i odwrotnie. W zależności od częstotliwości i amplitudy tych drgań, przekaźnik różnicowo-zwrotny może nie zdążyć odłączyć prądnic od akumulatora. Występujące w WE drgania elektryczne pogarszają komutację i doprowadzają do szybkiego zużycia szczotek elektrycznych, zniszczenia komutatora itd.

Fakt, że prądnice lotnicze są mniej stabilne niż prądnice nie mające uzwojeń kompensacyjnych i biegunów komutacyjnych może być skojarzony z ich stałymi czasowymi wzbudzenia. Prądnica skompensowana wymaga mniejszego strumienia magnetycznego w biegunach głównych do wy-

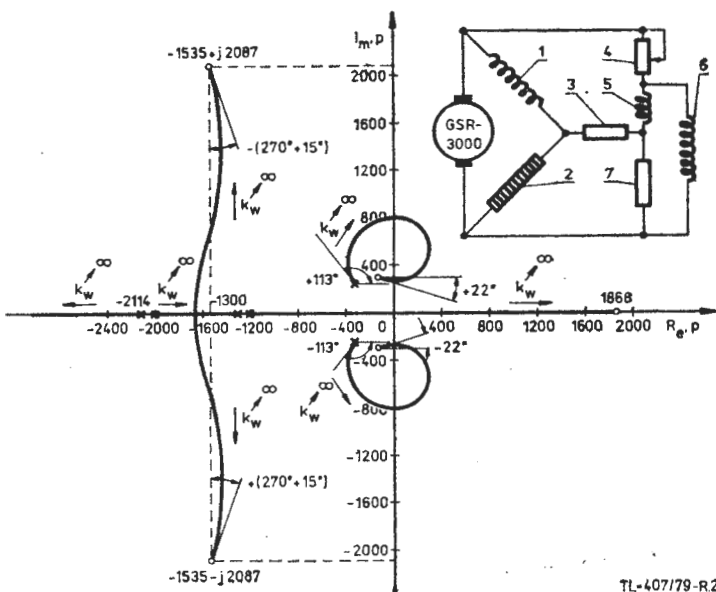
tworzenia określonego napięcia. Jeśli prąd wzbudzenia będzie taki sam jak w maszynie bez kompensacji, wówczas wzbudzenie maszyny skompensowanej będzie miało mniej zwojów, a zatem mniejszą indukcyjność. O podatności



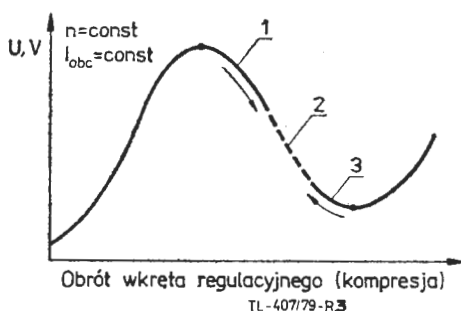
Rys. 4. Charakterystyki prądnic prądu stałego: a) regulacyjna, b) biegu jałowego



Rys. 5. Charakterystyki przekaźników różnicowo-zwrotnych,  $t_z$  — czas zadziałania (między zwarcie styków przekaźnika spolaryzowanego a odpuszczeniem stycznika głównego)



Rys. 2. Wykres miejsc geometrycznych pierwiastków węzła elektroenergetycznego z regulatorem R-25AM i prądnicą GSR-3000 bez transformatora stabilizującego dla  $n=9000$  obr/min i  $I_{obc}=0:1$  — uzwojenie wzbudzenia prądnic, 2 — słupek węglowy, 3 — rezystor sprzężenia zwrotnego, 4 — potencjometr regulacji napięcia, 5 — uzwojenie robocze regulatora, 6 — uzwojenie kompensacji termicznej, 7 — rezystor kompensacji termicznej



Rys. 3. Charakterystyka regulacji regulatorów węglowych: 1 — praca regulatora ze sprężyną membranową, 2 — strefa pracy niestabilnej, 3 — praca regulatora ze sprężyną listkową

prądnic na drgania najwięcej mówią dwie charakterystyki: regulacyjna  $I_w = f(I_{obc})$  i biegu jałowego  $E = f(I_w)$  (rys. 4a, b).

Spadkowi nachylenia charakterystyki regulacyjnej (w skrajnym przypadku dla określonych zakresów pracy zmniejsza się prąd wzbudzenia mimo wzrostu obciążenia), można przeciwdziałać obniżając podmagnesowanie uzwojeń biegunów dodatkowych, a także przesuwając szczotki w kierunku zgodnym z obrotami prądnic. Jest to trudne, ponieważ zmniejszanie efektywności biegunów dodatkowych prowadzi do pogorszenia komutacji.

W wielu przypadkach, w celu poprawienia dynamiki pracy całego WE, celowo stosuje się w prądnicach materiał o mniejszej przenikalności magnetycznej, czyli tym samym zmniejsza się nachylenie charakterystyki magnesowania (biegu jałowego); obniża się w ten sposób właściwości energetyczne prądnic. Na stabilność pracy WE ma również wpływ impedancja wewnętrzna akumulatora; czym jest ona mniejsza, tym większa jest podatność węzła elektroenergetycznego na drgania.

Przekaźniki różnicowo-zwrotne drgają (kłapią) w przypadku zmian kierunku przekazywania energii elektrycznej (np. z prądnic do akumulatora i z akumulatora do prądnic), w węzle elektroenergetycznym (układzie węzłowym).

Gdy układ regulacji i układ sterowania zapewniają równomierny rozdział prądów obciążenia poszczególnych źródeł energii elektrycznej i gdy praca regulatora (regulatorów) napięcia jest stabilna, wówczas drgania przekaźników różnicowo-zwrotnych na ogół nie występują. Podatność ich na drgania związana jest z graniczną wartością prądów zwrotnych, na jakie wyregulowane są przekaźniki (rys. 5); czym mniejsza wartość prądu zwrotnego, tym większa podatność, ale mniejsze skutki negatywnego oddziaływania prądu zwrotnego na prądnicę.

Początkowo (lata czterdzieste) prąd zwrotny zadziałania przekaźników wynosił od 0÷10 A. Przekaźniki drgały zawsze przy małych obciążeniach. W związku z tym zwiększono prąd zwrotny do 8÷20 A, a obecnie stosuje się przekaźniki różnicowo-zwrotne o prądzie 15÷35 A.

W przypadku wystąpienia drgań elektrycznych związanych z brakiem odpowiedniego zapasu stabilności regulatora napięcia (dla obecnie stosowanych przełączników różnicowo-zwrotnych), skutki uszkodzeń są większe. Nie jest to oczywiście sugestia zmniejszenia wartości prądu zwrotnego przełącznika. Należy wówczas przeciwdziałać przyczynom, tzn. drganiom wywołanym przez regulator napięcia.

Właściwa praca węzła elektroenergetycznego wymaga dopasowania charakterystyk poszczególnych elementów. Nieprzestrzeganie powyższej zasady może prowadzić do nieoczekiwanych następstw. Na przykład, pozornie logiczna modyfikacja prądnicy polegająca na zastosowaniu blach

o lepszych właściwościach magnetycznych lub mniejszej długości szczeliny między twornikiem i nabiegunkami, bez jednoczesnej zmiany parametrów regulatora, może spowodować pogorszenie pracy węzła elektroenergetycznego (powstawanie drgań).

#### LITERATURA

1. Z. ŻMUDZIŃSKI: Analiza wpływu stanów przejściowych na uszkodzenia węglowych regulatorów napięcia typu R-25AM. Opracowanie wewnętrzne ITWL 1974 r.
2. Z. ŻMUDZIŃSKI: Analiza dynamiki układów elektroenergetycznych samolotów. Opracowanie wewnętrzne ITWL 1979 r.

## KSIAŻKI LOTNICZE

KRÓLIKIEWICZ T.: Nowoczesny samolot wojskowy. Wyd. 2. Wyd. MON, Warszawa, 1979, s. 396, cena zł 40,—

Samoloty wojskowe, to temat interesujący bardzo dużą liczbę czytelników. Natomiast publikacje książkowe na temat współczesnych samolotów należą u nas do rzadkości. W ostatnim dziesięcioleciu jest to jedyna pozycja poświęcona wyłącznie temu tematowi. Stąd czytelnik, biorąc do ręki książkę o tytule „Nowoczesny samolot wojskowy” chciałby dowiedzieć się o zasadniczych rodzajach samolotów wojskowych i specyfice ich konstrukcji, wyposażenia i użycia, jak i otrzymać przegląd współczesnych samolotów wojskowych świata. Autor doskonale wyczuł tę sytuację na rynku księgarskim i nie zawiodł nadziei czytelników.

wojskowych znajdują się w użyciu. Jednym zdaniem — niemal wszystko o samolocie wojskowym.

Autor przyjął interesujący układ tekstu. Opisy poszczególnych typów samolotów wraz z rysunkami w trzech rzutach i zdjęciami nie stanowią odrębnego rozdziału, lecz mają charakter wtrąceń do tekstu zasadniczego odgrywających rolę przykładów. Natomiast dane techniczne zgrupowano w tabelkach.

Książka ilustrowana jest licznymi dobrymi jakością rysunkami w trzech rzutach oraz zdjęciami. Zwraca uwagę doskonała, naprawdę lotnicza, okładka, co dość rzadko trafia się naszym książkom.

Ponieważ książka spełnia równocześnie rolę encyklopedycznego przeglądu współczesnych samolotów wojskowych — przydałby się na końcu książki indeks zawierający wykaz zamieszczonych opisów samolotów.

Książka nosi taki sam tytuł, jak wydana w 1970 r. przez tegoż autora i nawet zaznaczono, iż jest to drugie wydanie. Faktycznie jednak większość treści uległa zmianie a opisy samolotów i ilustracje są na ogół nowe. W tej sytuacji utrzymanie tytułu bez zmian nie wydaje się trafne, gdyż wprowadza w błąd czytelnika. Jest to w gruncie rzeczy nowa pozycja.

Jedyną wadą książki jest jej zbyt mały nakład, gdyż wynosi 20 tys. egz. Dlatego rozeszła się ona błyskawicznie. Wielu zawiedzionych, którym nie udało się jej zdobyć, czeka na wznowienie lub na nowe wydanie. Mamy nadzieję, że Wydawnictwo MON założy nową pozycję.

tów rolniczych oraz specjalistom, zajmującym się eksploatacją i remontami.

M.-M.M.

ŻUKOWSKIJ A. P., ONOPRIJENKO Je. I., CZIŻOW W. I.: Teoretyczeskije osnovy radiowysotometrii. Moskwa 1979, s. 320, tabl. 14, rys. 125, bibliogr. poz. 133. Cena 2,50 rbl (52 zł)

Książka zawiera podstawy teorii pokładowych radiowysokościomierzy. Autorzy rozpatrują problemy pracy tych urządzeń związane z charakterem sygnału odbitego od nierównej powierzchni, ich konstrukcję i układ oraz sposoby zdobywania informacji o wysokości i pionowej szybkości samolotów. Zajmują się także określeniem dokładności radiowysokościomierzy, rozpatrują drobne chwilowe odchylenia od średnich wartości w związku ze statystycznymi charakterystykami nierównej powierzchni i toru ruchu tych urządzeń przy użyciu różnych rodzajów sygnałów sondujących. Podają również metody obliczeń błędów dla różnych typów radiowysokościomierzy.

Książka jest przeznaczona dla pracowników naukowych i doktorantów wydziałów radiotechnicznych wyższych uczelni.

M.-M.M.

JAKOWLEW A.: Zapiski konstruktora. Moskwa 1979, s. 302. Cena 0,80 rbl (16 zł)

A.G.

Książka słynnego radzieckiego konstruktora jest niejako dopełnieniem wcześniej wydanej pozycji pt. „Cel ziemi”. Jakowlew, opisując drogę swojego życia i rozwój swoich lotniczych zainteresowań od ucznia, którego pasją było modelarstwo samolotów, do konstruktora zawodowego — twórcy nowoczesnych samolotów, opisuje jednocześnie rozwój radzieckiego lotnictwa i historię radzieckich konstrukcji lotniczych. Opowiada o lotnictwie radzieckim w okresie II wojny światowej, o bohaterach-lotnikach i o słynnych konstruktorach okresu powojennego i ich dokonaniach, wreszcie o własnych konstrukcjach i ogólnych koncepcjach rozwoju radzieckiego lotnictwa i przemysłu lotniczego.

Książka jest rozszerzona w stosunku do poprzedniej nowymi materiałami, charakteryzującymi dokonania wojskowego i cywilnego lotnictwa radzieckiego w ostatnich latach. Jest ilustrowana zdjęciami osób i konstrukcjami, o których opowiada.

M.-M.M.

KRYMSKIJ G. G., STIELMASZCZUK W. A.: Zaszczita ot korroziji awiacionnoj sielskochozajstwiennoj techniki. Moskwa 1979, s. 83, bibliogr. poz. 75. Cena 0,30 rbl (6 zł)

W książce zawarte są dane, uzyskane eksperymentalnie na temat korozji metali, zniszczeń mas plastycznych, gum i innych materiałów pod wpływem chemikaliów używanych w rolnictwie, a także charakterystyki współczesnych metod ochrony przed korozją samolotów i śmigłowców oraz aparatury lotniczej, pracujących w rolnictwie. Autorzy przedstawiają szczegółową analizę wpływu procesów korozyjnych na niezawodność aparatury lotniczej i bezpieczeństwo lotów. Książka zawiera także niektóre wiadomości na temat metod ochrony przed korozją, stosowanych w zakładach remontowych.

Można ją polecić konstruktorom samolo-



Książka w swych głównych czterech częściach przedstawia: w pierwszej — rozwój samolotu wojskowego od 1910 r. do chwili obecnej, w drugiej — konstrukcję, wyposażenie i uzbrojenie samolotu, proces opracowania i produkcji samolotu oraz pomocnicze urządzenia naziemne, w trzeciej — rodzaje samolotów wojskowych: myśliwskie, bombowe, rozpoznawcze, transportowe, specjalne i szkolne — wraz z przeglądem współczesnych samolotów świata w każdej z omawianych grup, a w czwartej — problemy, koszty i kierunki rozwoju samolotów wojskowych. W sumie otrzymaliśmy książkę dającą odpowiedź na pytania: jaki był rozwój samolotu wojskowego, jakie współcześnie mamy rodzaje samolotów wojskowych, czym się charakteryzują, jak są wyposażone i uzbrojone oraz jakie typy samolotów

Samolot szkolno-treningowy i szkolno-bojowy

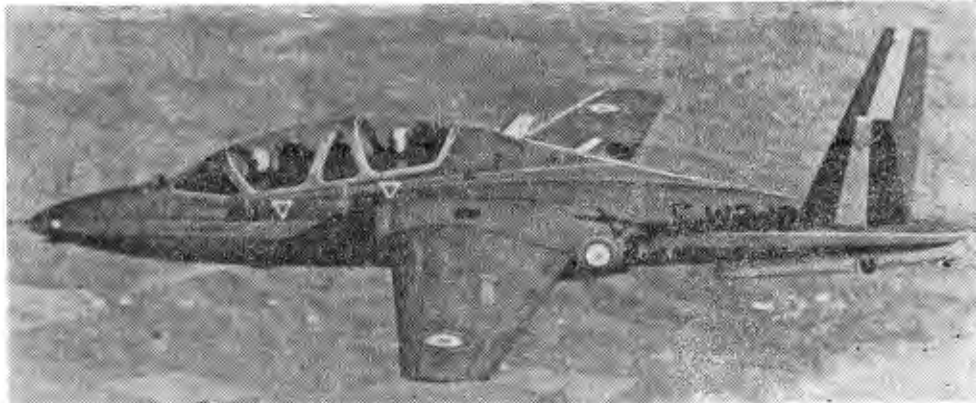
**KONSTRUKCJA.** Całkowicie metalowy, dwumiejscowy średniopłat o napędzie odrzutowym.

**Plat.** Obrys trapezowy, profil zmienny wzdłuż rozpiętości (z serii NACA 64: 19% u nasady, 12% przy końcówce), skos krawędzi natarcia 13°, wznios 0°, kąt zakładowania 2°. Skrzydło jest praktycznie identyczne jak w samolocie CM-175 Zephir (wersja morska znanego CM-170 Magister). Konstrukcja dwudzielna, dwudźwigarowa, półskorupowa. W rejonie przykadłubowym między dźwigarami mieści się wnęka podwozia głównego, którego goleń mocowana jest do żebra siłowego za dźwigarem głównym. Również między dźwigarami umieszczone są wysuwane ze skrzydła hamulce aerodynamiczne składające się z trzech par segmentów (wysuwanych z górnej i dolnej powierzchni profilu). Pod każdym skrzydłem umieszczone są dwa węzły zawieszenia wyposażenia dodatkowego i uzbrojenia. Ponadto istnieje możliwość zawieszenia zbiorników dodatkowych na końcach skrzydeł. W nosku skrzydła znajduje się instalacja elektryczna oraz przewody instalacji paliwowej do zbiorników dodatkowych. W pobliżu końcówki lewego skrzydła umieszczony jest nadajnik busoli. Klapy szczelninowe silnie wirowe składają się z czterech segmentów i zajmują 38% rozpiętości skrzydła. Maksymalny kąt ich wychylenia wynosi 40°. Lotki zajmują 37% rozpiętości i są wyposażone w klapy wyważające. Wychylenia lotek: 13° w górę i 17° do dołu. Klapy i lotki mają konstrukcję jednodźwigarową.

**Kadłub.** Przekrój owalny. Konstrukcja półskorupowa, klasyczna. W noskowej części kadłuba mieści się wnęka podwozia przedniego, aparatura kontrolna i agregaty instalacji hydraulicznej. Na nosku kadłuba są umieszczone anteny VOR/LOC, ILS i sonda aparatury pomiarowej. Za szczelną wręgą przednią znajduje się kabina załogi z miejscami położonymi jedno za drugim. Fotele wyrzucane Martin Baker Mk F-10-K-X (typ zero-zero). Tylny fotel usytuowany jest wyżej dla poprawy widoczności. Przed każdym fotelem tablica z kompletem przyrządów. Obok przedniego fotela, na lewej burcie kabiny, umocowane są butle instalacji tlenowej. Osłony kabiny wieloczęściowe: wiatrochron z trzema szybami, otwierane ku tyłowi osłony nad obydwoma miejscami pilotów oraz dwie mniejsze szyby boczne. Przed wiatrochronem usytuowano dwie rurki Pitota. W drugim prototypie zastosowano jednoczęściową osłonę kabiny. Podnoszenie i opuszczanie osłon — hydrauliczne. Kabina zamknięta jest od tyłu drugą wręgą szczelną, za którą znajdują się zbiorniki paliwowe. Napełnianie zbiorników — grawitacyjne. Nad zbiornikami umieszczono aparaturę radiową (w drugim prototypie została ona przeniesiona do noskowej części kadłuba). W uzyskanej przestrzeni zamontowano jeszcze jeden zbiornik paliwowy. Za zbiornikami znajdują się agregaty instalacji klimatyzacyjnej i hydraulicznej. Za nimi, w tylnej części kadłuba, umieszczono rejestrator parametrów lotu na wypadek awarii. Z obu boków kadłuba umieszczone są gondole silników o konstrukcji wzmocnionej wręgami siłowymi, na których znajdują się okucia mocujące skrzydła. Na tylnej części kadłuba rozmieszczone są anteny urządzeń radiowych (VHF i UHF). Tylna część kadłuba ma konstrukcję prawie identyczną jak CM-170 Magister, lecz zmieniono nieco jej kształt dla uzyskania powierzchni rozwijalnych, co stwarza poważne uproszczenie technologiczne. W nosku kadłuba może być zainstalowane uzbrojenie stałe. Pod kadłubem umieszczony jest zaczep do podwieszenia uzbrojenia.

**DANE TECHNICZNE**

Rozpiętość ze zbiornikami dodatkowymi	12,15 m
Rozpiętość bez zbiorników dodatkowych	11,96 m
Długość	10,38 m
Wysokość	3,08 m
Rozpiętość usterzenia	4,38 m
Baza podwozia	4,56 m
Rozstaw podwozia	4,10 m
Powierzchnia skrzydła	18,38 m <sup>2</sup>
Powierzchnia klap	2,10 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek	1,10 m <sup>2</sup>
Powierzchnia rzutu poziomego usterzenia	3,70 m <sup>2</sup>
Powierzchnia rzutu pionowego usterzenia	2,60 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła	7,63
Masa własna	2409 kg
Masa startowa norm.	3700 kg
Masa startowa maks. (z uzbrojeniem, przeciążony)	4200 kg
Masa na podwieszeniach maks.	800 kg



**Usterzenie.** Usterzenie typu V (Rudlickiego), zaadaptowane z samolotu CM-175 Zephir. Obrysy trapezowe, kąt rozwarcia 110°. Stateczniki są konstrukcją dwudźwigarową półskorupową. Stery wyważone masowo i aerodynamicznie, wyposażone w klapyki wyważające. Uzupełnieniem usterzenia jest długa pletwa ustateczniająca pod tylną częścią kadłuba.

**Sterowanie.** Sterownice (drażki i pedały) zdwojone. Sterowanie lotkami i sterami — popychaczowe; w układzie sterowania lotek wspomaganie hydrauliczne. Wspomaganie hydrauliczne steru wysokości jest przewidywane w samolotach seryjnych. Napęd klap — hydrauliczny za pomocą wałków skrętnych. Wysuwanie hamulców aerodynamicznych — hydrauliczne. Napęd kłapek wyważających sterów — elektryczny.

**Podwozie.** Trójkołowe z kołem przednim, chowane hydraulicznie do kadłuba (przednie) i skrzydeł (główne). Podwozie pochodzi z samolotu CM-175. W prototypie zostało ono przygotowane przez firmę Messler, samoloty seryjne będą prawdopodobnie wyposażone w podwozia produkowane przez firmę Eram (w tym przypadku podwozie główne będzie dłuższe o 150 mm). W skład podwozia wchodzi również stałe kółko pod tylną częścią kadłuba.

**Zespół napędowy.** Dwa dwuprzepływowe silniki Turbomeca Astafan IV G o ciągu po 7,75 kN (= 790 kg). Konstrukcja silników modułowa. Silniki zawieszono na szynach, a te z kolei na dźwigarach przechodzących przez kadłub. Silniki mogą być łatwo demontowane (wysuwane do tyłu). Astafan IV G charakteryzuje się niskim zużyciem paliwa (wynoszącym 0,418 kg/daNh w warunkach startowych i 0,726 kg/daNh na wysokości 6000 m przy prędkości 0,5 Ma) i niskim poziomem hałasu. W prototypie zastosowane były silniki Turbomeca Astafan II G o ciągu 6,95 kN (= 707 kg).

