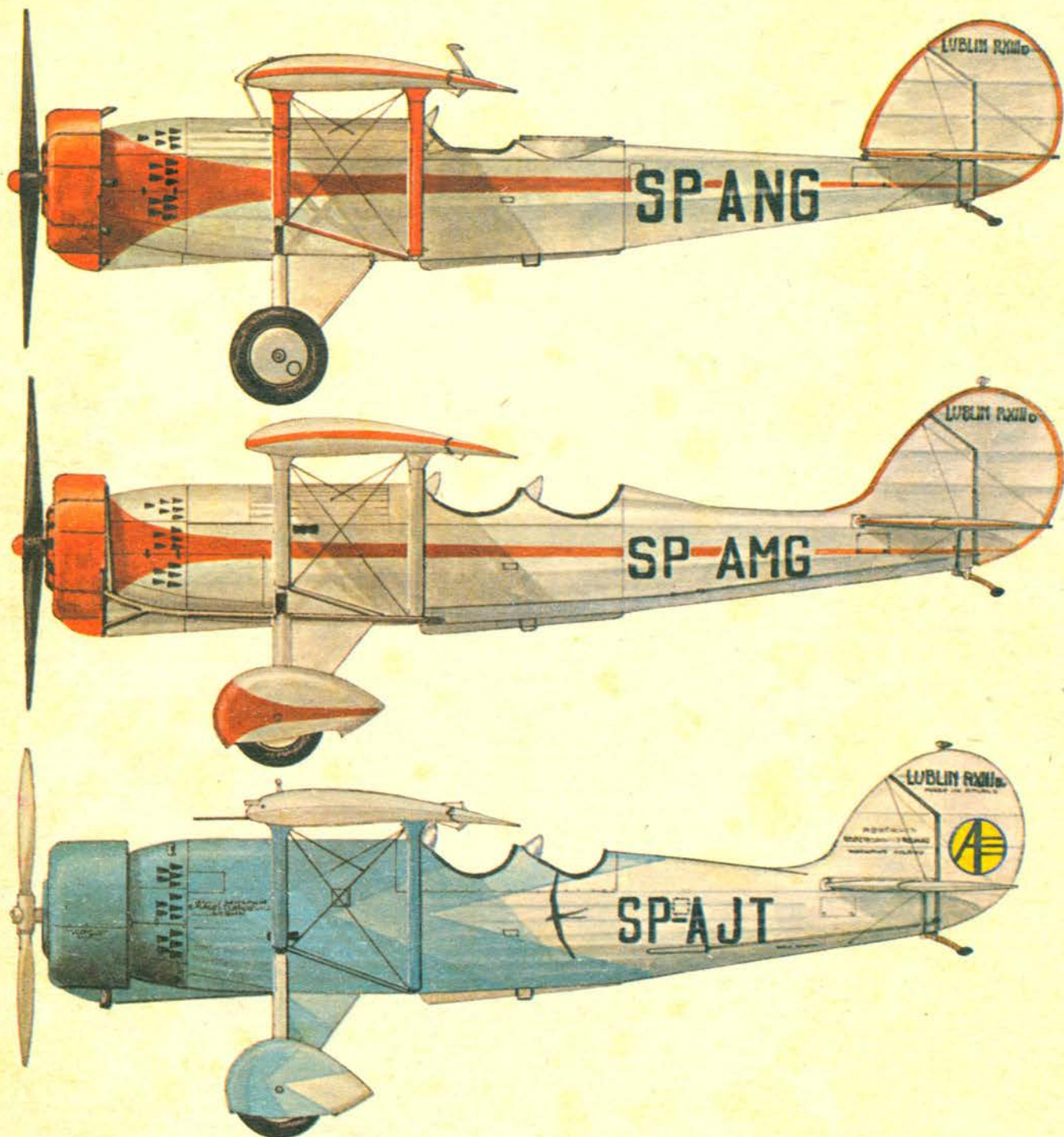


TECHNIKA

5'82

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● Чувствующийся сырьевой и материальный недостаток в авиапромышленности, мобилизовал дирекцию ВСК ПЗЛ-Мелец, которая уже долгое время кооперирует с Советским Союзом, обратиться туда за помощью. В конце марта т. г. делегация ВСК ПЗЛ-Мелец отправилась в СССР, где проведены благополучные переговоры. В итоге советская авиапромышленность, сверх нормальных кооперационных поставок, обязалась поставить нам несколько сот аккумуляторных батарей, измерительных приборов, а также преобразователей. Использование этого имущества в польском производстве позволит коллективу ВСК ПЗЛ-Мелец справиться с договорами на экспорт в СССР и в другие страны. Согласно договору поставка предусмотренного имущества начнется в срочном порядке.

● ВСК ПЗЛ-Мелец приступила к производству самолетов местного сообщения Ан-28. Первые пять самолетов информационной серии должны изготовиться с следующим году.

● В начале мая 1982 с ангара ВСК ПЗЛ-Мелец выкатился на аэродром прототип сельскохозяйственного самолета ПЗЛ-М21 Дромедер Мини и начались летные испытания. В этом самолете использованы 60% деталей и узлов из самолета М-18 Дромедер.

● На польском планере СЗД-24 Фока 4 Эрвин Рош в Румынии на горной волне около м. Брашов достигнул высоту 11 200 м устанавливая румынский рекорд высоты.