**Wyposażenie.** Dwa komplety przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontrolnych. Radiostacje korespondencyjne UHF, radiokompas, aparatura do lotów w trudnych warunkach, rejestrator parametrów lotu na wypadek awarii.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiorniki kadłubowe, o łącznej pojemności 850 l (prototyp — 710 l), możliwość podwieszenia 2 zbiorników dodatkowych po 252,5 l każdy (prototyp — 125 l), pompy i automatyka na silnikach. Hydrauliczna — pompy napędzane od silników, zbiorniki i agregaty rozmieszczone w nosku i tylnej części kadłuba za zbiornikami paliwa; instalacja zasila napęd podwozia, kłapy, hamulców hydraulicznych, serwowymechanizmy lotek oraz otwieranie i zamykanie osłon kabiny. Klimatyzacyjna — umieszczona w tylnej części kadłuba, za-

pewnia właściwą temperaturę i ciśnienie powietrza w kabine. Tlenowa — butle umieszczone w kabine. Elektryczna — generatory na silnikach, zasila przyrządy, aparaturę, wyposażenie, uzbrojenie i oświetlenie samolotu.

**Uzbrojenie i wyposażenie podwieszane.** W zależności od zadania, na zaczepach skrzydłowych mogą być podwieszane w różnych zestawach bomby oświetlające (flary), zasobniki z środkami ratunkowymi, zasobniki z pociskami niekierowanymi (po 20 szt.), rakiety 68 mm, sterowane przewodowo pociski przeciwpancerne AS-11 (4 szt.), zasobniki z działkami kal. 30 mm (2 szt.), bomby 50, 125 i 250 kg, zasobniki z raketami (po 18 szt.).

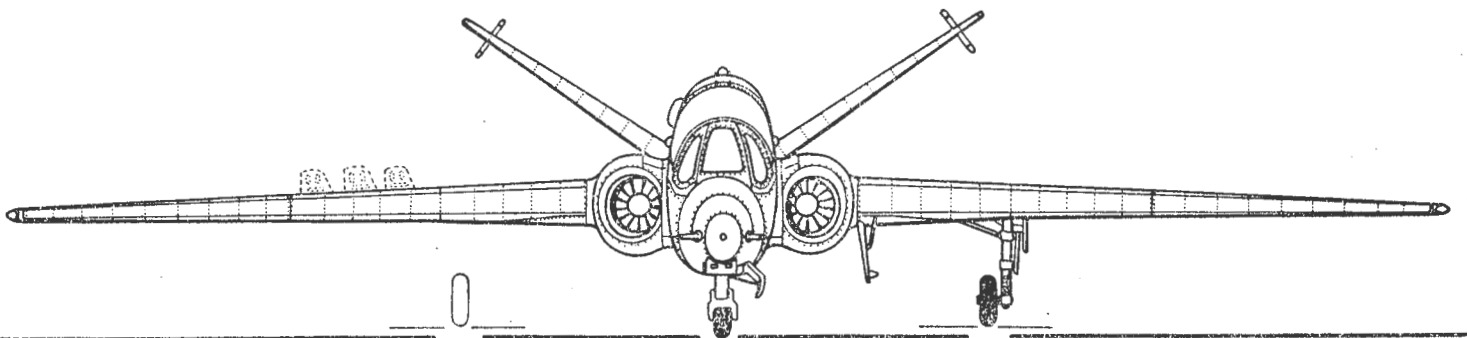
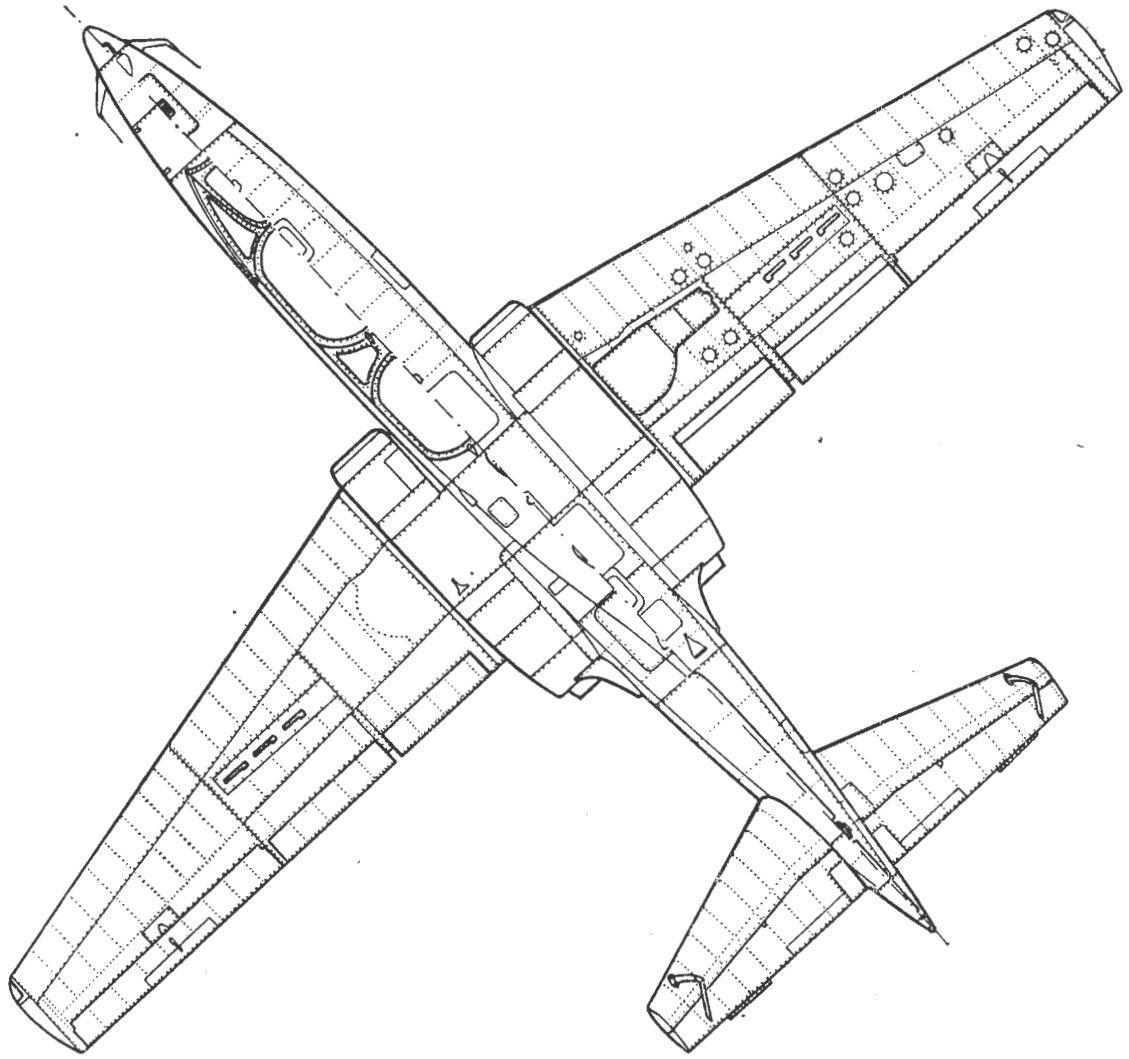
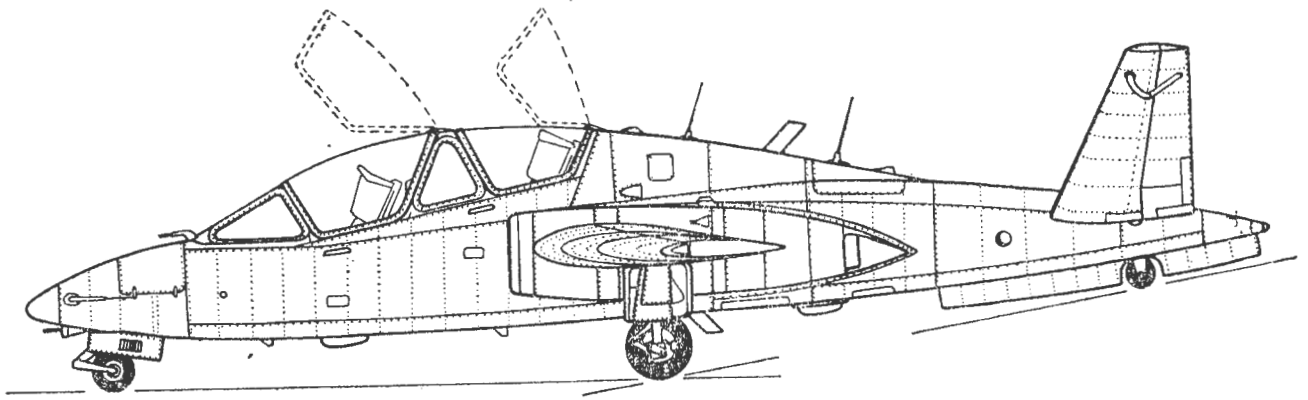
**Uzbrojenie stałe.** Przewidywana jest możliwość zainstalowania stałego uzbrojenia strzeleckiego (2 karabiny maszynowe kal. 7,62 mm) w nosku kadłuba. Opracowano też wersję jednomiejscową z działkiem DEFA kal. 30 mm pod kadłubem (jego magazyn amunicyjny umieszczony ma być na miejscu tylnego fotela).

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Znana firma Fouga, należąca do Aerospatiale, po sukcesach samolotów CM-170 Magister i jego udoskonalonej wersji morskiej CM-175 Zephir (od 1951 r. wyprodukowano ponad 900 szt., w tym po kilkadziesiąt na licencji w Finlandii, Izraelu i RFN), przystąpiła w 1975 r. do kolejnej modernizacji tego typu. Początkowo projekt, nazwany Fan Jet 600, przewidywał dość ograniczoną modyfikację poprzednich wersji — zastosowanie nowych, opracowywanych wówczas specjalnie w tym celu silników dwuprzepływowych Turbomeca DF 600 (ciąg statyczny 6,28 kN, ciąg trwały 5,50 kN, stosunek przepływow 4:1) w miejsce silników Turbomeca Marbore VI (ciąg 3,92 kN). Cykl opracowania silnika DF 600 znacznie się jednak wydłużył, zmieniło także koncepcję rozmieszczenia foteli ucznia i instruktora na jednym poziomie, co zdecydowało o rozszerzeniu programu modyfikacji. Nowy samolot nazwano Fouga 90 (Fouga — nawiązanie do starej tradycji, 90 — samolot na lata dziewięćdziesiąte). Wykorzystano w nim wiele zespołów, elementów i agregatów z poprzednich wersji, zmieniono całkowicie środkową część kadłuba, zastosowano fotele wyrzucane. Zamiast silników DF 600 użyto silnika Astafan II G, a później Astafan IV G o znacznie większym ciągu. Realizację ostatecznej koncepcji rozpoczęto w kwietniu 1977 r. Pierwszy prototyp oblatano 20 sierpnia 1978 r. Samolot Fouga 90 przeznaczony jest do szkolenia i treningu (jego zastosowanie znacznie obniży koszty szkolenia), rozpoznania, ratownictwa oraz bliskiego wsparcia i bombardowania. Orientacyjna cena samolotu ma wynosić ok. 8 mln franków.

Masa do lądowania maks.	3800 kg
Obciążenie powierzchni nośnej norm.	201,3 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie powierzchni nośnej maks.	228,5 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie ciągu maks.	270,97 kg/kN (= 2,66 kg/kg)
Obciążenie norm.	236,71 kg/kN (= 2,34 kg/kg)
Prędkość dopuszczalna	0,8 Ma
Prędkość maksymalna (H = 4600 m)	740 km/h
Wznoszenie (H = 0)	19,0 m/s
Długość startu na 23 m (pełne obciążenie)	675 m
Długość startu na 15 m (jeden silnik)	775 m
Pułap *)	12 195 m
Zasięg norm. *) (rezerva 20 min bez zbiorników dodatkowych)	1400 km
Zasięg maks. *) (rezerva 20 min, ze zbiornikami dodatkowymi)	2000 km
Długotrwałość lotu *) (zasięg norm.)	2 h 30 min
Długotrwałość lotu *) (zasięg maks.)	3 h 50 min
Współczynniki obciążenia	+7 do -3

\*) dla prototypu





## Samolot sportowy

**KONSTRUKCJA.** Jednomiejscowy górnopłat o układzie kaczki, usztywniony ciągniami, z napędem mięśniowym.

Plat. Ma niewielki skos ( $\varphi = 7^{\circ}30'$ ), obrys równoległoboczny w części środkowej i lekko zbliżony w częściach zewnętrznych. Ciężarówka w części środkowej  $c = 1,676$  m, zaś na końcach — 1,19 m. Profil typu Liebecka mający wysoki współczynnik siły nośnej. Konstrukcja jednodźwigarowa, usztywniona ciągniami z kevlaru: górne  $\varnothing 0,56$  mm i  $\varnothing 0,71$  mm, dolne  $\varnothing 0,79$  mm i  $\varnothing 0,71$  mm. Z gondoli do końcówek skrzydeł na krawędzi spływu doprowadzono ciągnia z kevlaru  $\varnothing 0,56$  mm służące do zwichrzenia skrzydeł. Dźwigar płata stanowi rura z kevlaru o konstrukcji analogicznej jak belka główna, na której jest zamocowane usterzenie przednie. W części środkowej rurę tworzy pięć warstw taśmy z kevlaru przechodzących dalej w trzy warstwy, zaś końcowe części rury dźwigara są zwinięte z dwu warstw. Rura dźwigara ma wewnętrzną średnicę  $\varnothing 51$  mm i na nią są nawleczone ażurowane żeberka z pianki polistyrenowej usztywnione w kratownicę za pomocą ome-gówek z taśmy z kevlaru. Zewnętrzny kontur żeberka jest oklejony laminatową taśmą z włóknem węglowym. Masa jednego żeberka wynosi ok. 57 g. Przednie części żeberka pokryte są na krawędzi natarcia warstwą przekładkową piankowo-epoksydową tworząc nie zamknięty od tyłu kesonik usztywniony wewnątrz płaską poziomą belką wzmacniającą krawędź natarcia. Nad gondolą znajduje się maszt, do którego szczytu zbiegają się ciągnia usztywniające belkę przednią i dźwigar skrzydła. Skrzydło zostało zaprojektowane do transportu nad kanałem La Manche. Można je łatwo demontować na cztery części. Na końcówkach każdej części zastosowano wkładki ze stopu aluminium, umożliwiające szybki demontaż i montaż. Pokrycie z mylaru o grubości 6 mikrometrów jest przymocowane do żeberka taśmą obustronnie klejącą, co bardzo zmniejsza pracochłonność wykonania. Folia z mylaru jest przy pokrywaniu naciągana w kierunku rozpiętości, aby uzyskać gładszą powierzchnię. Przyklejenie każdego żeberka do dźwigara jest dodatkowo wzmocnione sklejkowymi pierścieniami przyklejonymi klejem epoksydowym do dźwigara i do żeberka.

Kadłub. Kształt opływowej gondoli podwieszanej pod skrzydłem, zawierającej ramę podobną do rowerowej z układem kół zębatach i łańcuchów napędzających śmigło pochające. Szkielet kadłuba tworzą żeberka z pianki polistyrenowej stanowiącej konstrukcję przekładkową razem z taśmami z laminatu wzmocnionego włóknem węglowym. Krawędź natarcia ma również konstrukcję przekładkową z laminatu węglowego i pianki polistyrenowej. Gondola jest pokryta przezroczystą folią polistyrenową używaną do produkcji taśm magnetofonowych. W pokryciu przewidziano chwyt powietrza do przewietrzania kabiny i regulowany od-pływ. Przezroczystość pokrycia zapewnia widoczność we wszystkich kierunkach, a w konstrukcji krawędzi natarcia gondoli przewidziano obszerne okno umożliwiające dobrą widoczność do przodu. Konstrukcja jest klejona klejem epoksydowym. Rura, na której zamocowano przednie usterzenie, jest wykonana z laminatu węglowego (taśma z kevlaru klejona pod kątem  $15^{\circ}$  na rurze o średnicy 38 mm — usuniętej po utwardzeniu laminatu) i usztywniona ciągniami z kevlaru średnicy 0,56 mm łączącymi rurę z dźwigarami skrzydła na jego końcach i w połowie rozpiętości. Dodatkowe ciągnia usztywniają rurę łącząc jej środek z dźwigarami skrzydła. Wzdłuż belki przeprowadzono ciągnia sterujące do usterzenia przedniego.

Usterzenie. Usterzenie przednie wytwarza również siłę nośną. Ma ono konstrukcję podobną do konstrukcji skrzydła, lecz bar-



dziej złożoną. Dźwigar jest wykonany z dwu warstw taśmy z kevlaru zwijanej pod kątem ok.  $40^{\circ}$ . Jest on obliczony na zginanie (w odróżnieniu od dźwigara skrzydła). Usterzenie jest zamocowane do przedniej belki za pomocą krótkiej sztywnej dźwigni zawierającej łożysko. Przesławianie kąta natarcia usterzenia umożliwia podnoszenie i opuszczanie przodu samolotu. Górna część dźwigni mocującej usterzenie jest połączona z belką przednią za pomocą prostego zawieszania, pozwalającego na obracanie powierzchni statecznika wokół belki, przy czym jej nachylenie wytwarza siłę nośną do sterowania kierunkowego i częściowo poprzecznego skierowaną na lewo czy na prawo. Ruchy usterzenia nie są jednak wywoływane bezpośrednio przez pilota, ponieważ dźwignia sterująca jest połączona z niewielkimi, podobnymi do lotek powierzchniami umieszczonymi na końcach krawędzi spływu. One właśnie, wychylając się, powodują powstawanie sił aerodynamicznych przechylających usterzenie do odpowiedniej pozycji. Podstawową zaletą takiego rozwiązania jest nieobciążanie belki głównej skręcaniem i dlatego może być ona słabsza i lżejsza.

Śmigło. Ma specjalny kształt zaprojektowany przez komputer i wysoką sprawność  $\eta = 0,85$ . Każda łopata ma sześć żeber wyciętych z pianki polistyrenowej za pomocą gorącego drutu. Żeberka są przyklejone do rury z kevlaru tworzącej dźwigar łopaty. Całość jest pokryta folią z kevlaru mocowaną klejem epoksydowym. Śmigło jest napędzane przekładnią łańcuchową podobną do rowerowej, w której koła zębata są połączone ze sobą specjalnymi łańcuchami rolkowymi (opracowanymi i wykonanymi w tym celu przez firmę Berg). Moc przenoszona wynosi 0,5 kW przy 95 obr/min. Charakterystyczną cechą tych łańcuchów jest umieszczenie rolek między dwoma gólkami równoległymi ciągniami w osłonie poliuretanowej. Średnica rolek 2,4 mm ( $3/32''$ ), zaś podziałka ok. 12 mm ( $1/2''$ ).

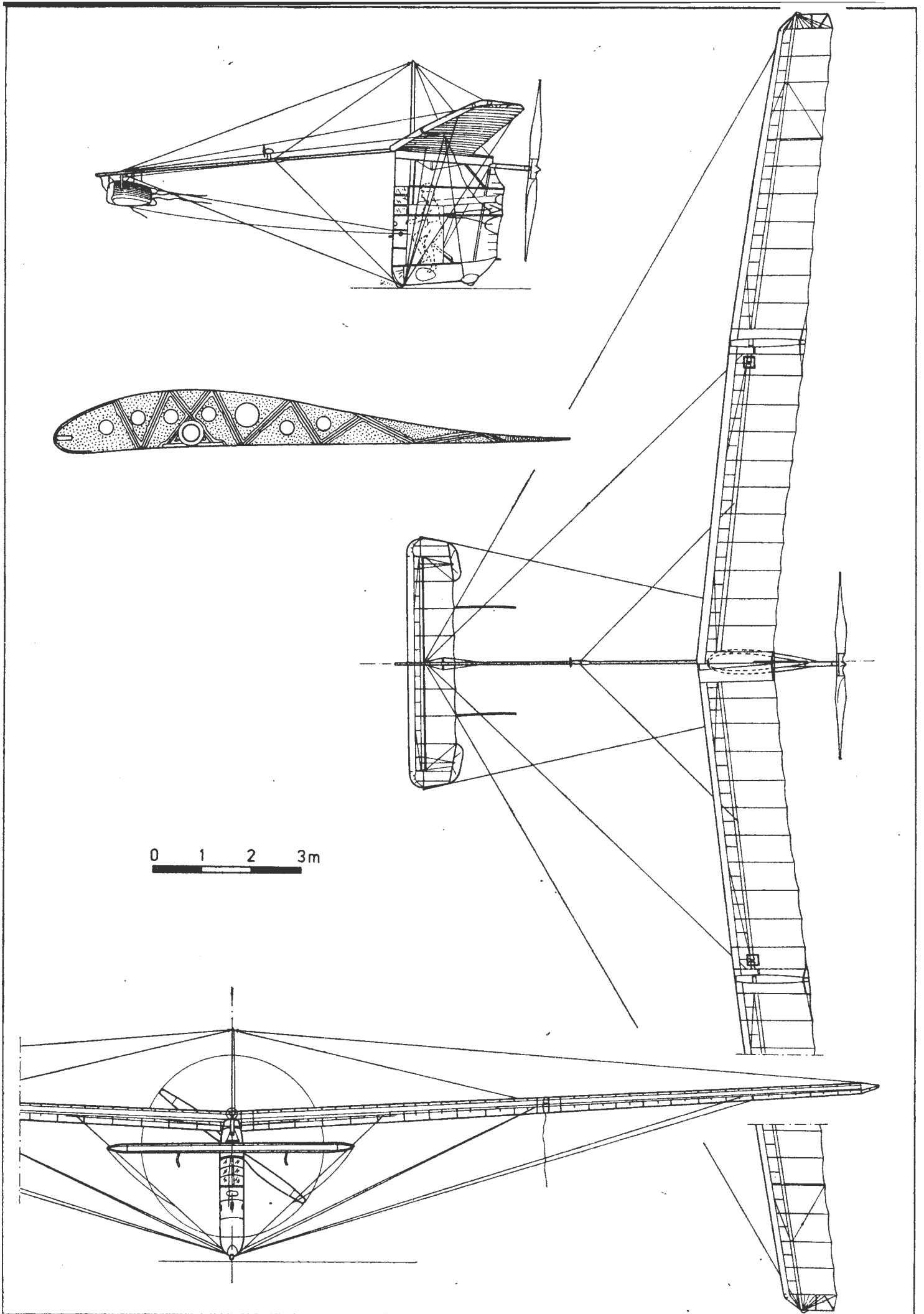
Wyposażenie. Albatross jest wyposażony w prędkościomierz i wysokościomierz. Zastosowanie prędkościomierza było potrzebne, ponieważ samolot lata z prędkością bliską prędkości, przy której następuje oderwanie strug na skrzydle. Nadajnik prędkościomierza jest niewielkim wiatraczkiem zamontowanym na belce przedniej, a nadajnik wysokościomierza, opracowany specjalnie przez firmę Polaroid, jest częścią urządzenia automatycznego ogniskującego kamery fotograficznej. Zasilanie przyrządów — z baterii płaskiej. Dwa główne urządzenia sterownicze są zainstalowane w gondoli na ramie rowerowej. Lewa ręka pilota obejmuje nie-

wielki dźwąż o ruchu ku przodowi i ku tyłowi, sterujący pochYLENIEM samolotu, a ruchy boczne działają na przechylenie i zmianę kierunku. Dźwąż jest całym urządzeniem sterującym Albatrossa w normalnym locie. Sterowanie prawą ręką jest potrzebne przy dużych zmianach kierunku. Dźwignia ta steruje zwichrzeniem końców skrzydeł. Jest to konieczne, ponieważ skrzydło zewnętrzne samolotu porusza się nieco szybciej przy zakręcie i wytwarza większą siłę nośną niż skrzydło wewnętrzne, co powoduje tendencję do przewracania się na bok, niebezpieczną ze względu na dużą rozpiętość i niewielkie wysokości lotu. Zwichrzenie końca skrzydła wewnętrzne nie tylko zwiększa siłę nośną przeciwdziałającą przewracaniu, ale również zwiększa opór ułatwiający zakręt.

**ROZWÓJ I BUDOWA.** Samolot został zaprojektowany w 1976 r. początkowo jako Gossamer Condor, który w sierpniu 1977 r. wykonał ósemkę w locie poziomym zdobywając nagrodę Kremera w wysokości 50 000 funtów angielskich. Wobec ustanowienia przez Kremera nagrody za przelot z Anglii do Francji nad kanałem La Manche, postanowiono zbudować nowy samolot wykorzystując doświadczenia z budowy Condora. Dzięki zastosowaniu nowych materiałów (laminaty zbrojone włóknem węglowym) oraz zastąpieniu rur ze stopów aluminium laminatami, głównie kevlarem, udało się zmniejszyć moc potrzebną do lotu z 0,33 do 0,25 kW przy masie samolotu mniejszej o ~20% (25 kg zamiast 32 kg). Zmieniono również pozycję pilota z odchylonej do tyłu na pochyloną ku przodowi, co ułatwiło mu pracę. Starannie opracowano gondolę pod względem jej funkcjonalności, aerodynamiki i wytrzymałości. Prace były prowadzone pod kierunkiem dr. McCready wraz z zespołem, który pracował ok. 3,5 roku aż do przelotu nad kanałem La Manche w 1979 r., zdobywając następną nagrodę Kremera w wysokości 100 000 funtów angielskich. Prace były częściowo finansowane przez firmę Du Pont produkującą m.in. sztuczne żywice i laminaty. Dr McCready ma zamiar przekazać Albatrossa do muzeum i na razie nie zamierza budować nowych samolotów o napędzie mięśniowym. Budowa Albatrossa pochłonięła podobno tylko 400 roboczogodzin pracy wykonawczej. McCready przypuszcza, że uda mu się zorganizować sprzedaż zestawów (kits) do budowy mięśniolotów nieco mniejszych od Albatrossa, które będą wymagać tylko 200 roboczogodzin przy przewidywanej cenie ok. 1000 funtów ang. za komplet, otwierając tym samym nową erę w dziedzinie lotnictwa masowego.

## DANE TECHNICZNE

	Albatross	Condor		
Rozpiętość skrzydła	28,6 m	29,28 m	Obciążenie powierzchni skrzydła i usterzenia	1,95 kg/m <sup>2</sup>
Rozpiętość usterzenia	5,48 m		Wydłużenie	12,8
Ciężarówka skrzydła przy nasadzie	1,676 m		Średnica śmigła	4,115 m
Ciężarówka skrzydła na końcu	1,19 m		Skok śmigła	3,88 m
Ciężarówka usterzenia	1,067 m		Obroty śmigła	95 obr/min
Skos skrzydła	7°30'		Obroty żeberków	75 obr/min
Powierzchnia skrzydła	48,85 m <sup>2</sup>	66,9 m <sup>2</sup>	Moc potrzebna do lotu	0,25 kW
Powierzchnia usterzenia	5,96 m <sup>2</sup>		Doskonałość nad powierzchnią morza	0,33 kW
Masa własna	25 kg	32 kg	Doskonałość na wysokości 3,66 m	28
Masa w locie	95,8 kg		Wysokość lotu	4,66 m
Obciążenie powierzchni skrzydła	2,21 kg/m <sup>2</sup>		Prędkość lotu	13,7 km/s





„Pomoce konstrukcyjne” mają już dość bogatą tradycję jako zestawienia informacji przydatnych dla osób zajmujących się działalnością techniczną w ścisłym znaczeniu tego słowa. Zasadą było publikowanie konkretnych informacji, dających się zastosować w praktyce.

Dziś, w kwietniowym numerze *TLiA*, pragniemy dać Czytelnikom zestawienie ogólniejszych praw i zasad, których działanie odczuwa na sobie każdy, kto stara się przebić nowe drogi w technice.

Prawa Murphy'ego wzięły nazwę od nazwiska kapitana Eda Murphy'ego, inżyniera prowadzącego prace doświadczalne z zakresu symulacji wypadków lotniczych w Edwards Air Force Base, Muroc, Kalifornia. Kpt. Murphy, po stwierdzeniu, że czujnik użyty do pomiaru sił w pasach bezpieczeństwa działa źle wskutek błędnego podłączenia tensometrów do mostka stwierdził gorzko: „Jeżeli jest jakaś możliwość, żeby coś zrobić źle, to on to zrobi” — mając na myśli swego pomocnika, który łączył układ.

Powiedzenie, nazwane prawem Murphy'ego, w swojej ogólnej formie okazało się prawdziwe i szybko zrobiło karierę.

Dziś, podając Czytelnikowi niektóre odmiany tych zasad i twierdzenia im pokrewne życzymy, aby uzbrojony w ich znajomość tym łatwiej torował drogę dla postępu technicznego w naszym lotnictwie.

### Prawo Murphy'ego — postać ogólna

Jeżeli coś może pójść źle, to pójdzie źle.

Uzupełnienia:

- Nic nie jest tak łatwe, jak wygląda.
- Wszystkie sprawy zajmują więcej czasu niż można się spodziewać.
- Spośród kilku okoliczności, które mogą skomplikować dane przedsięwzięcie, zdarzy się właśnie ta, która spowoduje najważniejsze kłopoty.
- Jeżeli się przewiduje, że istnieją cztery okoliczności, które mogą uniemożliwić przedsięwzięcia i zostaną podjęte środki zabezpieczające przed ich wystąpieniem, wtedy natychmiast utworzy się piąta okoliczność.
- Jeżeli zabierasz się do zrobienia czegoś, natychmiast się okazuje, że coś innego musi być zrobione wcześniej.
- Każde rozwiązanie problemu stwarza nowe problemy.
- Nie można żadnego urządzenia zrobić „odpornym na głupotę”, ponieważ głupcy są genialni.
- Prawdopodobieństwo jakiegoś zdarzenia jest odwrotnie proporcjonalne do tego, jak żądane jest dane zdarzenie.

### Stała Murphy'ego

Stopień uszkodzenia urządzeń będzie wprost proporcjonalny do ich wartości.

### X prawo termodynamiki Murphy'ego

Sprawy idą tym gorzej, im większy nacisk się na nie kładzie.

### Prawo obserwacji perspektywicznej

Nic nie wygląda z bliska tak ładnie, jak wyglądało z daleka.

### Komentarz Hilla do prawa Murphy'ego

- Jeżeli możemy dużo stracić, gdy rzeczy pójdą źle — staramy się.
- Jeżeli nie mamy niczego do stracenia — odpęramy się.
- Jeżeli mamy dużo do zyskania — odpęramy się.
- Jeżeli rezultat jest dla nas bez znaczenia, to nie ma też znaczenia, co robimy.

### Komentarz do prawa Murphy'ego:

Murphy był optymistą...

### Ostrzeżenie:

W każdym tłumie znajdzie się jakiś pomocnik Murphy'ego...

### Prace naukowo-badawcze

#### Rozszerzona zasada Heisenberga

W zakresie prac naukowo-badawczych tylko dwa spośród istniejących trzech parametrów mogą być określone. Parametrami są: zadanie, termin, nakłady.

— Jeżeli określone jest zadanie i wyznaczony termin, nikt nie jest w stanie oszacować, jaki będzie koszt przedsięwzięcia.

— Jeżeli czas i nakłady są ściśle zaplanowane, nie sposób przewidzieć, jaka część zadania zostanie zrobiona.

— Jeżeli zarówno zadanie, jak i nakłady są ściśle określone, nikt nie potrafi przewidzieć, czy i kiedy zadanie zostanie zakończone.

— Jeżeli zaś ktoś jest w tym szczęśliwym położeniu, że może dokładnie określić wszystkie trzy parametry to oznacza, że temat którym się zajmuje nie może być zaliczony do prac naukowo-badawczych.

● Gdy znany i mający wieloletnie doświadczenie ekspert stwierdza, że coś jest możliwe, najprawdopodobniej ma rację. Gdy tenże stwierdza, że coś jest niemożliwe, najprawdopodobniej się myli.

● Ludzie będą działać racjonalnie, jeżeli nie będą mieli żadnej innej możliwości.

● Zaden cenny podręcznik, który pożyczyleś komuś, nie zaginie, oprócz tego na którym specjalnie ci zależy.

#### Prawo Maiera

Jeżeli fakty nie potwierdzają teorii, należy je odrzucić.

Uzupełnienia:

— Im obszerniejsza jest teoria, tym lepsza.

— Doświadczenie może być uznane za udane, gdy nie więcej niż 50% wyników pomiarów należy odrzucić, aby uzyskać zgodność z teorią.

#### Prawo Williamsa

Gdy zgromadzi się dostatecznie dużo danych, wszystko można udowodnić metodami statystycznymi.

#### Czwarte prawo rewizji:

Po dokładnym i pracochłonnym zbadaniu próbki okazuje się, że to niewłaściwa próbka i nie ma żadnego związku z danym zagadnieniem.

#### Zasady pracy doświadczalnej

Nigdy nie powtarzaj udanego eksperymentu.

Jeżeli eksperyment się udaje, to znaczy, że coś działa źle.

Eksperymenty powinny być powtarzalne — powinny one wszystkie nie udać się w taki sam sposób.

Jakikolwiek byłby wynik doświadczenia zawsze znajdzie się ktoś, kto będzie próbował:

- a) interpretować wynik odwrotnie,
- b) zlekceważyć go,
- c) wierzyć, że potwierdza on jego własną, ulubioną teorię.

### Obliczenia

#### Prawa ogólne

— Do obliczeń wkradnie się każdy możliwy błąd.

— Błąd w obliczeniach będzie takiego rodzaju, że spowoduje największą możliwą szkodę.

— W każdym obliczeniu stale (szczególnie te, które bierze się z poradników) mogą okazać się zmiennymi.

— Jeżeli więcej niż jedna osoba bierze udział w obliczeniach, nikt nie okaże się winny.

— Jeśli na podstawie doświadczenia ustalona zostanie wartość współczynnika bezpieczeństwa, odpowiadająca maksymalnym spotykanym obciążeniom, natychmiast jakiś genialny idiota wymyśli sposób przekroczenia tej wartości.  
*Równania Snafu*

Jeżeli w zagadnieniu występuje  $n$  równań, to liczba niewiadomych wynosi  $n + 1$ .

— Wielkość lub bit informacji najbardziej potrzebny okaże się najtrudniej dostępny.

— Gdy już wypróbowałeś bezskutecznie wszystkie możliwości okaże się, że istnieje jeszcze jedno rozwiązanie, oczywiste dla każdego.

## Stała Skinera \*)

Jest to wielkość, przez którą należy pomnożyć lub podzielić, albo którą należy dodać lub odjąć od wyniku jaki uzyskałeś, aby otrzymać wynik, jaki powinienes uzyskać.

### O zbiorach

W danym zbiorze danych, liczba uważana za najbardziej pewną i nie wymagającą sprawdzenia, okaże się błędna.

### Uzupełnienia:

— Nikt, do kogo zwrócisz się o pomoc, nie wykryje tego błędu.

— Każdy nieproszony doradca zauważy go natychmiast.

### Prawo błędów

Gdy błąd zostanie znaleziony i usunięty okaże się, że wartość usunięta była poprawna.

### Uzupełnienie:

Gdy się to okaże, nie będzie już można odnaleźć usuniętej liczby i wstawić jej do równania.

## Programowanie

### Prawa programowania

— Dowolny program, gdy już jest uruchomiony, okazuje się niepotrzebny.

— Każdy program kosztuje więcej i zajmuje więcej czasu niż przypuszczano.

— Jeżeli program jest użyteczny, będzie musiał być zmieniony.

— Jeżeli program jest bezużyteczny, trzeba będzie opracować do niego pełną dokumentację opisową.

— Każdy program będzie powiększał się tak długo, aż zajmie całą dostępną pamięć.

— Wartość programu jest wprost proporcjonalna do ciężaru jego wydruków.

— Złożoność programu będzie rosła aż do chwili, gdy przewyższy umiejętności programisty.

— Najistotniejszy błąd programu zostanie wykryty nie wcześniej niż w sześć miesięcy po wprowadzeniu programu do użytkowania.

— Karty sterujące, które są zabezpieczone przed niewłaściwym ułożeniem, na pewno ktoś ułoży niewłaściwie.

— Wzajemnie zamienne taśmy nie będą wzajemnie zamienne.

— Jeżeli czytanie danych zostało tak zorganizowane, aby zapewnić odrzucenie wszystkich błędnych danych, jakiś utalentowany idiota znajdzie jednak metodę, umożliwiającą wprowadzenie błędnych danych.

### Prawo zawodności

— Komputery są zawodne, ale ludzie są jeszcze bardziej zawodni.

— Każdy system, który polega na niezawodności człowieka, jest zawodny.

— Błędów niewykrywalnych jest nieskończenie wiele rodzajów, natomiast błędów wykrywalnych jest, z założenia, ściśle ograniczona liczba.

— Nakłady na niezawodność będą wzrastać aż do chwili, gdy ktoś zażąda wykonania jakiejś użytecznej pracy.

### Prawo Brooka

Dodawanie programistów do grupy, pracującej nad opóźnionym programem, powiększa jego opóźnienie.

### Prawo entomologii cybernetycznej

Zawsze znajdzie się jeszcze jedna „pluskwa” w programie.

## Prace konstrukcyjne

### Zasada podstawowa

Jeżeli zadanie polega na wykonaniu rekordowego skoku, to należy szukać jednego, który potrafi skoczyć siedem metrów a nie siedmiu, z których każdy umie skoczyć po trzy...

### Zasada rozciągliwości czasu

Nikt nie ma dość czasu, aby rzecz wykonać dobrze, ale zawsze później jest czas, aby ją zrobić od początku.

Zaprojektuj urządzenie, które będzie się nadawało nawet dla głupca, a tylko głupiec zechce je używać.

### Zasada wyboru założeń

Wcześniej lub później najbardziej niekorzystne okoliczności występują równocześnie.

Niestarannie zaplanowany projekt zajmuje trzykrotnie więcej czasu niż zakładano; starannie — tylko dwukrotnie.

Pierwsze 90% zadania zajmuje 90% czasu przewidywanego na jego wykonanie; następne 10% zadania zajmuje następnie 90% czasu.

### Zasada ustalania harmonogramu

Aby ustalić czas na wykonanie zadania pomyśl, ile to

powinno trwać, pomnóż to przez dwa, a następnie zmień jednostkę na wyższą. W ten sposób dla pracy jednogodzinnej bywa ustalony termin dwudniowy.

\*

● Najbardziej istotny wymiar na każdym rysunku ma największą szansę, że zostanie pominięty.

● Jeżeli instalacja próbna funkcjonuje bezbłędnie, to wszystkie seryjne będą działać źle.

● Istotne zmiany konstrukcyjne okażą się konieczne dopiero w chwili, gdy projekt jest niemal gotowy.

● Przy projektowaniu dowolnej konstrukcji, żaden wymiar złożony nie może być obliczony prawidłowo o 14<sup>30</sup> w piątek przed wolną sobotą.

### Prawa modyfikacji

I. Informacje decydujące o konieczności zmian w projekcie będą przekazane konstruktorowi po tym — i dopiero po tym — jak dokumentacja zostanie zakończona (to prawo bywa nazywane „Teraz Nam Mówią!”).

II. Im bardziej nieznaczna wydaje się modyfikacja, tym dalej sięga jej wpływ i tym więcej rysunków musi być przerysowanych.

III. Jeżeli w chwili, gdy zakończenie projektu jest bardzo bliskie, projektant otrzymuje prawdziwe dane wyjściowe zamiast tych, które do tej pory uważano za prawdziwe — zawsze najprościej jest rozpocząć projektowanie od nowa.

IV. Nakład pracy, jaki byłby potrzebny do „zmiany kierunku” projektu, rośnie w postępie geometrycznym z upływem czasu.

### Zasada finalizacji przedsięwzięć

Lepszy jest okropny koniec niż okropność bez końca.

### Prawa budowy prototypów

— Tolerancje będą się sumowały w jedną stronę i to tak, aby montaż był jak najtrudniejszy.

— Jeżeli prototyp wymaga  $n$  elementów pewnego typu, w magazynie będzie ich zawsze  $n - 1$ .

— Silnik będzie obracał się w przeciwną stronę niż spodziewano się.

— Obwód zabezpieczający przed awarią stanie się przyczyną zniszczenia innych elementów.

— Transzystor, chroniony przez szybko działający bezpiecznik, ochroni ten bezpiecznik, ponieważ sam spali się pierwszy.

— Wada urządzenia nie zostanie odkryta aż do chwili, gdy będzie ono miało za sobą odbiór końcowy.

— Zakupione elementy czy przyrządy będą odpowiadały swoim charakterystykom tak długo — i tylko tak długo — aż przejdą kontrolę odbiorczą.

— Po odkręceniu ostatniej z 16 śrub mocujących pokrywę okaże się, że to nie ta pokrywa miała być zdjęta.

— Po przykręceniu ostatniej z 16 śrub trzymających pokrywę — zostanie znaleziona uszczelka, którą zapomniano podłożyć.

— Po zakończeniu montażu urządzenia, niektóre jego elementy zostaną znalezione na stole, gdzie odbywał się montaż.

— Każda rurka czy kątownik obcięte według podanego wymiaru okażą się za krótkie.

— Instrukcje na temat zabudowy i użytkowania zakupionego urządzenia zostaną natychmiast wyrzucone przez dział przyjmujący to urządzenie.

— Każdy element, wymagający obsługi lub regulacji, okaże się najmniej dostępny.

— Nigdy nie występuj do poddostawcy z reklamacją na temat jego wyrobów. Przecież stemple kontroli technicznej są w porządku nawet przy ctworach, których w ogóle nie wykonano.

### Zasady budowy maszyn

— Każdy spadający przedmiot spada w taki sposób, aby spowodować największą szkodę (prawo to bywa nazywane prawem selektywnej grawitacji).

— Najbardziej delikatną częścią urządzenia okaże się ta, która została upuszczona.

— Każde narzędzie, gdy spadnie, potoczy się w najmniej dostępny zakątek warsztatu.

### Uzupełnienie:

— Po drodze spadnie komuś na nogę.

— Niezawodność urządzenia jest odwrotnie proporcjonalna do liczby i ważności osób doglądających je.

— Doświadczenie wzrasta proporcjonalnie do liczby zniszczonych urządzeń.

### Zasada Cahna

Gdy wszystko inne zawiedzie, zapoznaj się z instrukcją.

### Prawo dotyczące urządzeń uniwersalnych

Im mniej funkcji ma wykonywać urządzenie, tym lepiej te funkcje wykonuje.

\*) W pewnym kraju bywa zwana „stałą Kowalskiego”.

## XIV Sympozjum Dynamiki Płynów

XIV Sympozjum Dynamiki Płynów organizowane przez Zakład Mechaniki Płynów Instytutu Podstawowych Problemów Techniki PAN odbyło się w dniach 3-8 września 1979 r. w Białejówku k. Kórnik. Uczestniczyli w nim 222 osoby, w tym 130 z zagranicy, z 19 krajów. Wygłoszono aż 145 referatów. Grupy tematyczne wygłaszanych referatów były następujące: Turbulencja; Przepływ z uwzględnieniem lepkości; Magneto-hydro-dynamika i przepływ plazmy; Przepływ ściśliwy; Przepływ nieściśliwy; Aerodynamika; Przepływ wielofazowy; Stateczność hydrodynamiczna; Dynamika gazów rozrzedzonych; Aeroelastyczność; Mechanika płynów w atmosferze.

Inicjator Sympozjum prof. W. Fiszdon tak scharakteryzował wynik obrad: „... Jest dobrze i pożytecznie, że mechanika płynu rozwijana wraz z aerodynamiką lotniczą — zasadniczo przez instytuty i ludzi związanych z lotnictwem — znajduje coraz większe zastosowanie w innych dziedzinach, w których przepływy gazu i cieczy o swobodnej powierzchni lub w zamkniętych przewodach mają rolę podstawową”.

W ubiegłych latach wśród naukowych opisów zjawisk dotyczących mechaniki płynów widać łączenie się mechaniki płynów z zagadnieniami cieplnymi. Na obecnym Sympozjum omawiano także zagadnienia dotyczące akustyki. Wiele referatów bezpośrednio dotyczyło przemysłowej aparatury chemicznej. Z wygłoszonych referatów można było wnioskować, że przy rozwiązywaniu zagadnień przepływowych coraz większe zastosowanie ma matematyka i komputery, choć, zdaniem autora, nie mniej ważną sprawą są doświadczenia, gdyż przy założonych opływach z oderwaniem i zawiroowaniem nawet badania nad modelami w skali zawodzą.

Organizatorzy wprowadzili wiele nowości w prezentowaniu poszczególnych tematów.

Można było rozróżnić:

— system wykładowo-odczytowy: autor wygłasza swój referat, na zakończenie słuchacze zadają pytania, czyli może tu być pewnego rodzaju dyskusja;

— system plakatowy: poszczególni autorzy (lub grupa autorów) opracowujący to samo zagadnienie, wywieszają na tablicach wykresy czy tezy i wyniki badań. Słuchacze zainteresowani danym tematem proszą autora o wyjaśnienia czy uzupełnienia. W określonym dniu i określonym miejscu gromadzi się sprawa możliwie pokrewne;

— spotkania „okrągłego stołu” dotyczą jednego, określonego tematu. Po zagaleniu przez przewodniczącego zebrani wypowiadają się i dyskutują nad tym tematem.

Ważną rolę odgrywały rozmowy kulturalowe osób zainteresowanych wspólnym tematem. Dla ułatwienia i zainicjowania ważnych osobistych kontaktów i swobodnej dyskusji odbyły się dwa wieczorne spotkania towarzyskie i raz ognisko, z muzyką i nawet wokalnymi występami przedstawicieli poszczególnych narodowości.

W referatach i dyskusjach obowiązujący był język angielski. Aby zapobiec skupianiu się uczestników w swoich kołach, nie tylko narodowych, ale i nawet macierzystych instytucji — organizatorzy zastosowali dowcipny sposób losowania miejsc przy posiłkach. Prowadziło to do zabawnych spotkań np. Polaków, którzy rozmawiali ze sobą urzędowym językiem angielskim.

Niektóre badania i rozważania dotyczyły bezpośrednio zjawisk zachodzących w przyrodzie, czy nawet wprost w biologii. Zbyt mało mówiono na temat aerodynamiki opływów nieustalonych, które odgrywają dużą rolę właśnie w lotnictwie.

Ciekawe były dane dotyczące zjawisk hydrodynamicznych zachodzących na Jowiszu. Prelegent T. Maxworthy, profesor z Uniwersytetu w Los Angeles, pokazał film dotyczący ruchu planety. Na zdjęciach filmowych widać było wyraźnie, że warstwy powierzchniowe poruszają się z różnymi prędkościami, są one równoległe, prostopadłe do osi planety. Czerwona ciemna plama jest gigantycznym wirrem, powstałym na granicy dwóch warstw poruszających się z różnymi prędkościami. Obraz komplikują wytryski w pasie równikowym. Środkowe (bliźsze równika) warstwy poruszają się szybciej niż leżące bliżej bieguna. Maxworthy ułożył równania dotyczące ruchu powierzchni Jowisza. Obraz rzeczywisty całkowicie pokrywa się z wyliczonym modelem matematycznym. „Czerwona Plama” wiruje w miejscu, jej położenie zmienia się i ma małe ruchy pulsacyjne.

Dwa polskie referaty przedstawiciele Instytutu Geofizyki dotyczyły atmosfery: „Poziomy, turbulentny strumień ciepła w atmosferycznej warstwie powierzchniowej” i „Siły ciśnieniowe niearchimedesowskie w modelowej dyszy w atmosferze”. Zagadnienie dotyczyło dynamiki ruchu chmur. Ciekawy był referat dotyczący badań opływu terenu przez wiatr pod wpływem zalesienia.

Z ciekawszych referatów lotniczych można wymienić: „Turbulencyjna struktura w śladzie oscylującego profilu” i „Stateczność przy obliczaniu nieustalonego przepływu potencjalnego”. Schemat tych obliczeń jest pomocny do analizy transonicznego flatteru. Pokrewny temat to: „Nowa metoda obliczania skośnego płata w opływie transonicznym”. Bardzo potrzebny był dla lotnictwa temat „Wyniki badań zjawisk wtórnego przepływu na kadłubie i w układzie płat — kadłub szybowca”. Okazuje się, że zjawisko to powoduje konieczność modyfikacji geometrii przejścia płat-kadłub. Lotniczy również był referat pt. „Nietypowy opływ w obszarze przejściowym na laminarnym profilu lotniczym”.

Seria przedstawionych prac dotyczyła opływu łopatek sprężarek i turbin lub też rozkładu energii na łopatach (kaskady). Do tej grupy należał referat: „Turbulentna nieustalona warstwa przyścienna na łopatach wirnika śmigłowca czy turbiny”, zbliżony tematycznie był referat „Zastosowanie metod relaksacji do obliczeń transonicznego przepływu przez kaskadę cienkich profili”.

Jako przykłady tematów nielotniczych, lecz mających zastosowanie w różnych urządzeniach technicznych można wymienić: „Film sprężonego gazu pomiędzy sztywną i podatną powierzchnią”, „Dwuwarstwowy przepływ w układzie wirującym”; „Pewne zagadnienia teorii przepływu gazu bez równowagi”; „Teoria przepływu w ośrodku ściśliwym przy dopływie ciepła” (ogólnoprzeładowy, szczególnie ciekawy temat podający nowe kierunki rozwoju teorii i badań); „Tworzenie się turbulencji przy przepływie przez oscylującą siatkę”; „Numeryczne obliczenia strat ciśnienia i wymuszonego konwekcyjnego przenikania ciepła w wirującym kanale o narzuconym przekroju poprzecznym”.

Również bardzo „matematyczny” był referat „Numeryczne badania stateczności przepływu płynu i plazmy”. Autor wykazał niestateczność równań dla pewnego zakresu liczb Reynoldsa. Drugim referatem o podobnym charakterze było rozważanie: „O istnieniu klasycznych rozwiązań równań Navier-Stokesa”.

Po wysłuchaniu wszystkich referatów nasuwa się spostrzeżenie, że wiele uczelni czy instytutów w Polsce pracuje nad ciekawymi sprawami przepływowymi, ma duże osiągnięcia, które jednak nie były przedmiotem obrad XIV Sympozjum. Może na przyszłość powinno to być zmienione tak, aby na Sympozjum można było poznać możliwie wszystkie osiągnięcia krajowe w dziedzinie dynamiki płynów.

Doc. dr inż. Zdzisław Brodzki

## Zastosowanie laserów w badaniach silników

Naukowcy z United Technologies Research Center — pracujący w ramach programu zmniejszenia zanieczyszczeń w gazach wylotowych silników turbinowych — zastosowali po raz pierwszy światło laserowe do pomiaru temperatury wewnątrz komory spalania silnika.

Opracowana w tym celu metoda CARS (Coherent Anti-Stokes Raman Spectroscopy) polega na skrzyżowaniu wewnątrz komory spalania, w punkcie, w którym ma być określona temperatura, strumieni światła dwóch laserów o nieco różnych częstotliwościach. Widmo pojawiającego się strumienia jest miarą temperatury w punkcie przecięcia wiązek światła, a intensywność strumienia — gęstości gazu.

W przeciwieństwie do konwencjonalnych metod pomiaru temperatury czy ciśnienia, metoda laserowa nie powoduje zaburzeń w badanym przepływie i może być stosowana w dowolnie wysokich temperaturach.

W.K.



## Zasada „nieporozumienia stosowanego”

— Element, którego producent zapomniał wysłać, jest tym, który decyduje o 75% wartości dostawy.

### Modyfikacja:

Nie tylko zapomnieli wysłać; w 50% przypadków nawet go nie wyprodukowali.

— Dostawa, która trwa normalnie jeden dzień, będzie trwała pięć, jeśli jest niecierpliwie oczekiwana.

— Po dodaniu do harmonogramu dwóch tygodni na niespodziewane opóźnienia, dodaj jeszcze dwa na nadspodziewane niespodziewane opóźnienia.

— W każdej grupie elementów, noszących to samo oznakowanie, znajdzie się jeden, który nie powinien go nosić (powyższe nie zostanie wykryte wcześniej niż w chwili, gdy ktoś spróbuje umieścić ten element zgodnie z oznakowaniem).

### Prawa Tadeusza Sołtyka

— Każde działanie konstruktora nad samolotem przesuwają środek ciężkości samolotu do tyłu.

— Jeżeli z samolotu zdjąć jakiś element i bez żadnych zmian powtórnie go założyć, samolot okazuje się cięższy.

### Prawa Stanisława Lassoty

— Każda godzina pracy w biurze konstrukcyjnym powiększa ciężar własny samolotu.

— Jeżeli samolot przy oblocie zachowuje się — bez określonej przyczyny — niewłaściwie, należy jak najwięcej elementów konstrukcyjnych z niego zdjąć i zastąpić takimi samymi, wziętymi z innej sztuki lub z magazynu..., a zaw sze odniesie to pozytywny skutek (z PWS).

Na podstawie: C. Northcote Parkinson: *Parkinson's Law, Mrs Parkinson's Law, The Law and the Profits, The Law of Delay, In-Laws and Outlaws; Dr Laurence J. Peter and Raymond Hull: The Peter Principle. „Journal of Irreproducible Results”, „Datamation”; Arthur Bloch: Murphy's Law and other reasons why things go wrong* opracował A. K.

EO/49/K/80

## Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

### Z działalności Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP we Wrocławiu

W latach 1975-1979 Oddział Sekcji Lotniczej SIMP we Wrocławiu zwiększył się przeszło pięciokrotnie: z 32 do 170 członków. Członkowie działają w 3 zespołach Sekcji: w PZL-Hydral, w Oleśnicy i miejscowej jednostce. W skład Oddziału wchodzi też Koło Juniorów przy Lotniczych Zakładach Naukowych.

Aktyw simpowski zorganizował narady dotyczące:

— rozwoju działalności lotniczej w środowisku wrocławskim oraz

— układów paliwowo-regulacyjnych współczesnych silników turbinowych.

Wygłoszono wiele odczytów, a m.in.:

— budowa, zasady lotu i pilotowania lotni,

— działalność konstruktorów lotniczych w PZL-Hydral,

— tendencje rozwoju techniki lotniczej i ich oddziaływanie na procesy eksploatacji i przygotowanie kadr,

— tytan jako tworzywo w konstrukcji i obróbce,

— praktyki zawodowe w firmach zachodnich zorganizowane przez UNIDO.

Działalność szkoleniowa obejmuje doskonalenie kadry konstruktorskiej PZL-Hydral w dziedzinie elektronizacji układów zasilania silników lotniczych i hydrauliki płaszczykowej oraz omówienie produkcji i doświadczeń w zakładach PZL w Mielcu, Rzeszowie, Świdniku, Kaliszu i Bielsku-Białej.

Z innych prac Oddziału należy wymienić:

— zorganizowanie dyskusji środowiskowej i opracowanie tez na ogólnokrajową naradę nt. roli nauki w podniesieniu efektywności gospodarowania. Na naradzie tej przewodniczący Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP reprezentował makroregion południowo-zachodni,

— nawiązanie współpracy z Aeroklubem Wrocławskim, redakcją *Słowa Polskiego* i periodykiem zakładowym *Życie Załogi* w sprawie imprez lotniczych,

— wyświetlenie w kołach SIMP 40 filmów o tematyce lotniczej i astronautycznej dla ok. 2500 osób,

— organizowanie obchodów Święta Lotnictwa. Należy wymienić dużą imprezę z 28 sierpnia 1978 r., w której wzięły udział: Oddział Sekcji Lotniczej, Aeroklub, redakcja *Słowa Polskiego* i Sekcja z Oleśnicy. Przy tej okazji zorganizowano wystawę sprzętu lotniczego, pokazy lotnicze i loty pasażerskie oraz zwiedzono ośrodki szkoleniowy w Oleśnicy,

— zorganizowanie kolportażu specjalistycznej prasy technicznej dla członków Sekcji,

— propagowanie współpracy autorskiej z redakcjami czasopism technicznych,

— zorganizowanie obsługi prasowej kół Sekcji Lotniczej.

### Migawki z zebrania sprawozdawczo-wyborczego Sekcji Lotniczej we Wrocławiu

21 listopada 1979 r. w Oddziale Sekcji Lotniczej SIMP we Wrocławiu odbyło się zebranie sprawozdawczo-wyborcze, w którym wzięło udział 78 członków Sekcji Lotniczej, a także wiceprzewodniczący Zarządu Oddziału Wojewódzkiego SIMP kol. Z. Wiśniewski, przedstawiciel Rady Zakładowej PZL-Hydral Z. Barczyk oraz przewodniczący Klubu Techniki i Racjonalizacji PZL-Hydral A. Sołoduszkiewicz. Zebranie prowadził kol. Borcz. Poniżej przytaczamy wypowiedzi w dyskusji.

**Kol. Polański:**

— środowisko simpowskie powinno być wzorem i wzmagać aktywność społeczną, powinno też pomóc w podejmowaniu decyzji gospodarczych,

— należy wyzwać inicjatywy członków Sekcji Lotniczej i wyjść z wnioskami poza nasze Stowarzyszenie,

— należy rozszerzyć działalność na rzecz rozwoju rzeczoznawstwa i popularyzować wymagania dotyczące przyznawania specjalizacji,

— należy przenieść do bieżącego planu działania nie zrealizowane wnioski ze spotkania środowiska lotniczego w PZL-Hydral w 1977 r.

— trzeba podjąć starania, aby wyróżniający się pracownicy lotnictwa mogli uzyskać bezpłatne bilety PLL LOT.

**Kol. Girulski:**

— nasuwa się wniosek, aby powołać radę koordynacyjną organizacji lotniczych: SIMP, SITK, Klubu Publicystów Lotniczych i in.,

— należy dążyć do tego, aby działalność Sekcji Lotniczej SIMP była odczuwalna w realiach gospodarczych,

— w planach działania trzeba uwzględnić wzrost znaczenia techniki i zwiększenia roli lotnictwa.

**Kol. Fic** uważa, że praca Zarządu Sekcji powinna być ukierunkowana na wykorzystanie inicjatyw dla uzyskania efektów w miejscu pracy.

**Kol. Borowczyk** domaga się doksztalcenia kadry lotniczej w zakresie racjonalnej eksploatacji sprzętu.

**Kol. Mazur** proponuje, aby wymieniając doświadczenia popularyzować nowe technologie lotnicze oraz postuluje wydanie informatora o działalności Sekcji.

**Kol. Chudzik** wnioskuje, aby rozszerzyć współpracę z SITK i lotnierzami, zapewnić pomoc PZL-Hydral i zainicjować we Wrocławiu nadawanie ulicom nazwisk ludzi lotnictwa.

**Kol. Choroszczak** postuluje zwiększenie zainteresowania patentami lotniczymi, proponuje dodatkowe wynagrodzenie.

**Kol. kol. Kasznia, Katwa i Zalewski** domagają się zwiększenia współpracy i zainteresowania Kołem Juniorów SIMP w LZN (program współpracy, popularyzacja lotnictwa, zainteresowanie służbą wojskową).

Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP we Wrocławiu wprowadził miły zwyczaj uroczystego wręczenia legitymacji SIMP nowo przyjętym członkom.

Za duży wkład pracy w działalność Sekcji Lotniczej SIMP, Zarząd Oddziału Wojewódzkiego SIMP wyróżnił sześciu kolegów dyplomami, zaś 16 nagrodzono wartościowymi książkami. Dyplomy uznania otrzymali kol. kol.: Marzec, Chudzik, Chrobot, Wasilewski, Kaczkowski i Kołodziej, a książki m.in. kol.: Polański, Albrychowicz, Marzec, Chrobot, Wasilewski i Borowczyk oraz współpracujący z Sekcją Lotniczą kol. Spała i kol. Batog. Zasłużonym Kolegom składamy serdeczne gratulacje.

Przedstawiciel Zarządu Oddziału Wojewódzkiego wręczył 20 legitymacji nowym kolegom Sekcji Lotniczej SIMP.

### Nowy Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP we Wrocławiu

Wybrany na zebraniu sprawozdawczo-wyborczym w dniu 21.XI.1979 r. nowy Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej ukonstytuował się następująco:

przewodniczący — mgr inż. Zbigniew Girulski, wiceprzewodniczący — mgr inż. Andrzej Polański i mgr inż. Tadeusz Albrychowicz, sekretarz — inż. Kazimierz Marzec; członkowie: dr inż. Mirosław Chrobot, dr inż. Edmund Jaworski, mgr inż. Krzysztof Wasilewski, mgr inż. Zbigniew Oźga, technik Piotr Muzol, dr inż. Sławomir Fic, mgr inż. Henryk Borowczyk, mgr inż. Wiktor Chudzik.

Nowemu Zarządowi Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP we Wrocławiu życzymy podjęcia wielu pożytecznych inicjatyw i pomyślnego wykonania zadań zaleconych w uchwale.

**Aerohydrodynamiczne badania (I)**

- 1 — badania na modelach, b. modelowe
- 2 — b. tunelowe, b. w tunelu aerodynamicznym
- 3 — b. z uwzględnieniem aero-sprężystości
- 4 — b. modelu swobodnie latającego
- 5 — b. korkociągowe
- 6 — b. modeli katapultowanych
- 7 — b. modeli (swobodnie) spadających
- 8 — b. na sankach rakietowych, b. na wózku rakietowym
- 9 — b. w locie, b. w powietrzu
- 10 — b. w basenie holowniczym
- 11 — b. dzielności morskiej, b. pływalności
- 12 — dynamometr oporowy
- 13 — wywoływacz fal
- 14 — metoda modeli dynamicznie podobnych
- 15 — metoda analogii
- 16 — m. a. elektrycznej
- 17 — m. a. hydraulicznej
- 18 — m. wizualizacji przepływu
- 19 — m. pyłowa
- 20 — m. dymowa
- 21 — m. chorągiewek, m. nitek
- 22 — m. iskrowa
- 23 — m. cieniowa
- 24 — m. „schlieren”
- 25 — waga aerodynamiczna
- 26 — w. o 6 składowych, w. o 6 stopniach swobody
- 27 — w. o 3 składowych, w. o 3 stopniach swobody
- 28 — wyłączenie (wagi), unieruchomienie w.
- 29 — łożysko powietrzne
- 30 — w. samopisząca
- 31 — w. tensometryczna
- 32 — w. prętowa, w. wspornikowa
- 33 — w. do pomiaru momentów przechyłających i odchyłających
- 34 — w. do pomiaru momentów zawiasowych
- 35 — sonda ciśnieniowa
- 36 — s. kąta natarcia
- 37 — (s. warstwy przyściennej)
- 38 — s. kierunku przepływu
- 39 — s. termoanemometryczna, termoanemometr
- 40 — s. ciśnienia całkowitego
- 41 — s. grzebieniowa, grzebień
- 42 — s. kulista, s. sferyczna
- 43 — s. ciśnienia statycznego
- 44 — s. dymowa
- 45 — s. ciśnienia spiętrzenia, s. c. całkowitego
- 46 — s. nitkowa
- 47 — s. klinowa
- 48 — manometr cieczowy
- 49 — m. wodny
- 50 — słup wody
- 51 — bateria manometrów
- 52 — wytwornica dymu
- 53 — wstępowe źródło światła

**Aerohydrodynamical tests (I)**

- 1 — (scale-) model testing
- 2 — wind-tunnel testing, „blow-down” tests
- 3 — aeroelastic t.
- 4 — free-flight model t.
- 5 — (free-) spin(ning) t.
- 6 — catapult model t.
- 7 — free-drop test, free-fall t.
- 8 — (rocket) sled test(s)
- 9 — (in-)flight t.
- 10 — towing t.
- 11 — seekeeping t.
- 12 — towing dynamometer, resistance d.
- 13 — wave maker
- 14 — dynamic simulation method
- 15 — analog m.
- 16 — electrical analogue m.
- 17 — hydraulic a. m.
- 18 — flow visualisation m.
- 19 — dust-flow m.
- 20 — smoke m., s. visualisation
- 21 — wool-tuft technique, tuft test
- 22 — spark method
- 23 — shadow(graph) m.
- 24 — schlieren m.
- 25 — aerodynamic balance
- 26 — six-component b.
- 27 — three-component b.
- 28 — arresting
- 29 — compressed-air bearing
- 30 — recording b.
- 31 — strain gauge b.
- 32 — sting b.
- 33 — rolling and yawing moment b.
- 34 — hinge moment b.
- 35 — air pressure probe
- 36 — angle-of-attack p.
- 37 — boundary layer p.
- 38 — flow direction p.
- 39 — hot-wire p., hot-wire gauge
- 40 — Pilot(-tube) p., impact-pressure) p., Pitot pressure gauge
- 41 — rake probe
- 42 — spherical p.
- 43 — static (-pressure) p.
- 44 — smoke p.
- 45 — total pressure p., stagnation-pressure p.
- 46 — tuft p.
- 47 — wedge p.
- 48 — liquid manometer
- 49 — water(-column) m.
- 50 — water column
- 51 — multiple manometer, multitube m.
- 52 — smoke generator
- 53 — strip light

**Aerohydrodynamische Versuche (I)**

- 1 — der Modellversuch
- 2 — der Windkanalversuch
- 3 — (die) aeroelastische Versuche
- 4 — der Freiflugmodell-Versuch
- 5 — die Trudelversuche
- 6 — der Katapultmodellen-Versuch
- 7 — der Fallversuch
- 8 — der (Raketen-) Schlittenversuch
- 9 — der Flugversuch
- 10 — der Schleppversuch
- 11 — der Seetüchtigkeitsversuch, der Seefähigkeitsversuch
- 12 — die Schleppwaage
- 13 — der Wellenerzeuger
- 14 — die Methode der dynamischen Simulation
- 15 — das Analogieverfahren
- 16 — (das) elektrisches Analogieverfahren
- 17 — (das) hydraulische A.
- 18 — das Strömungsvisualisations-Verfahren
- 19 — (die) Staubmethode
- 20 — (die) Rauchmethode
- 21 — (die) Fadenmethode, der Fadenversuch
- 22 — (die) Funkenmethode
- 23 — (die) Schattenmethode
- 24 — die Schlierenmethode
- 25 — (die) aerodynamische Waage
- 26 — die Waage für 6 Freiheitsgrade, die Sechskomponentenwaage
- 27 — die Dreikomponentenwaage
- 28 — die Arretierung
- 29 — (der) Luftpolster-Lager
- 30 — (die) selbstschreibende Waage
- 31 — die Dehnungsmessstreifenwaage
- 32 — die Ständerwaage
- 33 — die Roll-Giermomenten-Waage
- 34 — die Scharniermomentenwaage
- 35 — die Drucksonde
- 36 — die Anstellwinkel-Sonde
- 37 — (die) Grenzschicht-Sonde
- 38 — die Strömungsrichtungs-sonde, die Strömungssonde
- 39 — die Drahtsonde
- 40 — die Pitotsonde
- 41 — der Nachlaufrechen
- 42 — die Kugelsonde
- 43 — (die) statische Sonde
- 44 — die Rauchsonde
- 45 — die Voldrucksonde
- 46 — die Fadensonde
- 47 — die Keilsonde
- 48 — das Flüssigkeitsmanometer
- 49 — das Wassermanometer
- 50 — die Wassersäule
- 51 — das Vielfachmanometer, das Mehrfachmanometer
- 52 — (der) Raucherzeuger
- 53 — (die) Streifen-Lichtquelle

**Аэродинамические испытания (I)**

- 1 — испытания на модели
- 2 — и. в аэродинамической трубе
- 3 — и. с учётом аэроупругости
- 4 — и. свободнолетающей модели
- 5 — штопорные и.
- 6 — и. катапультируемых моделей
- 7 — и. в свободном падении
- 8 — и. на аэродинамической тележке, и. на ракетных салазках
- 9 — и. в полёте
- 10 — и. протаскиванием (в гидроканале)
- 11 — и. на мореходность
- 12 — динамометрическая буксировочная тележка
- 13 — генератор волн
- 14 — метод динамического моделирования
- 15 — м. аналонии
- 16 — м. электрической а.
- 17 — м. гидравлической а.
- 18 — м. визуализации течения
- 19 — пылевой м.в.т.
- 20 — дымовой м.
- 21 — м. шёлковинок, исследование с помощью ш.
- 22 — искровой метод
- 23 — теневой м.
- 24 — м. полос, шпирен-м.
- 25 — аэродинамические весы
- 26 — шестикомпонентные а.в.
- 27 — трехкомпонентные а.в.
- 28 — арретирование, стопорение
- 29 — воздушный подшипник
- 30 — самопишущие а.в.
- 31 — тензометрические а.в.
- 32 — стержневые а.в.
- 33 — а.в. для измерения моментов крена и рыскания
- 34 — а.в. для и. шарнирных моментов
- 35 — датчик воздушного давления, приемник в.г.
- 36 — д. угла атаки
- 37 — насадок для измерений в пограничном слое, микронасадок
- 38 — насадок — измеритель направления потока
- 39 — термоанемометр, термоанемометрический насадок
- 40 — и. для измерения полного давления
- 41 — гребёнка (измерительных) насадков
- 42 — сферический и.
- 43 — приемник статического давления
- 44 — дымарь
- 45 — приемник полного давления
- 46 — насадок с шёлковинками
- 47 — клиновидный и.
- 48 — жидкостный манометр
- 49 — водяной м.
- 50 — столб воды, водяной столб
- 51 — множественный м., батарейный м.
- 52 — дымарь
- 53 — ленточный источник света

K.D.

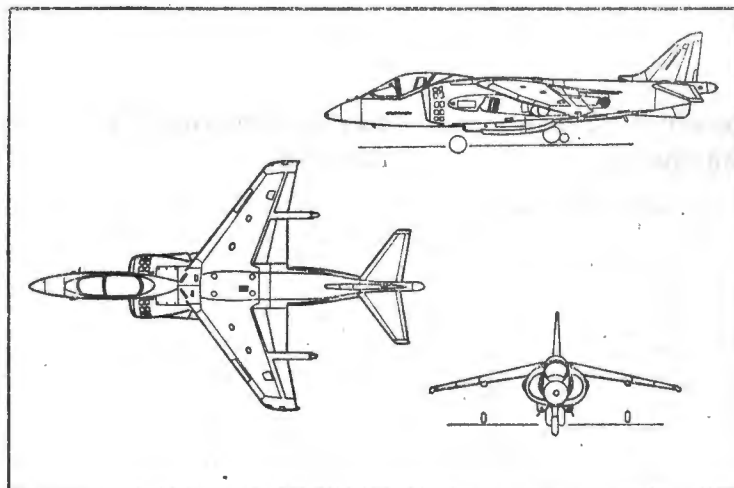
## McDonnell Douglas AV-8B • USA •

### Samolot szturmowy pionowego startu i lądowania

Wprowadzone w 1971 r. do uzbrojenia amerykańskiej piechoty morskiej samoloty szturmowe pionowego startu i lądowania McDonnell Douglas AV-8B, budowane z licencji brytyjskie Harriery, wykazały pełną przydatność tego rodzaju samolotów w operacjach desantowych. Mimo to amerykańsko-brytyjskie prace projektowe nad samolotem AV-16 zostały przerwane w 1974 r., ponieważ samolot ten wymagał zwiększenia ciągu silnika Pegasus do 10 900 daN (11 115 kG), co okazało się zbyt kosztowne. Postanowiono natomiast udoskonalić aerodynamikę i konstrukcję samolotu AV-8A tak, aby mógł on spełnić wymagania określone dla AV-16 (prawie dwukrotnie większy udźwieg uzbrojenia) przy nie zwiększonym ciągu silnika Pegasus 11 wynoszącym 9560 daN (9750 kG). W ten sposób powstał samolot AV-8B, którego aerodynamika została zbadana w tunelu aerodynamicznym — na modelu normalnej wielkości — i na dwóch prototypach YAV-8B przerobionych z samolotów AV-8A, których próby w locie rozpoczęto 9 listopada 1978 r.

Samolot AV-8B ma zupełnie nowy płat o powierzchni zwiększonej o 2,68 m<sup>2</sup> przy rozpiętości zwiększonej o 1,59 m i o nadkrytycznych profilach, które zmniejszają opory w zakresie przydzwiękowych prędkości lotu i zwiększają stosunek wyporu do oporu w manewrze. Położenie dużych jednoszczelinowych klap w fazie startu jest zsynchronizowane z położeniem dysz wylotowych silnika, dzięki czemu strumienie tylnych dysz wymuszają przepływ powietrza nad klapami, zwiększając siłę nośną o ponad 2980 daN (3040 kG). Wielodźwigarowa struktura płata zapewnia małą wrażliwość na uszkodzenia. Z wyjątkiem krawędzi natarcia i centralnego żebra, płat wykonany jest z tworzywa zbrojonego włóknem węglowym, co daje oszczędność masy 150 kg. W integralnych zbiornikach płata mieści się 900 kg paliwa. Gondole podwozia pomocniczego przesunięto z końca skrzydeł mniej więcej do połowy ich rozpiętości.

Przednią część kadłuba zmieniono w ten sposób, aby poprawić widoczność z kabiny i zwiększyć objętość pomieszczenia na awionikę. Zastosowano konstrukcję przekładkową z epoksydowym wypełniaczem i zbrojonymi włóknem węglowym okładzinami, co zmniejszyło masę o 25 kg. Ogónowa część kadłuba została wydłużona o 0,46 m, a jego konstrukcja — ze stopu aluminiowego — wzmocniona ze względu na większe obciążenia wynikające z rozszerzenia zakresu sterowania wektorem ciągu w locie poziomym. Pływające usterzenie wysokości jest wykonane, z wyjątkiem krawędzi natarcia, z tworzywa zbrojonego włóknem węglowym. Na podkadłubowych zasobnikach z działkami umieszczono pletwy, a poprzecznie przed nimi chowaną płytę. Zwiększa to dodatkową siłę nośną wytwarzaną przez odbite od ziemi strumienie wylotowe i zmniejsza zasysanie przez silnik gorących gazów wylotowych — wzrost siły nośnej wynosi ok. 530 daN. Wloty silnikowe zostały zaopatrzone w dodatkowy rząd okien pomocniczych, co zmniejszyło straty ciśnienia w warunkach startowych o 10% zwiększając ciąg o ok. 270 daN.



Seryjne samoloty AV-8B będą napędzane silnikiem Rolls-Royce F402-RR-405, który będzie udoskonaloną wersją Pegasus 11 o ciągu zwiększonym o ok. 340 daN i trwałości międzynaaprawczej 1000 h.

W skład wyposażenia wchodzić będzie m.in. celownik laserowo-telewizyjny umożliwiający ataki we wszelkich warunkach meteorologicznych za pomocą bomb konwencjonalnych, pocisków kierowanych laserem i pocisków powietrzeziemi Maverick kierowanych telewizyjnie. Sygnały z urządzeń awionicznych przekazywane są do kabiny pilota za pomocą światłowodów (nie podlegających zakłóceniom) i przedstawiane na wskaźnikach w postaci cyfrowej.

Przewiduje się budowę 336 samolotów AV-8B w celu zastąpienia samolotów AV-8A i A-4.

**Dane techniczne:** rozpiętość 9,23 m; długość 23,32 m; wysokość 3,54 m; powierzchnia płata 21,28 m<sup>2</sup>; masa własna 5783 kg; masa paliwa w wewnętrznych zbiornikach 3400 kg; masa podwieszonych 4173 kg; maks. masa do startu pionowego 8868 kg; maks. masa do startu skróconego (300 m) 13 040 kg; maks. masa do lądowania pionowego 8097 kg; liczba Ma w locie poziomym 0,71; promień działania w warunkach tropikalnych (32°C) 340 km z uzbrojeniem podwieszonym 4173 kg; 400 km z uzbrojeniem podwieszonym 1810 kg; 1168 km z dodatkowym paliwem 1430 kg w zbiornikach podwieszanych; zasięg przebazowania z czterema 1136 l zbiornikami podwieszanymi 4635 km; zużycie paliwa w czasie patrolowania 1510 kg/h.

W.K.

## Gates Learjet 54/55/56 Longhorn • USA •

### Odrzutowy samolot służbowy

19 kwietnia 1979 r. rozpoczęto w Wichita (Kansas) próby w locie pierwszego prototypu samolotu służbowego Learjet serii 50 Longhorn, podczas gdy drugi prototyp miał wystartować we wrześniu 1979 r.

Trzy odmiany samolotu Learjet serii 50: 54, 55 i 56 różnią się w zasadzie tylko charakterystykami udźwieg—zasięg: odmiana 54 może zabrać 11 pasażerów, podczas gdy odmiana 56 — tylko 7, lecz ma za to większy zasięg, natomiast odmiana 55 ma charakterystykę pośrednią.

Zgodnie z założeniami wytwórni samolot jest nową, udoskonaloną wersją poprzednich typów samolotów Learjet. Zastosowano w nim płat, który ma już za sobą 7000 h lotu na dwóch samolotach Learjet 28/29 i na samolocie doświadczalnym Learjet 35. Wykorzystano również wypróbowane silniki Garrett TFE731, lecz o 90 daN większym ciągu niż silniki tego samego typu, napędzające samoloty serii 30 (samoloty serii 20 mają silniki jednaprzepływowe General Electric CJ610). Tak więc samoloty serii 50 składają się z zespołów (płat, napęd, a także wiele instalacji) dopuszczonych do eksploatacji zgodnie z przepisami FAR P.25 i mających przy tym najnowsze rozwiązania techniczne.



Płat zaopatrzony jest w odgięte do góry końcówki (winglet) i ma nadkrytyczne profile, które wytwarzają poziomą, skierowaną do przodu składową siłę nośną, tłumiąc równocześnie zawirowania i zmniejszając tym samym opór indukowany. Zaokrąglony nos zwiększa siłę nośną, pozwalając na zmniejszenie kąta natarcia, a duże wydłużenie umożliwia zwiększenie wysokości przelotowej do 15 500 m. Jakkolwiek generatory wirów powodują opór własny, umieszczono je jednak przed lotkami, aby zapobiec ich flatterowi przy liczbie Ma lotu  $0,79 \div 0,81$  i przy obciążeniach  $1,2 \div 1,5$  g. Projektanci samolotu uważają, że aerodynamika płata łączy w sposób optymalny dobre właściwości startu i lądowania z dużym wznoszeniem i dużą prędkością przelotową na dużej wysokości. Struktura płata, podobnie jak w innych samolotach Learjet, jest ośmiódźwigarowa, przy czym pokrycie zostało wykonane z nowego stopu aluminiowego o zwiększonej wytrzymałości zmęczeniowej i odporności na korozję.

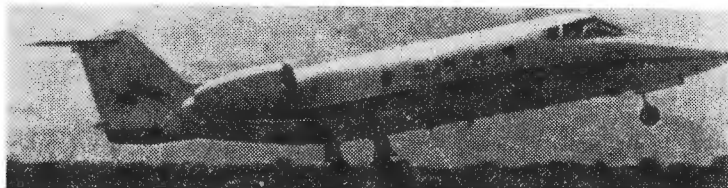
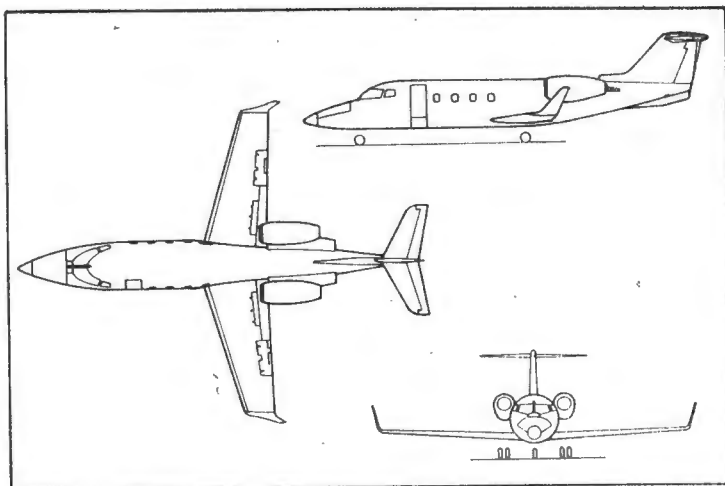
Cylindryczny kadłub o szerokości 1,8 m ma gęsto rozmieszczone wręgi i podłużnice, co daje strukturę fail-safe. Część ogonowa jest ukształtowana według reguły pół. Zamocowanie silników jest trójpunktowe, co zmniejsza drgania konstrukcji, obniżając poziom hałasu w kabine.

Usterzenie w układzie T ma konstrukcję wielodźwigarową; usterzenie wysokości pochodzi z samolotu Learjet 28, lecz ma nowy mechanizm przestawiania statecznika.

Silniki Garrett TFE731-3-2B o stosunku natężenia przepływu 2,7:1 i ciągu 1623 daN przy jednostkowym zużyciu paliwa ok. 0,500 kg/daN mają zwiększone — w porównaniu z wcześniejszymi wersjami — natężenie przepływu powietrza i chłodzone łopatki turbiny wysokiego ciśnienia. Na życzenie mogą być zaopatrzone w odwracacz ciągu Aeronca.

Samolot jest wyposażony w automatyczny układ sterowania, który stabilizuje go w locie w burzliwej atmosferze i utrzymuje wyznaczony kurs zarówno w warunkach przelotowych, jak i w czasie wznoszenia i opadania, a przed lądowaniem przełącza automatycznego pilota na nadajnik ILS.

Samoloty Longhorn serii 50 mają otrzymać certyfikat w połowie 1980 r. Będą one produkowane w Tucson (Arizona) w ilości cztery miesięcznie. Do czerwca 1979 r. wpłynęło 85 zamówień, w tym 70 na odmianę 55.



**Dane techniczne:** rozpiętość 13,34 m; długość 16,80 m; wysokość 4,47 m; powierzchnia płata 24,60 m<sup>2</sup>; masa własna 4675/4686/4791 kg; maks. masa startowa 8394/8394/9074 kg; maks. masa do lądowania 7260 kg; maks. zapas paliwa 2508/2994/3630 kg; prędkość maks. 885 km/h; maks. dopuszczalna liczba Ma na wysokości powyżej 7320 m — 0,81; wznoszenie npm. 27,35/25,52/23,90 m/s; wysokość przelotowa 13 880/13 480/13 145 m; pułap praktyczny 15 550 m; prędkość przeciągnięcia z wypuszczonymi klapami 161 km/h; długość lądowania 900 m; bezpieczna długość pasa startowego 1217/1217/1448 m; zasięg z ładunkiem 544 kg — 4000/4790/5895 km.

W.K.

## PROJEKTY

### Westland WG. 34 • W. Brytania •

#### Śmigłowiec do zwalczania okrętów podwodnych

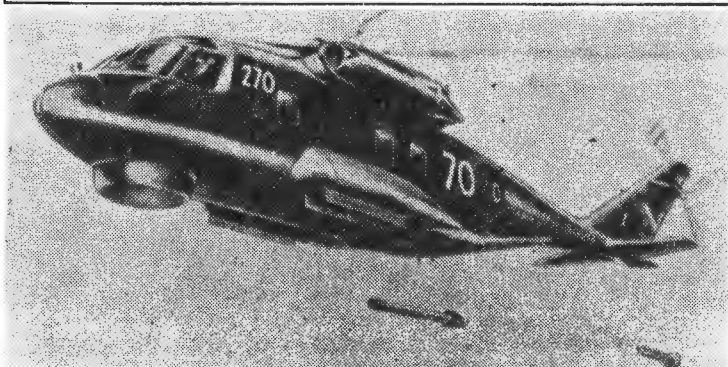
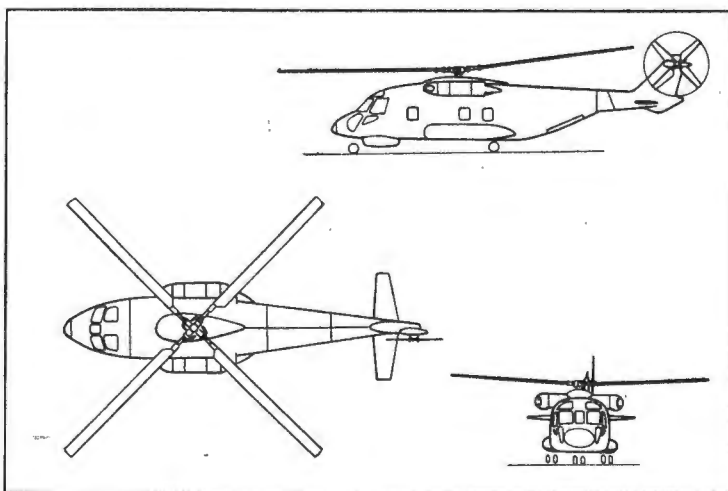
Westland opracowuje następcę śmigłowca Westland/Sikorsky Sea King. WG.34 będzie większy od swego poprzednika (jego masa startowa ma wynosić 10 900 kg w porównaniu z 9500 kg Sea Kinga) i będzie znacznie przewyższał go udźwigniem i długotrwałością lotu, co pozwoli na działanie w większych odległościach od macierzystego okrętu. Załogę stanowią pilot, obserwator i operator systemów. Projekt ma układ dwusilnikowy, rozważa się jednak również zabudowę trzeciego silnika. Typ silników nie został jeszcze wybrany, przy czym bierze się pod uwagę trzy typy silników: Rolls-Royce Gnome i Gem oraz General Electric T700.

Śmigłowiec będzie wyposażony w najnowocześniejsze urządzenia do wykrywania okrętów podwodnych — boje akustyczne (zamiast sonarów podwodnych stosowanych na śmigłowcu Sea King), holowany detektor anomalii magnetycznych i radar o kącie obserwacji 360°, łącznie z komputerem do opracowywania dostarczanych przez te urządzenia danych — w system nawigacyjny Decca i w automatyczny system sterowania firmy Smiths Instruments z czteroosłowym automatycznym układem stabilizacyjnym i autopilotem.

Śmigłowiec WG.34 ma być rozwijany we współpracy z firmami Agusta, Aerospiale i Messerschmitt-Bölkow-Blohm.

**Wymiary śmigłowca:** długość całkowita (z obracającym się wirnikiem i śmigłem ogonowym) 20,53 m; długość kadłuba 17,26 m; wysokość do wierzchołka piasty wirnika 4,11 m; wysokość całkowita (z obracającym się śmigłem ogonowym) 5,20 m; szerokość 5,02 m; rozstaw podwozia 3,04 m.

W.K.



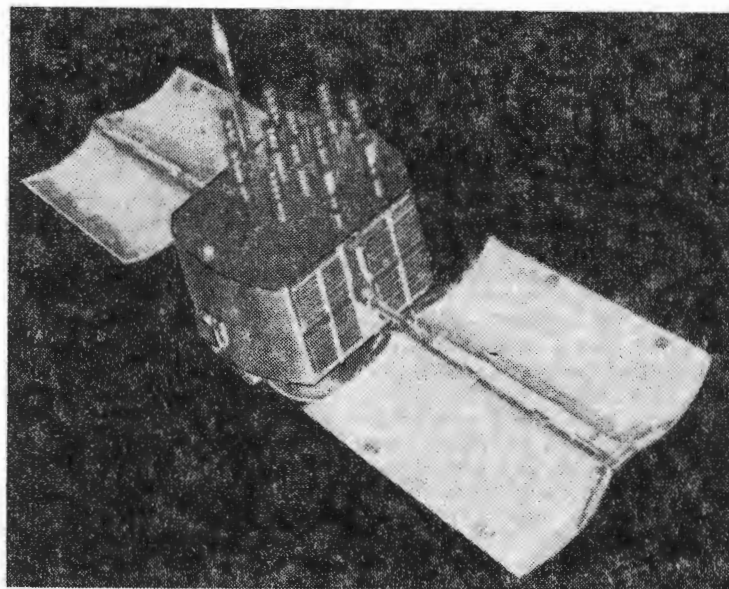
## Satelitarny system nawigacyjny GPS

Podstawą eksploatacji wszystkich samolotów, zarówno cywilnych jak i wojskowych, jest dokładna nawigacja. Chodzi przy tym nie tylko o zapewnienie bezpiecznego przelotu i doprowadzenia samolotu do celu, lecz również o oszczędność paliwa. Najdokładniejszym systemem określania pozycji jaki kiedykolwiek został zaprojektowany ma być uniwersalny satelitarny system nawigacyjny Global Positioning System (GPS) — zwany również NavStar — którego zasadniczym członem jest układ 24 satelitów nawigacyjnych. Gdy wszystkie satelity znajdują się na orbitach, system ten umożliwi określanie pozycji obiektów z dokładnością 10 m, a w przypadku prostszego wyposażenia — 100 m. Będzie on wykorzystywany do nawigacji w astronautyce, w lotnictwie, na morzu i na lądzie, a także w kierowaniu bronią raketową i w pomiarach geodezyjnych. Program jest realizowany na zlecenie ministerstwa obrony USA, przy czym instytucją prowadzącą jest należąca do USAF organizacja Space and Missile Systems.

System składa się z trzech podstawowych członów. Pierwszy obejmuje 24 satelity krążące po trzech różnych, kołowych orbitach na wysokości 20 200 km (8 satelitów na każdej orbicie). Dzięki temu z każdego punktu Ziemi „widocznych” jest równocześnie przynajmniej 6 satelitów. Na drugi człon składają się naziemne stacje radiowe, które śledzą tory satelitów, kontrolują ich pracę i zapewniają wymaganą dokładność systemu. Trzeci człon to urządzenia znajdujące się w posiadaniu użytkowników systemu, które odbierają sygnały z satelitów i przetwarzają je na dane nawigacyjne.

Każdy satelita wysyła w ściśle określonym czasie w pasmie D sygnały modulowane w sposób pseudoszumowy, w których zawarte są również dane dotyczące poprawki współrzędnych pozycji satelity. Sygnały wysyłane są na dwóch częstotliwościach: 1575,42 i 1227,60 MHz. Po zsynchronizowaniu podstawy czasu odbiornika z podstawą czasu satelitów wyznacza się odległość w stosunku do trzech satelitów, co pozwala na określenie dokładnej pozycji w przestrzeni i prędkości obiektu. Sygnały z czwartego satelity potrzebne są do obliczenia czasu odniesienia. Największe dokładności pomiaru pozycji (10 m w poziomie i pionie) otrzymuje się przeprowadzając namiary w ciągu dłuższego czasu, przy czym urządzenie odbiorcze dokonuje iteracyjnej obróbki danych.

Satelity są wyposażone w silnik raketowy o ciągu maksymalnym 2878 daN (2935 kG) służący do wprowadzenia satelity na przewidzianą orbitę, w układ do sterowania położeniem składający się z 18 dysz zasilanych hydrazyną z dwóch zbiorników, w układ stabilizacyjny z czterema kołami zamachowymi o wzajemnie skośnych osiach, w dwie płyty z ogniwami słonecznymi o łącznej powierzchni



5 m<sup>2</sup> i mocy 410 W w końcu okresu użytkowania i w trzy akumulatory niklowo-kadmowe o pojemności po 15 Ah. Do pomiaru czasu służą trzy zegary „atomowe” o dokładności  $\pm 1$  s na 30 000 lat.

Za opracowanie układu satelitarnego odpowiedzialna jest firma Rockwell International. Do wystrzeliwania pierwszych satelitów używa się raket Atlas-F, później będzie stosowany Space Shuttle. Za drugi człon systemu odpowiada Electronics Division firmy General Dynamics, a za trzeci — Magnavox i Texas Instruments.

Firma Magnavox opracowała już pierwsze przenośne urządzenie odbiorcze w postaci tornistra o masie 14 kg i poborze mocy 29 W. Dostarcza ono następujących informacji: pozycja w układzie trójwymiarowym z dokładnością 10 m, odległość i pozycja dowolnego punktu, np. celu, prędkość i kierunek oraz błąd w określeniu pozycji i czasu.

Obecnie system znajduje się w fazie sprawdzania koncepcji, przy czym na orbitach znajdują się już cztery satelity, a dwa dalsze są przygotowywane do wystrzelenia. Cały system będzie gotowy w połowie lat osiemdziesiątych, a jego koszt wyniesie ok. 3 mld dolarów.

System GPS ma służyć również jako uzupełnienie lub jako alternatywa dotychczas stosowanych systemów nawigacyjnych: NDB, VOR, TACAN, Loran-A, -C i -D, Omega, systemy Dopplera, satelity nawigacyjne Transit i urządzenia bezwładnościowe.

W.K.

## Prototypy. Rockwell Commander 840 i 980. Turbośmigłowe samoloty służbowe

Samoloty służbowe Rockwell International Commander 840 (rys.) i 980 zostały zaopatrzone w zmniejszające opór, odgięte do góry, końcówki skrzydeł (winglet). Dzięki nim maksymalna prędkość przelotowa Commandera 980 wynosi obecnie 580 km/h, a celem jest osiągnięcie prędkości 650 km/h. Warto poza tym wspomnieć, że oba samoloty

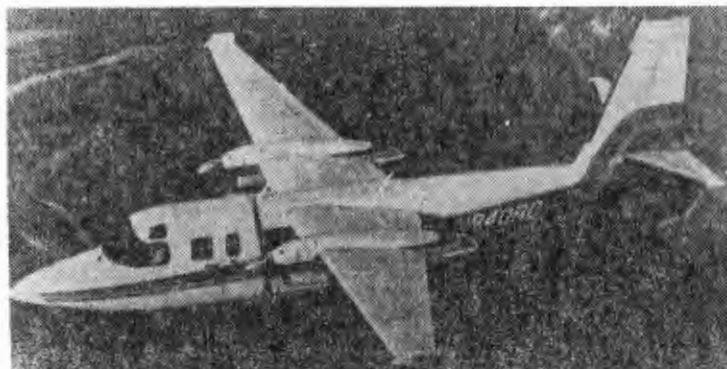
mają śmigła Dowty Rotol z profilami nadkrytycznymi, które zwiększając sprawność śmigieł, obniżają również poziom drgań i hałasu w kabinie.

W.K.

## Udoskonalona wersja samolotu Lockheed L-1011 Tristar

Rozpoczęto próby w locie autobusu powietrznego Lockheed L-1011 Tristar ze skrzydłami wydłużonymi o 2,8 m, w celu zmniejszenia oporu, a tym samym również zużycia paliwa. Zastosowano przy tym aktywne sterowanie lotkami, które działa w sposób automatyczny, zmniejszając obciążenie konstrukcji skrzydeł w locie w burzliwej atmosferze i przy silnych podmuchach. Poza tym wprowadzono automatyczne sterowanie ciągiem silników, zapewniając dokładniejsze podejście do lądowania i lądowanie, również w złych warunkach meteorologicznych. Daje to dodatkowe oszczędności w zużyciu paliwa.

W.K.



# Wkład RWD w rozwój konstrukcji samolotu. Pierwsze konstrukcje (I)

Prof. mgr inż. LESZEK DULĘBA  
Politechnika Warszawska

Zespół konstruktorski RWD, którego formy organizacyjne parokrotnie ulegały zmianie, powstał u schyłku „bohaterkiego” okresu rozwoju lotnictwa.

W większych seriach były podówczas produkowane na świecie tylko samoloty wojskowe bojowe i szkolne. Samoloty sportowe, turystyczne i lekkie szkolne dla lotnictwa cywilnego były przeważnie konstrukcjami amatorskimi wykonywanymi po kilka, najwyżej kilkanaście sztuk jednego typu. Były one prawie wyłącznie klejone, drewniane, a więc mogły być wykonywane narzędziami ręcznymi bez obrabiarek mechanicznych. Jedynie okucia łączące ze sobą poszczególne zespoły oraz podwozie, zastrzały, łoża silnikowe itp. były metalowe i wymagały nieco bardziej skomplikowanej obróbki.

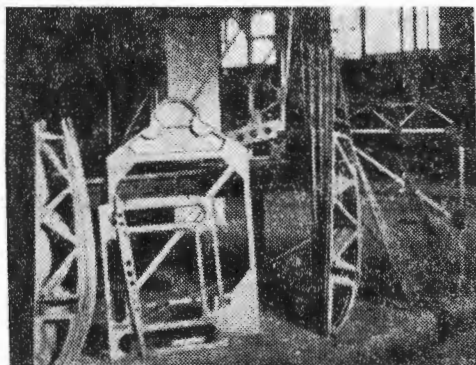
Badania aerodynamiczne na wielką skalę dopiero zaczynały prowadzić laboratoria Stanów Zjednoczonych AP, natomiast laboratoria europejskie prowadziły je w zakresie dość ograniczonym. Dzięki temu bez olbrzymich nakładów finansowych można było w naszych laboratoriach (Instytut Aerodynamiczny Warszawski) otrzymać dane pozwalające na budowę samolotów równorzędnych, a pod niektórymi względami lepszych od przodujących samolotów światowych.

Te warunki umożliwiły w piętnastolecie 1925–1939 skonstruowanie i zbudowanie najpierw w warunkach pracy amatorskiej, a następnie w małym warsztacie doświadczalnym 27 prototypów samolotów sportowych, turystycznych i szkolnych, z których blisko połowa znalazła się na czele konstrukcji całego świata, a reszta była również na wysokim poziomie.

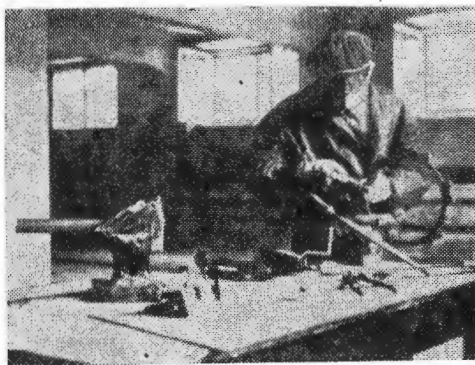
Studenti zrzeszeni w Sekcji Lotniczej Koła Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej rozpoczęli pierwsze próby konstruowania i budowy samolotów w końcu 1925 r. Podówczas poza lotnictwem wojskowym przeloty międzylotniskowe uwarunkowane były skonstruowaniem i zbudowaniem odpowiedniego samolotu. Rozpoczynający pracę Aeroklub Akademicki w Warszawie dysponował tylko przekazanymi z wojska samolotami szkolnymi Caudron G-3 i Hanriot H-28 z silnikami wirującymi o mocy 60 kW, przeznaczonymi w zasadzie do lotów w obrębie lotniska. Studenci Sekcji Lotniczej, będący jednocześnie członkami Aeroklubu, podjęli akcję dostarczenia Aeroklubowi samolotów szkolno-sportowych. Organizacją zajmował się Jerzy Wędrychowski, który przede wszystkim uzyskał od Ligi Obrony Powietrznej Państwa silniki lotnicze i zobowiązanie pokrycia kosztów budowy samolotów. Konstruktorami byli: Jerzy Drzewiecki (samolot JD-2 oblatany w 1926 r. i samolot

JD-2bis — 1929 r.), Stanisław Wigura i Stanisław Rogalski (samolot WR-1 — 1927 r.) oraz Stanisław Prauss (samolot PS-1 — 1928 r.) (w opracowaniu tym pominięto szybowce Akar Adama Karpińskiego, Czarny Kot Jerzego Drzewieckiego i szybowce Antoniego Kocjana jako wybiegające poza zakres tematu).

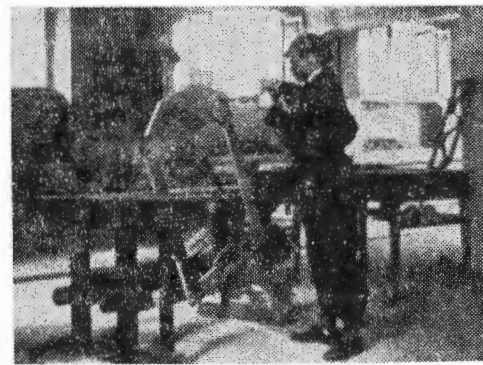
Konstruktorzy tych samolotów postawili sobie za cel zbudowanie samolotów prawidłowych w pilotażu, przydatnych do szkolenia i przelotów sportowych w klubach i zdobycie umiejętności konstruktorskich. Nie wprowadzili nowych, dotąd nie stosowanych rozwiązań ani w kształtach zewnętrznych, ani w szczegółach konstrukcyjnych, mając w dodatku możliwości bardzo ograniczone jedynym dostępnym im, niezbyt dobrym silnikiem Anzani 33 kW (mała moc, duża masa — 75 kg, duże zużycie benzyny — 470 g/kWh, duża średnica — 1 m i duże opory aerodynamiczne, mała niezawodność pracy) oraz prymitywnymi warunkami warsztatu przy konieczności dużej oszczędności kosztów. Ale z drugiej strony praca przy tych ograniczeniach była doskonałą szkołą dla początkujących konstruktorów w projektowaniu rozwiązań prostych, tanich, niezawodnych łatwych do kontroli przy wytwarzaniu i użytkowaniu. Nie była przewidywana nawet małoseryjna produkcja tych samolotów, najwyżej wykonanie kilku sztuk, co miało znaczny wpływ na konstrukcję i przyjęcie metod fabrykacyjnych, ograniczonych zresztą możliwościami amatorskiego warsztatu. Części sklejkowe (żebra skrzydeł i usterzeń) samolotu JD-2 były wycinane scyzorykami przez kolejno w wolnych chwilach przychodzących studentów, dopiero później zjawiała się ręczna, a następnie nawet nożna laubzega. Odpowiedzialne, mocno obciążone części (dźwigary skrzydeł i usterzeń, podłużnice kadłuba) były zamawiane w wytwórniach samolotów. Wszystkie metalowe części obrabiane (toczone, frezowane, szlifowane) również były zamawiane na zewnątrz warsztatu Sekcji Lotniczej. Ze względu na koszty i trudności znalezienia wykonawców pojedynczych, skomplikowanych i odpowiedzialnych elementów, konstruktorzy szukali innych dostępniejszych metod wytwarzania. Dlatego w Sekcji Lotniczej rozwinęły się okucia konstrukcji spawane palnikiem acetylenowym, których powierzchniami obrabianymi były jedynie otwory wiercone ewentualnie rozwiercane oraz wyrównane palnikiem powierzchnie styku łączonych części. Uniżenie części obrabianych, zwłaszcza z powierzchniami o dużej gładkości i wymiarami o wąskich tolerancjach, cechowało również późniejsze konstrukcje i długo jeszcze ciążyło nad konstruktorami, którzy rozpoczęli swą szkołę w Warsztatach Sekcji Lotniczej zarówno,



Rys. 1. Wnętrze i żebra JD-2, pierwszego samolotu budowanego przez Sekcję Lotniczą

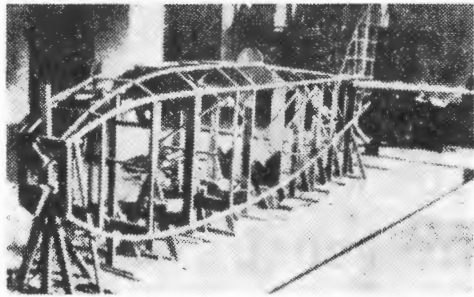


Rys. 2. Wykonywanie okuć i łoża silnika

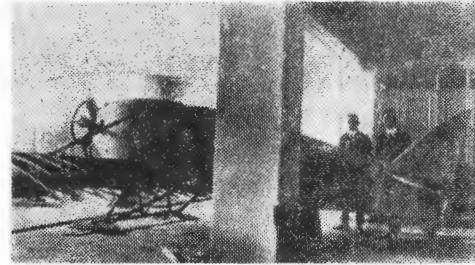
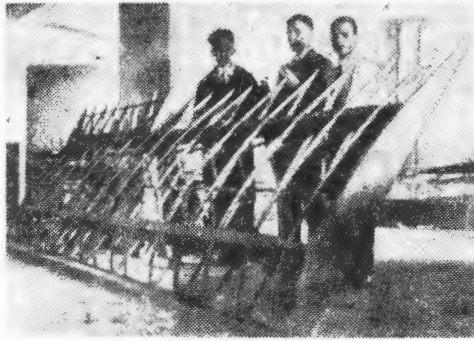


Rys. 3. Montaż okuć na wrędze





Rys. 4. Budowa kadłuba JD-2  
Rys. 5. Skrzydło JD-2



Rys. 6. JD-2 w budowie w podziemiach kreślarni

gdy już w późniejszej produkcji samolotów RWD rozporządzali dość dużym zespołem obrabiarek, jako też po przejściu do pracy w innych zakładach.

Serdeczną opieką otaczali Sekcję Lotniczą przede wszystkim dwóch profesorów Politechniki Warszawskiej: prof. Czesław Witoszyński, kierownik Instytutu Aerodynamicznego Warszawskiego, wykładający aerodynamikę i prof. Gustaw Andrzej Mokrzycki, wykładający mechanikę lotu i budowę samolotów. Konstruowali projekty, umożliwiali korzystanie z pomieszczeń Politechniki na warsztaty i kreślarnię konstruktorów, dopomagali w zdobyciu funduszy na realizację projektów samolotów. Na pomieszczenia warsztatowe Sekcja Lotnicza otrzymała od Politechniki część podziemi Nowej Kreślarni (róg ul. Noakowskiego i ul. Koszykowej). Lokal ten był projektowany na laboratorium hydrauliki i cementowa podłoga była poprzecinana prostymi do siebie kanałami, które w przejściach poprzekrywano deskami, zaś pod stołami stanowiły zbiornice odpadków drewna, płótna, kleju itp., dość trudne do oczyszczenia. Zaistniało tu jeszcze jedno ograniczenie dla konstruktorów: dość szerokie drzwi prowadziły z warsztatu do podziemnego holu, w którym był okrąg kolumn otaczających szeroki otwór kołowy w suficie (a tym samym w połodzie holu parteru), służący do oświetlenia dziennym światłem holu podziemnego. Była to jedyna droga do wyniesienia z warsztatu nierozbieralnych części samolotu — skrzydeł, kadłuba, usterzeń — ograniczając tym ich wymiary. Wąskie, kręte schody prowadzące do podziemia nie nadawały się do przeniesienia większego przedmiotu, zaś okna były niewielkie i solidnie zakratowane. Ostatnie samoloty wykonane w tym lokalu miały już zbyt duże gabaryty i montaż kadłubów oraz skrzydeł samolotów RWD 4 odbywał się w bocznej bramie budynku Wydziału Chemii.

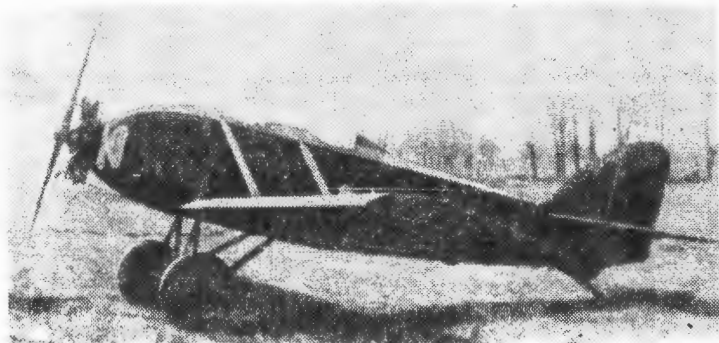
W owym czasie warsztaty miały najpierw jednego stałego pracownika, młodego nie wykwalifikowanego pomocnika warsztatowego — Władka Skurę, potem przybył drugi, też nie wykwalifikowany — Władek Supryn (stąd przyjęło się nazywać pomocników warsztatowych Władkami, a konstruktorów — Stasiami: Wigura, Rogalski, Prauss). Pracami warsztatu, koordynacją robót kierował student Antoni Kojan. Całą administrację prowadzili członkowie zarządu Sekcji Lotniczej Koła Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej: prezes — Jerzy Wędrychowski, sekretarz — Józef Lekszycki, skarbnik — Leszek Dulęba i inni mniej związani z warsztatem: wiceprezes — Tadeusz Zaleski, wiceprezes — Leopold Kwaśniak, bibliotekarz — Aleksander Szyszkowski, zastępca sekretarza — Tadeusz Księżycycki, wszyscy pracujący społecznie (podówczas pracownik społeczny nie czerpał żadnych zysków, a nawet zwrotu kosztów własnych z tytułu swej pracy). Np. Wędrychowski, który nie miał rodziców łączących na jego utrzymanie, mimo poświęcania codziennie kilku godzin na pracę w Sekcji

Lotniczej, zarabiał na życie korepetycjami. Do prowadzenia sekretariatu (pisanie listów, listy płacy, rachunki) była doradczo zatrudniana odpłatnie p. Wanda Peretiakowicz, księgowość prowadził, również odpłatnie jako prace zleczone, buchalter stale zatrudniony w Lidze Obrony Powietrznej Państwa.

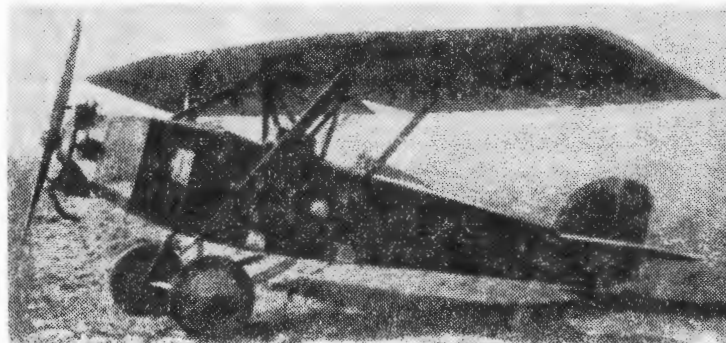
Całość kosztów warsztatowych była finansowana przez LOPP na zasadzie placenia za przedstawione rachunki. Na najdrobniejsze nawet wydatki trzeba było brać rachunki, sporządzać z nich po dwie kopie, oryginał z jedną kopią podpisane przez prezesa i skarbnika szły do Ligi, a jedna kopia zostawała w dokumentach Sekcji Lotniczej.

Trudniejsze i bardziej odpowiedzialne prace warsztatowe (stolarskie, ślusarskie, instalacyjne, montażowe) były wykonywane przez kwalifikowanych rzemieślników zatrudnionych na godziny. Stolarkę wykonywał Stefan Lachky, Słowak, który w czasie I wojny światowej jako młody chłopak wstąpił do I Brygady Legionów Polskich, ożenił się z Polką i został na stałe w Warszawie, ale nigdy nie nauczył się mówić poprawnie po polsku. Na stałe zatrudniony w Centralnych Warsztatach Lotniczych, uczniowo związał się z RWD i, gdy studentom brakowało pieniędzy (dotacje LOPP były ograniczone), wiele godzin przepracował bezpłatnie. Doskonały stolarz (a także zegarmistrz), umiał wykonać prace z odręcznych szkiców i ustnych objaśnień. Po oblocie jednego z prototypów (chyba RWD-10) inż. Drzewiecki stwierdziwszy za małą skuteczność steru kierunkowego zwrócił się do majstra: „Panie Lachky, niech pan przyłoży arkusz sklejki do steru i da mi ołówek stolarski”. Od ręki narysował na sklejce nowy powiększony obrys steru i dał dyspozycję: „Dźwigarka steru, zawias i dźwigni niech pan nie rusza, trzeba tylko przedłużyć zebra lub dać nowe, dać nową listwę spływu i zmienić pokrycie płócienne. Na kiedy może być gotowe?” (było już blisko południa). Odpowiedź: „Jutro będzie można polecieć, jeśli malarze przyjdą na godzinę przed rozpoczęciem pracy warsztatu”. (Było to już po przeniesieniu warsztatu na Okęcie, gdzie prowadzono prace normalnie na stałe zatrudnionych pracowników). Na drugi dzień rano meldunek: „Ster gotów, tylko cellonowanie musi jeszcze wyschnąć”. Po południu odbył się oblot i po stwierdzeniu dobrej sterowności kreślarz wykonał rysunki nowych żeberek i zestawienia steru.

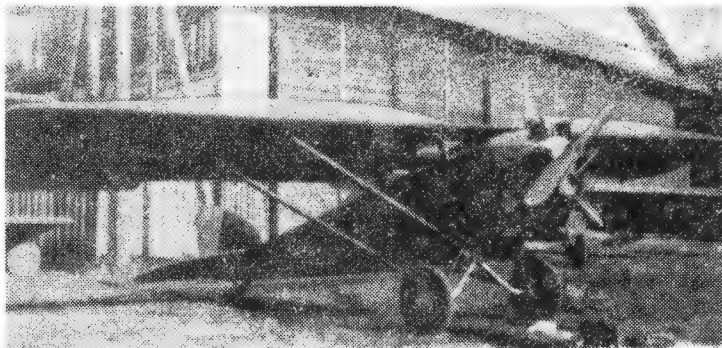
W końcu 1927 r. studenci-konstruktorzy mieli pierwsze doświadczenia za sobą. Latały JD-2 i WR-1, projekt PS-1 mocno zaawansowany wchodził na warsztat. Kluby ze swych bardzo skromnych środków pieniężnych nie mogły ani zakupić więcej tych samolotów (w 1929 r. Aerokluby Warszawski i Lwowski otrzymały po jednym JD-2bis), ani nawet intensywnie ich użytkować. Wydało się potrzebne skonstruowanie samolotu mniejszego, lżejszego, o słabszym silniku, więc mniejszym zużyciu benzyny, a jednocześnie



Rys. 7. JD-2 P-PSLA konstrukcji J. Drzewieckiego



Rys. 8. WR-1 P-PSLB konstrukcji Wigury i Rogalskiego



Rys. 9. PS-1 S. Praussa

lepszego aerodynamicznie, o lepszych osiągnięciach. Zadanie to podjęli wspólnie Rogalski, Wigura i Drzewiecki.

W 1928 r. został zaprojektowany i zbudowany pierwszy samolot RWD. Zastosowano silnik małej mocy (25 kW) ABC Scorpion II. Układ samolotu był podobny do samolotu Messerschmitta podobnej wielkości, którego opis ukazał się w pismach lotniczych. Postulat lekkości został całkowicie zrealizowany (masa własna 206 kg była mniejsza od udźwigu 211 kg), a próba statyczna udowodniła spełnienie wymagań wytrzymałości. Osiągnięto dobre właściwości aerodynamiczne (doskonałość 12,  $C_{zmax} = 1,5$ ) dzięki wolnonośnym skrzydłom i usterzeniom, zważeniu kadłuba przy połączeniu z płatem, co zmniejsza interferencję, niestosowaniu zbędnych tu wiatrochronów pilotów, podwoziu bez goleni. Samolot ten okazał się jednak mało trwały. Silnik o dwóch przeciwnych cylindrach nieco względem siebie przesuniętych nie dał się całkowicie wyważyć, stąd był źródłem dość poważnych drgań, które w bardzo lekkim i niezbyt sztywnym samolocie wywoływały duże drgania całej konstrukcji i szybkie jej zużywanie się. Groziło rozklejanie, luzy na sworzniach, powstanie pęknięć zmęczonych okuć. Dlatego, mimo bardzo ciekawych rozwiązań konstrukcyjnych zapewniających prostotę, lekkość i taniocę (nagroda specjalna za oryginalną konstrukcję i opracowanie techniczne, wykraczające ponad przeciętny poziom na II Krajowym Konkursie Awionetek 1928 r.) oraz dobrych właściwości lotnych i użytkowych (tania eksploatacja, prosta obsługa) na tym samolocie latano niewiele. Posłużył jako doświadczenie do zaprojektowania bardzo podobnego względem kształtu i właściwości eksploatacyjnych samolotu RWD-2 pozbawionego wad poprzednika.

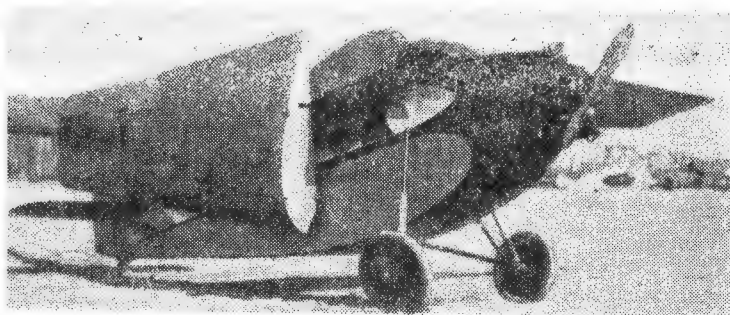
Samolot RWD-2 oblatany w lipcu 1929 r. miał silnik nieco większy (30 kW) Salmson 9AD, 9-cylindrowy, bardzo równomiernie pracujący. Usztywniono konstrukcję, zwiększono powierzchnię usterzeń kosztem wzrostu masy własnej o 60 kg. W 1930 r. wykonano dalsze trzy sztuki tego samolotu z przeznaczeniem na Międzynarodowe Zawody Samo-



Rys. 10. RWD — pierwszy samolot Rogalskiego, Wigury i Drzewieckiego



Rys. 11. Pierwszy RWD-2 SP-ACE

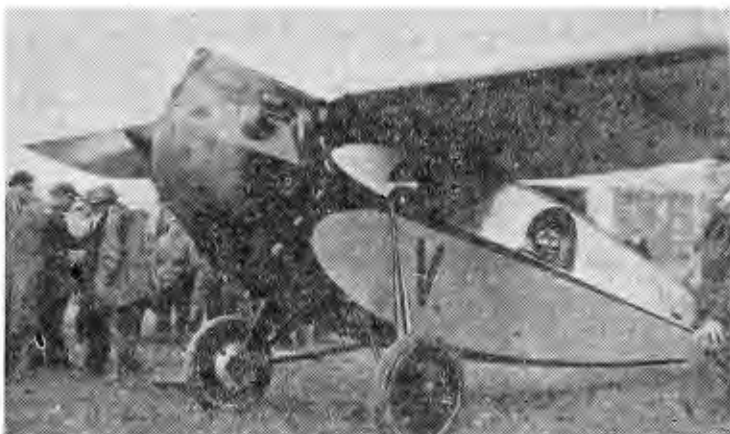


Rys. 12. RWD-3 ze składanymi skrzydłami

lotów Turystycznych (Challenge 1930). Wszystkie były bardzo intensywnie eksploatowane na rajdach i zawodach krajowych i międzynarodowych, często zajmując miejsca w czołówce, wylatały wiele godzin używane do treningu w aeroklubach przez 5 lat.

Dla wzięcia udziału w Międzynarodowych Zawodach Samolotów Turystycznych w I kategorii (masa własna do 480 kg) została zaprojektowana i zbudowana powiększona wersja samolotu RWD-2 pod nazwą RWD-4. Trzy samoloty RWD-4 wykonano równolegle z trzema RWD-2 wiosną 1930 r. Zastosowano na nich silniki Cirrus Hermes o mocy 85 kW. Mimo większego zużycia paliwa i wyższego kosztu wersja ta została przyjęta przez aerokluby ze względu na krótszy start, większą prędkość wznoszenia i prędkość przelotową. Łącznie wykonano 9 szt. RWD-4, które były użytkowane równie intensywnie i z powodzeniem jak RWD-2 do 1936 r.

Do tej rodziny należał również samolot RWD-3 oblatany wczesną wiosną 1930 r., skonstruowany na zamówienie Departamentu Aeronautyki MSWojsk. jako samolot akrobacyjny z wymaganiem składania skrzydeł (wolnonośnych). Nie spełnił on tych wymagań wytrzymałości (wadliwe mocowanie metalowych okuć do drewnianego dźwigara) i mógł być używany tylko w kategorii nieakrobacyjnej. Posłużył



Rys. 13. Sportowy RWD-4



Rys. 14. Drzewiecki przy RWD-7



jako przedprototyp samolotu RWD-4 i dał doświadczenie w rozwiązaniu okuć drewnianego wolnonośnego skrzydła dzielonego.

Ostatni z rodziny był samolot RWD-7 zbudowany w 1931 r. jako bardzo lekka kompilacja samolotów RWD-2 i RWD-4, przeznaczony do pobicia rekordów w kategorii samolotów lekkich o masie do 280 kg. Mimo dość dużego silnika (Armstrong-Siddeley Genet II o mocy 55 kW), masa własna była o 22 kg mniejsza od RWD-2. Przy jednoosobowej załodze i niewielkiej ilości paliwa demonstrował oderwanie się od ziemi i strome wznoszenie po 18 m (!) rozbiegu. Ustalił międzynarodowy rekord prędkości w II klasie samolotów turystycznych w 1931 r. — 178 km/h oraz także rekord wysokości w 1932 r. — 6023 m.

Zadania Warsztatów Sekcji Lotniczej Koła Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej zostały wykonane w latach 1925–1930: zbudowano 7 prototypów samolotów sportowych (JD-2, WR-1, PS-1, RWD-1, RWD-2, RWD-3, RWD-4), ponadto wyprodukowano 3 samoloty JD-2bis, 3 samoloty RWD-2 i 3 samoloty RWD-4. Konstruktorzy zakończyli okres szkolenia i amatorskiej budowy samolotów. Nauczycieli się w ramach dostępnych środków i zgodnie z założo-

nym celem nadawać samolotowi dobry kształt aerodynamiczny oraz projektować i wykonywać konstrukcję, lekką i tanią, a jednocześnie sztywną i wytrzymałą. Wyniki ich prac stały na wyższym poziomie niż przeciętne ówczesne konstrukcje lotnicze. Np. ustawianie żeber w sterach i lotkach krytych płótnem nie równoległe do siebie, lecz zygakiem tworzyło kratownicę przestrzenną bardzo sztywną na skręcenie a jednocześnie lekką. Stało się to typowym rozwiązaniem wszystkich dalszych RWD.

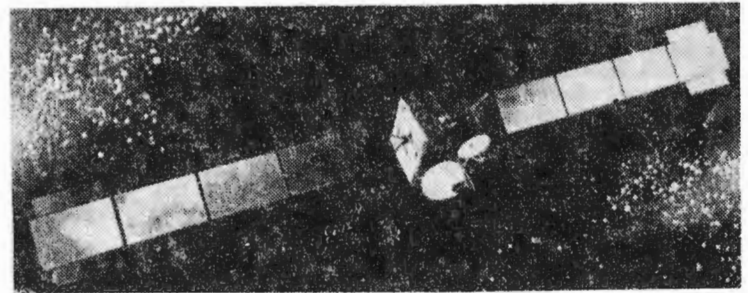
Wadą tych samolotów (zresztą wszystkich ówczesnych sportowych i szkolnych) wykonanych z drewna i krytych płótnem była bardzo duża wrażliwość na wpływy atmosferyczne, zwłaszcza przy niezbyt podówczas rozwiniętych metodach zabezpieczenia drewna przed wilgocią. RWD-1 w ciągu zimy 1929/30 r. zbutwiało w dość wilgotnym hangarze, ostatecznego zniszczenia dokonały myszy, przegryzając sklejkę dźwigarów dla założenia w nich gniazd. Radykalnym sposobem byłaby budowa samolotów całkowicie metalowych, ale przy rozporządzalnych podówczas środkach produkcji i przy małych seriach koszt byłby parokrotnie wyższy, a ze względu na niskie obciążenie konstrukcji samolotów sportowych i szkolnych ciężar jej wzrósłby bardzo.

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### Europejski satelita łącznościowy L-Sat

Europejska organizacja badań kosmicznych ESA przystąpiła w 1979 r. do realizacji programu budowy satelity łącznościowego L-Sat (L-large), po wycofaniu się Francji i RFN z programu H-Sat (H-Heavy), które zdecydowały się na budowę własnego satelity do bezpośredniego przekazu telewizyjnego TV-Sat. Między marcem a lipcem 1979 r. przeprowadzono wstępne studium satelity L-Sat, będącego udoskonaloną wersją satelity H-Sat, z alternatywnym wyposażeniem — do bezpośredniego przekazu telewizyjnego i do łączności handlowej. Bardziej szczegółowy projekt, o wartości 5 mln dol., ma być zakończony w końcu 1980 r. Na czele konsorcjum budowy satelity stoi firma British Aerospace Dynamics, a w jego skład wchodzi: Marconi Space and Defence Systems (W. Brytania), Selenia i Telespazio (Włochy), Philips (Holandia) i BTM (Belgia). Największy udział w programie ma W. Brytania (ok. 40%), a następnie Włochy i Holandia (po 25%). Poza tym uczestniczą w nim Szwajcaria, Dania i Hiszpania.

L-Sat jest satelitą o masie 2300 kg w czasie startu i 1200 kg na orbicie geostacjonarnej, na którym można będzie zainstalować różnorodne systemy łącznościowe tak, że poszczególne państwa będą mogły przystosować go do swoich indywidualnych potrzeb. Urzędy pocztowe i towarzystwa telekomunikacyjne Europy zachodniej wybrały do bezpośredniego przekazu telewizyjnego (z satelity wprost do odbiorników) po pięć kanałów w każdym kraju, w związ-



ku z czym każdy z nich będzie prawdopodobnie miał własnego satelitę.

Wyposażenie projektowane do pierwszego satelity obejmuje budowane przez Włochy dwukanałowe urządzenie telewizyjne do bezpośredniego przekazu i urządzenia łącznościowe o zakresach 20 i 30 GHz.

Pierwszy start satelity L-Sat jest możliwy na początku 1984 r. Satelita jest zbyt duży, aby można użyć do jego wyrzelenia europejskiej rakiety Ariane — będzie się do tego nadawać jej wersja rozwojowa, Ariane 3.

Całkowity koszt realizacji programu ocenia się na ok. 200 mln dol., łącznie z budową satelity użytkowego i jego wyrzeleniem. w.k.

### Tarcze lotniczych silników turbinowych ze spieków

Firma Pratt Whitney wykonuje tarcze wirników sprężarek i turbin silników turbinowych ze sproszkowanego metalu metodą izostatycznego prasowania na gorąco, zwaną w skrócie HIP (Hot Isostatic Pressing).

Proszek metalowy jest najpierw scalany przez wygrzewanie w formach o kształcie tarczy, następnie podlega izostatycznemu prasowaniu (pod ciśnieniem równym ze wszystkich stron) na gorąco w prasie (wykonanej przez szwedzką firmę ASEA), w której można obrabiać części o średnicy do 1170 mm i długości do 2030 mm. Cylinder prasy jest wypełniony gazowym argonem, którego ciśnienie jest zwiększane do 196 MPa (2000 kg/cm<sup>2</sup>) przy temperaturze 1260°C. W warunkach tych tarcza przybiera kształt zbliżony do końcowego wymagając tylko niewielkiego wykończe-

nia za pomocą obróbki skrawaniem. Dzięki temu powstaje część jednorodna, o lepszych właściwościach materiałowych zwiększających trwałość i umożliwiających równocześnie pracę w wyższych temperaturach i przy większych naprężeniach. Zmniejszenie zużycia materiału o ok. 40% i zmniejszenie zakresu obróbki wykańczającej — ze względu na bardziej zbliżone do końcowych wymiary — obniża koszty produkcji o wiele milionów dolarów rocznie.

Pratt Whitney jest jedyną obecnie firmą stosującą metodę HIP do produkcji części do silników lotniczych. Silniki z tarczami ze spieków są eksploatowane przez 15 amerykańskich i zagranicznych linii lotniczych, a tarcze doświadczalne zostały wykonane do silnika F100, napędzającego samoloty myśliwskie F-15 i F-16. w.k.



CICHOSZ E.: The scheme for development and application of combat versions of jet training and training-combat aircraft. TLiA, Vol. XXXV, 1980, No. 4, page 5

The article deals with the allocation of training aircraft, the methods for their comparison, range of combat application, schemes of a training-combat aircraft statistics of production, technical parameters and their development in time, as well as typical programmes of aircraft utilization in the training process.

CICHOSZ E.: Konzeption der Entwicklung und Anwendung der Kampfversionen von Schul- und Trainings- sowie der Schulkampf-Düsenflugzeuge. TLiA, 35 Jahrgang, 1980, Heft 4, Seite 5

In dem Aufsatz werden die Einteilung der Schulflugzeuge, ihre Vergleichsmethoden, der Bereich der Kampfanwendung, die Konzeptionen des Schulkampfflugzeuges, die Produktionstatistik, die technischen Daten und ihre Zeitentwicklung sowie die typischen Programme der Anwendung der Flugzeuge im Schulprozess dargestellt.

ЦИХОШ Э.: Развитие и применение боевых вариантов учебно-тренировочных и учебно-боевых самолетов. TLiA, год 35, 1980, № 4, стр. 5

В статье указаны классификация учебных самолетов, метод их сравнения, диапазон боевого применения, а также компоновка, технические характеристики и производство этих самолетов. Описаны также типичные программы использования таких самолетов и их развитие в течении последних лет.

ANDRUSZKIEWICZ S., BORGON J., STUKONIS M.: Selected Methods of Determining Engine Operating Ranges During Investigations of Air Accidents (Part II). TLiA, Vol. XXXV, 1980, No. 4, page 10

The article describes some methods used for the determination of engine operating conditions during an investigation of an air accident. The determination of engine operating conditions helps always to disclose the actual cause of the accident. Therefore the knowledge of basic methods that can be used for the purpose is vital.

ANDRUSZKIEWICZ S., BORGON J., STUKONIS M.: Ausgewählte Bestimmungsverfahren der Betriebsbereiche von Motoren bei Untersuchungen von Flugzeugunfällen (II). TLiA, 35. Jahrgang, 1980, Nr. 4, Seite 10

Es werden einige Methoden dargestellt, die zur Bestimmung der Motorbetriebsverhältnisse bei Untersuchungen eines Flugzeugunfalls nützlich sind. Weil die Bestimmung der Betriebsverhältnisse des Motors immer zur Klärung der tatsächlichen Ursache des Unfalls führt, ist die Kenntnis der zu diesem Zweck nutzbaren Hauptmethoden wichtig.

АНДРУШКЕВИЧ С., БОРГОНЬ Е., СТУКОНИС М.: Избранные методы определения диапазонов работы двигателя во время исследования авиационных происшествий (II). TLiA, год 35, 1980, № 4, стр. 10

В статье описаны некоторые методы применяющиеся для определения условий работы двигателя при исследовании происшествия. Так как информация о режиме работы двигателя помогает определить причину происшествия, методы позволяющие его определить вызывают определенный интерес.

ŻMUDZIŃSKI Z.: Effects of Electric Oscillation in Electric Power Points of Flying Objects. TLiA, Vol. XXXV, 1980, No. 4, page 12

The article discusses causes of defects of GSR-3000 Type dynamos shortly after the installation of an electric power point. Attention has been called to the relation to the lack of systematic approach during a EW analysis.

ŻMUDZIŃSKI Z.: Folgen elektrischer Schwingungen in elektroenergetischen Knotenpunkten an Flugobjekten. TLiA, 35. Jahrgang, 1980, Nr. 4, Seite 12

In dem Aufsatz werden die Ursachen der Beschädigung der Gleichstromgeneratoren von Typ GSP-3000 kurz nach der Vervollständigung des elektroenergetischen Knotenpunktes erörtert. Es wird auf den Mangel an Systembeurteilung bei der Analyse der elektroenergetischen Knotenpunkte hingewiesen.

ЖМУДЗИНСКИ З.: Результаты электрических колебаний в электроэнергетических узлах летательных аппаратов. TLiA, год 35, 1980, № 4, стр. 12

В статье указаны причины повреждений генераторов постоянного тока типа ГСР-3000 в течении короткого времени после сборки электроэнергетического узла. Указана связь повреждений с отсутствием системного подхода к анализу узла.

DULEBA L.: The contribution of RWD in the development of aircraft design. Initial designs (I). TLiA, Vol. XXXV, 1980, No. 4, page 27

The article describes workshop conditions which existed when the first sports aircraft: JD-2, WR-1, PS-1 were built by the Aviation Group of the Warsaw Technical University, as well as the first airplanes of RWD series: RWD-1, RWD-2, RWD-3, RWD-4 and RWD-7, with an outline of the technical notion on which their design was based.

DULEBA L.: RWD-Beitrag zu der Flugzeug-Konstruktionsentwicklung. Die ersten Konstruktionen (I). TLiA, 35 Jahrgang, 1980, Heft 4, Seite 27

Es werden die Werkstattbedingungen dargestellt, unter denen die ersten Sportflugzeuge der Luftfahrttechnischen Abteilung an der Technischen Hochschule in Warszawa JD-2, WR-1, PS-1 sowie die RWD-Reihe: RWD-1, RWD-2, RWD-3, RWD-4 und RWD-7 entstanden sind und die technische Konzeption dieser Flugzeuge erörtert.

ДУЛЕБА Л.: Достижения завода ПВД в развитии конструкции самолета. Первые конструкции (I). TLiA, год 35, 1980, № 4, стр. 27

Указаны мастерские, в которых создавались первые спортивные самолеты Авиационного Отделения Варшавского Политехнического Института ID-2, WR-1, PS-1 и первые конструкции ПВД RWD-1, RWD-2, RWD-3, RWD-4, RWD-7, а также их технические решения.

#### Errata

W TLiA 3/80, s. 36, druga szpalta pierwszy wiersz od dołu brak następującego wiersza: oddalony o półtora kilometra. Proszę zauważyć ścisłość

— TLiA 3/80, IV s. okładki: Fokker F VII A/3 m rajdowy P-PAAA powinien być koloru ciemnobrązowego a nie zielonego. Przepraszamy REDAKCJA

#### PRENUMERATA

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

Przedpłaty są przyjmowane w terminach:

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

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

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

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

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

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

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

Tel. 28-64-64

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH  
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

A. Glass: Każdy chce znać swą rolę w pracy dla lotnictwa (O szacunek dla osobowości pracownika) . . . . .	Str. 1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Przemysł lotniczy na świecie — zatrudnienie	4
E. Cichosz: Koncepcja rozwoju i zastosowania bojowych wersji odrzutowych samolotów szkolno-treningowych i szkolno-bojowych (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA) . . . . .	5
S. Andruszkiewicz, J. Borgoń, M. Stukonis: Wybrane metody określania zakresów pracy silnika podczas badania wypadków lotniczych (II) . . . . .	10
Z. Żmudziński: Skutki drgań elektrycznych w węzłach elektroenergetycznych obiektów latających . . . . .	12
KSIĄŻKI LOTNICZE	14
KARTOTEKA TLIA: Fouga 90 — Francja . . . . .	15
Gossamer Albatross — USA . . . . .	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Prawa Murphy'ego itp. . . . .	19
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK . . . . .	21
NOWOŚCI TECHNICZNE: XIV Sympozjum Dynamiki Płynów . . . . .	22
Zastosowanie laserów w badaniach silników . . . . .	22
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Badania aerohydrodynamiczne (I)	23
PROTOTYPY: McDonnell Douglas AV-8B — USA . . . . .	24
Gates Learjet 54/55/56 Longhorn — USA . . . . .	24
PROJEKTY: Westland WG.34 — W. Brytania . . . . .	25
NOWOŚCI TECHNICZNE: Satelitarny system nawigacyjny GPS . . . . .	26
Prototypy. Rockwell Commander 840 i 980. Turbośmigłowe samoloty służbowe . . . . .	26
Udoskonalona wersja samolotu Lockheed L-1011 Tristar . . . . .	26
L. Duleba: Wkład RWD w rozwój konstrukcji samolotu. Pierwsze konstrukcje (I) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	27
NOWOŚCI TECHNICZNE: Europejski satelita łącznościowy L-Sat . . . . .	30
Tarcze lotniczych silników turbinowych ze spieków . . . . .	30
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	III okł.

Na okładce: Samoloty DH-60 Gipsy Moth — rys. K. Cieślak

CICHOSZ E.: Koncepcja rozwoju i zastosowania bojowych wersji odrzutowych samolotów szkolno-treningowych i szkolno-bojowych. TLIA, rocznik XXXV, 1980 r., nr 4, str. 5

W artykule przedstawiono podział samolotów szkolnych, metody ich porównywania, zakres zastosowania bojowego, koncepcje samolotu szkolno-bojowego, statystykę produkcji, parametrów technicznych i ich rozwój w latach oraz typowe programy wykorzystania samolotów w procesie szkolenia.

ANDRUSZKIEWICZ S., BORGON J., STUKONIS M.: Wybrane metody określania zakresów pracy silnika podczas badania wypadków lotniczych (II). TLIA, rocznik XXXV, 1980 r., nr 4, str. 10

W artykule opisano niektóre metody, wykorzystywane do określania warunków pracy silnika podczas badania wypadku lotniczego. Określenie warunków pracy silnika ułatwia zawsze wykrycie rzeczywistej przyczyny wypadku. Dlatego ważna jest znajomość podstawowych metod, które można wykorzystać do tego celu.

ŻMUDZIŃSKI Z.: Skutki drgań elektrycznych w węzłach elektroenergetycznych obiektów latających. TLIA, rocznik XXXV, 1980 r., nr 4, str. 12

W artykule omówiono przyczyny uszkodzeń prądnic prądu stałego typu GSR-3000 w krótkim czasie po skompletowaniu węzła elektroenergetycznego. Zwrócono uwagę na związek z brakiem systemowego podejścia przy analizie WE.

DULEBA L.: Wkład RWD w rozwój konstrukcji samolotu. Pierwsze konstrukcje (I). TLIA, rocznik XXXV, 1980 r., nr 4, str. 27

Przedstawiono warunki warsztatowe w jakich powstawały pierwsze samoloty sportowe Sekcji Lotniczej Politechniki Warszawskiej JD-2, WR-1, PS-1, oraz pierwsze samoloty RWD: RWD-1, RWD-2, RWD-3, RWD-4 i RWD-7 a także ich koncepcję techniczną.

Uwaga!

Redakcja Techniki Lotniczej i Astronautycznej zmieniła lokal. Obecny adres Redakcji: Warszawa, ul. Chopina 5B m. 4, tel. 28-64-64. Korespondencję dla Redakcji prosimy przysyłać pod dawnym, naszym adresem tzn: 00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5, skr. poczt. 1004

MACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA

WYDAWNICTWO



CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH

**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. Gołędziowski, 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. 13-243/80. Nakład 5500 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. Al. O-63.

Cena pojedynczego egz. zł 25,—

Prenumerata roczna zł 300,—

INDEKS 37909

● Wojskowa Akademia Techniczna im. J. Dąbrowskiego zgłosiła do opatentowania sposób pomiaru zasięgu radiolokatora dopplerowskiego i urządzenie do stosowania tego sposobu.

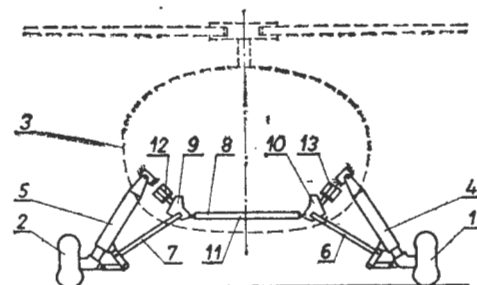
Sposób ten polega na wykorzystaniu biernego zewnętrznego źródła promieniowania w postaci dipola (najkorzystniej), który stanowi reflektor odbijający w przypadku, gdy oba jego ramiona 1 i 2 są zwarte przez komutator 3. Gdy komutator jest rozwarty, skuteczna powierzchnia odbijająca jest niewielka. Komutator pracując periodycznie moduluje sygnał odbity z wybraną częstotliwością. Wysyłany z radiolokatora sygnał zostaje odbity z pewną modulacją, po czym wraca do odbiornika, gdzie po przetworzeniu określa się na podstawie częstotliwości tego sygnału prędkość zbliżania celu. Urządzenie

korelacji odczytuje się wartość skurczu plastobetonów. Układ sond stosowany do pomiaru odkształceń skurczowych plastobetonów charakteryzuje się tym, że przestrzeń zawarta między tensometrem 3 a okładzami 4 i 5 sondy kompensacyjnej 2 jest wypełniona środkiem antyadhezyjnym 6.

Wynalazek (T. Błażejowicz i S. Wrochny) chroniony jest 2 zastrzeżeniami patentowymi. Zgłoszenie z dnia 30.12.1976 r., opublikowano w BUP nr 23/1977 r., w podklasie GO1 N, pod nr P. 194830 T.

United Technologies Corporation z Harfordu (USA) zgłosiło do opatentowania dwa wynalazki:

● Wynalazek Charlesa Fredericka Nibanka, Stevena Arlena Klusmana i Irwina Jeffreya Kenigsberga pn. Układ zawieszenia podwozia samolotu, szczególnie helikoptera. Zgłoszenie dokonano w Urzędzie Patentowym PRL dnia 2.12.1977 r., opublikowano w Biuletynie Urzędu Patentowego PRL (BUP) nr 16 dn. 31.7.1978 r., w klasie B64 C, pod nr P. 202598.



Rys. Układ zawieszenia podwozia samolotu, szczególnie helikoptera

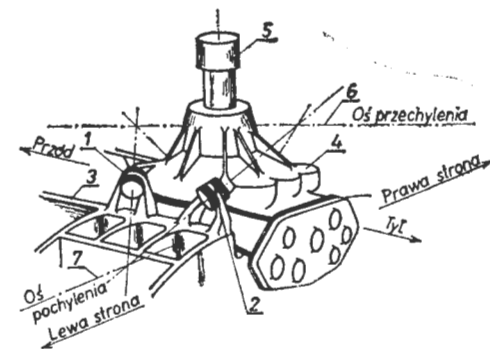
Układ zawiera zespół zawieszenia pionowego oraz odrębny i niezależny od niego zespół zawieszenia przechyłowego. Zespół zawieszenia pionowego zawiera dwa koła 1, 2 rozmieszczone po obu stronach kadłuba 3, układ amortyzatorów olejowo-powietrznych 4, 5 łączący każde z kół 1, 2 z kadłubem 3, elementy łączące układ amortyzatorów z kadłubem 3 oraz pręty 6, 7 połączone przegubowo z amortyzatorami olejowo-powietrzными 4, 5. Zespół zawieszenia przechyłowego zawiera poprzeczny drążek 8 połączony przegubowo z końcami prętów 6, 7, łączniki przegubowe 9, 10, łączące drążek 8 z kadłubem 3 tak, że kadłub 3, łączniki przegubowe 9, 10 i drążek 8 współdziałają tworząc czterocłonowe złącze 11 oraz elementy sprężyste 12, 13 i tłumiki usytuowane między poprzecznym drążkiem 8 a kadłubem 3.

Opis patentowy zawiera 9 zastrzeżeń. Prawo pierwszeństwa trwa w USA od dnia 3.12.1976 r. (nr 7474458).

● Wynalazek Irwina Jeffreya Kenigsberga i Larry'ego Bruce'a Eastmana pn. Układ zawieszenia przekładni wirnika helikoptera. Zgłoszenie zostało złożone w Urzędzie Patentowym PRL dnia 2.12.1977 r., zaś opublikowane w BUP nr 16/1978 r. w klasie B64C, pod nr P. 202794.

Układ zawiera wiele elementów sprężystych 1, 2 o ściśle ukierunkowanych osiach, osadzonych między kadłubem 3 a przekładnią wirnika 5, zawierających na przemian warstwy elastomeru i metali usytuowane koncentrycznie, prostopadle do osi każdego elementu. Każdy element sprężysty 1, 2 ma osie ogniskową, pokrywającą się z jego osią, prostopadłą do linii sił tnących przechylających oraz linii sił tnących pochyla-

jących każdej warstwy elementu sprężystego. Osie ogniskowe odpowiednich elementów sprężystych 1, 2 przecinają się, wyznaczając między punktami przecięcia osie prze-

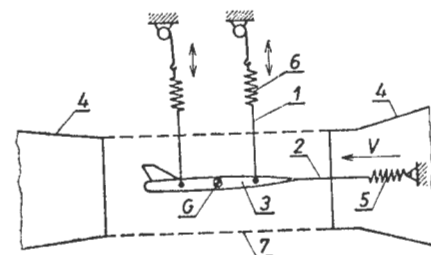


Rys. Układ zawieszenia przekładni wirnika helikoptera

chylenia 6 układu zawieszenia, usytuowaną wzdłuż kadłuba 3 oraz osie pochylenia 7, usytuowaną prostopadle do kadłuba 3, które to osie 6, 7 są przesunięte względem siebie o określoną odległość.

Zastrzeżenia patentowe sformułowane w 11 punktach. Pierwszeństwo w USA od dnia 9.12.1976 r. (nr 749131).

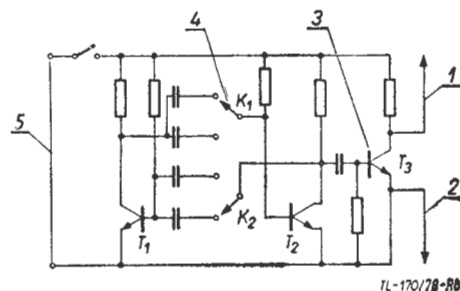
● Zespół wynalazców: Giennadij Aleksiejewicz Buliszew, Anatolij Władimirowicz Bykowski, Stanisław Pawłowicz Maszigin, Konstantin Siergiejewicz Striełkow i Zukowski ze Związku Radzieckiego zgłosił do opatentowania w Urzędzie Patentowym PRL wynalazek pt. Urządzenie do zawieszania modelu maszyny latającej w tunelu aerodynamicznym. Zgłoszenie złożono 16.3.1977 r., opublikowano w BUP nr 21 z dnia 9.10.1978 r., w klasie B64F, pod nr P. 196707. Urządzenie, według wynalazku, stanowi układ pionowych 1 i poziomych 2 lin połą-



Rys. Urządzenie do zawieszania modelu maszyny latającej w tunelu aerodynamicznym

czonych z modelem 3 w punktach znajdujących się przed 1 za jego środkiem ciężkości G i przymocowanych do korpusu tunelu aerodynamicznego 4 za pomocą elementów sprężystych 5 i 6. W układzie przewidziano środki naprężenia lin. Pozycję modelu 3 w roboczej części 7 tunelu aerodynamicznego 4 można ustawić zarówno przy instalowaniu, jak i podczas wykonywania pomiarów odpowiednich parametrów. Wynalazek rozwiązuje zagadnienie limitowania warunków lotu dla modeli różnych klas w zakresie prędkości poddzwiękowych usuwając zjawisko flatteru zawieszania i uwalniając od konieczności instalowania elementów systemu sterowania modelem.

Wynalazek, przeznaczony do wykorzystania przy badaniu wytrzymałości dynamicznej i parametrów flatteru statków powietrznych, chroniony jest 12 zastrzeżeniami.

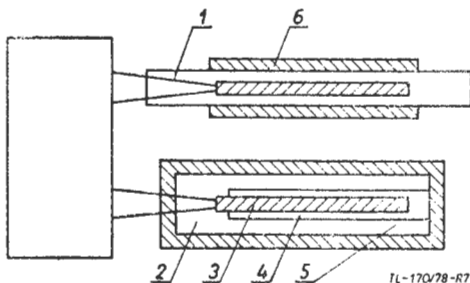


1L-170/78-80

dzenie do stosowania tego sposobu charakteryzuje się tym, że ma zewnętrzne, biernie źródło promieniowania elektromagnetycznego w postaci (najkorzystniej) anteny składającej się z dwóch umieszczonych na jednej osi ramion 1 i 2 połączonych wzajemnie przez sterowany z generatora 4 komutator 3, najkorzystniej w postaci tranzystora T<sub>2</sub>.

Wynalazek (którego twórcami są J. Woźniak i B. Gąsior) został zgłoszony 15.3.1976 r. i ogłoszony w BUP nr 21/1977 r., w podklasie GO1 S, pod nr P. 187957.

● WAT zgłosiła do Urzędu Patentowego PRL wynalazek pn. Sposób pomiaru odkształceń skurczowych plastobetonów i układ sond stosowany do pomiaru odkształceń skurczowych plastobetonów, zwłaszcza plastobetonów składających się z krystalu mineralnego oraz spoiwa na podstawie żywicy chemoutwardzalnych (poliestrowych i in.).

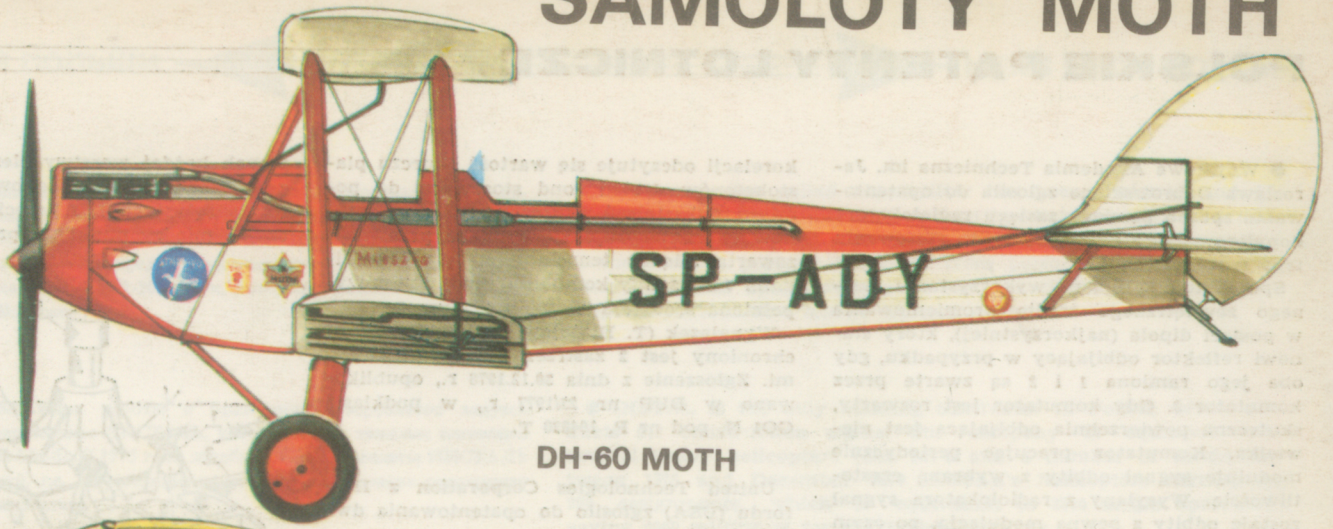


1L-170/78-87

Sposób polega na tym, że wykonuje się próbki z plastobetonu, dokonuje się pomiarów odkształceń w czasie utwardzania oraz sporządza wykresy. Pomiarów powtarza się, zmieniając parametry, po czym dla danego czasu utwardzania z wykresów wyprowadza się krzywą korelacji wskazań sondy pomiarowej 1 i skurczu plastobetonu. Identyfikacyjny zestaw sondy pomiarowej 1 i sondy kompensacyjnej 2 umieszcza się w badanej konstrukcji z plastobetonu i mierzy się odkształcenia plastobetonu, po czym z krzywej



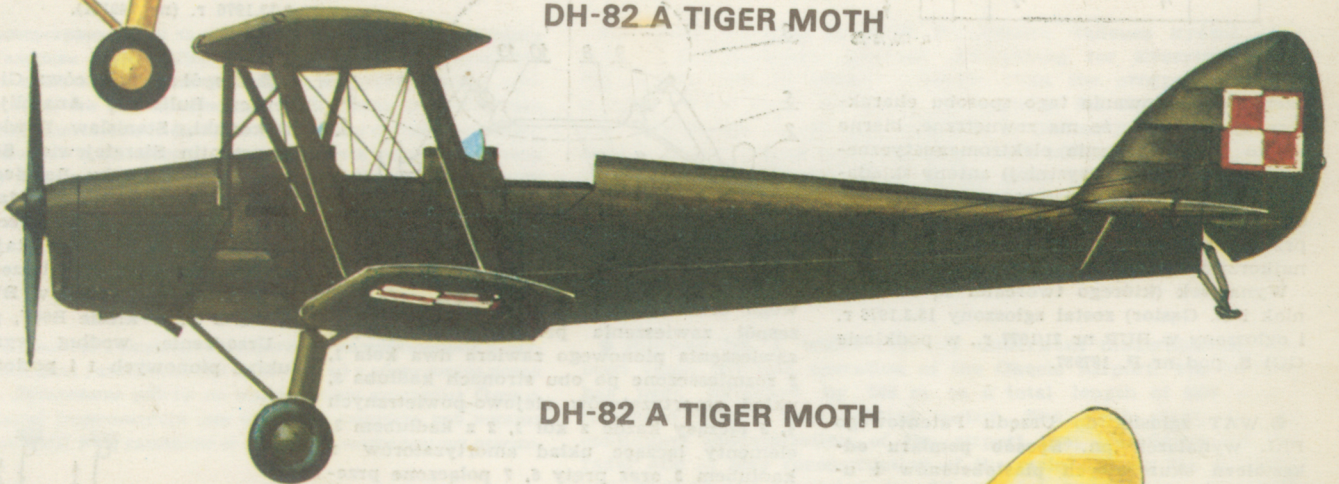
# SAMOLOTY MOTH



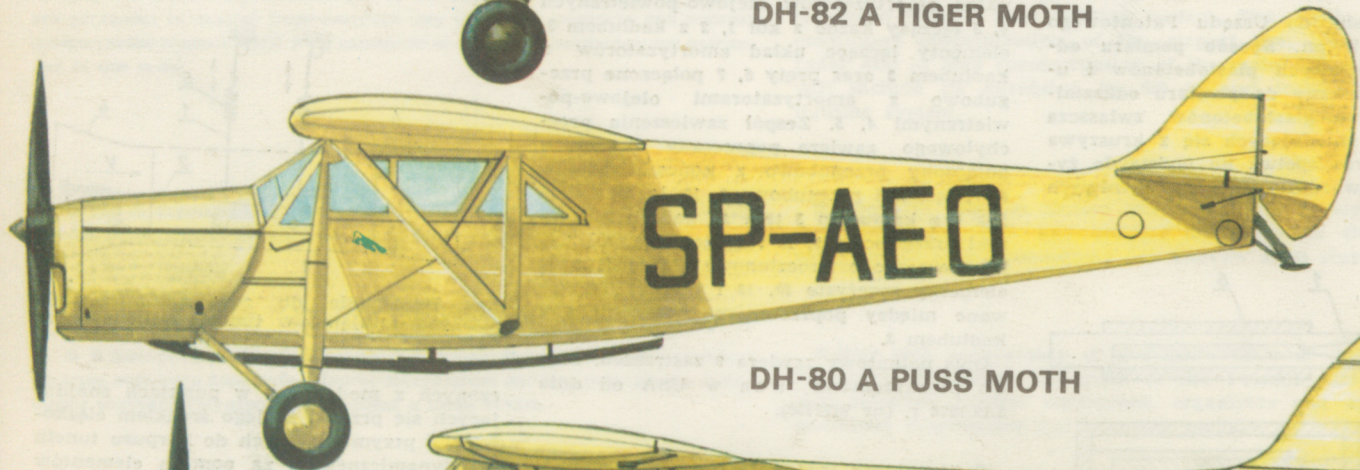
DH-60 MOTH



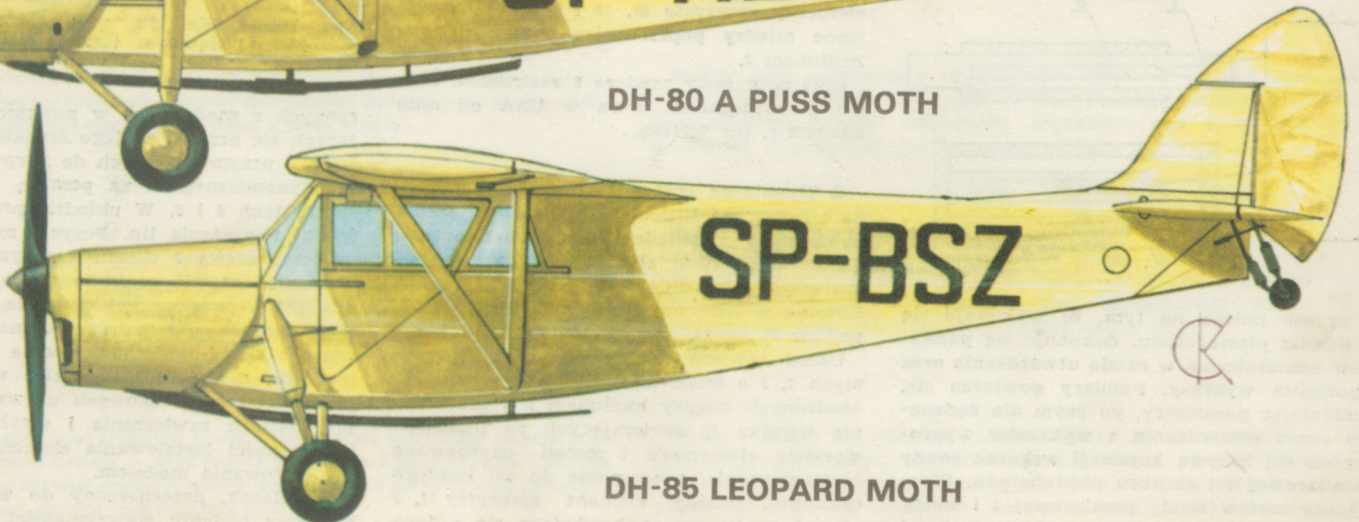
DH-82 A TIGER MOTH



DH-82 A TIGER MOTH



DH-80 A PUSS MOTH



DH-85 LEOPARD MOTH