● С 22 по 24 апреля т. г. на аэродроме Варшава-Окецце Авиаэкспортом проведена презентация 120-местного пассажирского самолета Як-42. Самолет имеет крейсерскую скорость 810 км/час, расход топлива 0,306 кг/пасс. км и дальность 860 км при полной нагрузке. Покупать самолеты Як-42 намеряются Польские Авиалинии ЛЕТ.

● The observable shortages in raw materials in the aviation industry challenged the managing body of the WSK PZL-Mielec factory, who have been co-operating with the Soviet Union for a long time ago, to apply for help. At the end of March this year, a delegation of that factory went to the USSR where advantageous talks were held. As a result, the Soviet aviation industry obliged themselves to supply us, beside normal co-operation deliveries, with several hundred batteries, measuring instruments and converters. Utilization of those elements in Polish production will allow the WSK PZL-Mielec staff to meet the obligations resulting from export contracts with the USSR and, as well, with other countries. In accordance with the agreement, the delivery of those elements will start on the nearest days.

● The WSK PZL-Mielec factory started production of the An-28 aircraft for local transport service. The first five airplanes of the information batch are to be ready next year.

● On the first days of May 1982, a prototype of the PZL-M21 Dromader Mini ag-plane was rolled out from a hangar of the WSK PZL-Mielec factory into airfield and flight tests were started. About 60% of components and assemblies coming from the M-18 Dromader have been employed in the new aircraft.

● Erwin Rosch, flying on a Polish glider SZD-24 Foka 4 on a wave near Brasov in Roumania, has achieved the altitude of 11 200 m, thus setting up a national altitude record.

● From 22nd to 24th April this year, Aviaexport presented the Jak-42 passenger airplane of 120 seats capacity at the Warszawa-Okecie airport. The cruising speed of that aircraft is 810 km/h, fuel consumption — 0.306 kg/pkm and range — 860 km at full load of 14.5 t. The Jak-42 airplanes are planned to be purchased by the LOT Polish Airlines.

c.d. ze str. 32

GAŁAŚ A.: An-2 „Foto” aircraft — the photogrammetric version. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 5, p. 24.

The equipment of the photogrammetric version of the An-2 aircraft has been described.

MORAWSKI J. M.: Biomechanical elements of evaluation of flying characteristics of flying aircraft. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 5, p. 25.

The paper presents the development of handling qualities of piloted aircraft. In conclusion one tries to explain the back grounds of the pilot rating as related to the locomotive biorhythms.

GLASS A.: RWD airplanes in the wide world. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 5, p. 29.

Export of RWD airplanes in the years 1934-1939, licence production abroad and data on evaluation in September 1939, including a list of airplanes evacuated to Roumania, have been presented.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: Flugzeuge der chinesischen Luftfahrt. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 5, S. 6.

Es wird die Entwicklung der chinesischen luftfahrttechnischen Produktion ab Mitte der fünfziger Jahre bis heute von den Lizenzen über Nachahmungen und Abänderungen bis zu eigenen Konstruktionen dargestellt. Die Erörterung umfasst die Produktion von Jagd-, Sturm-, Bomben-, Transport-, und Schulungsflugzeugen, Hubschraubern, Segelflugzeugen sowie den chinesischen luftfahrttechnischen Export.

ADAMOWICZ Z.: Anwendung von Lichtleitern in flugtechnischen Anlagen für Daten-Verarbeitung und Übergangsfunktion (II). TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 5, S. 10.

Im zweiten Teil des Beitrages werden der Aufbau und die Eigenschaften des Empfänger- und Kopplungsteiles der Lichtleiteranordnung dargestellt. Es werden auch die Anwendungsmöglichkeiten der Lichtleiteranordnungen in flugtechnischen Daten-Verarbeitungs- und Übertragungssystemen angeführt.

DANILECKI S.: Anwendung der Ermüdungsbeständigkeits-Analyse zur Beurteilung von örtlichen Beschädigungen und der Reparatureffekte an Flügeloberflächen. Teil II. Analyse der Ermüdungsbeständigkeit auf Grund des spezifischen Ermüdungsverschleisses. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 5, S. 13.

Beurteilungsmethode von örtlichen Beschädigungen und Grundlagen für das Reparaturentwerfen auf Grund des spezifischen Ermüdungsverschleisses.

GAŁAŚ A.: Das Flugzeug An-2 „Foto” als fotogrammetrische Version. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 5, S. 24.

Es wird die Ausrüstung der fotogrammetrischen Version des Flugzeuges An-2 beschrieben.

MORAWSKI J. M.: Biomechanische Beurteilungsgrundlagen der Steuerungseigenschaften von Luftschiffen. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 5, S. 25.

In dem Aufsatz wird in Umrissen die Kriterienentwicklung für die Beurteilung der Steuerungseigenschaften von Luftschiffen dargestellt. Es wird versucht, den Ursprung der Beurteilung der Piloten auf der Basis der fortbewegten Biorythmen zu erklären.

GLASS A.: RWD-Flugzeuge auf der weiten Welt. TLiA, XXXVII Jhrg., 1982, H. 5, S. 29.

Es werden der Export der RWD-Flugzeuge in den Jahren 1934-1939, die Lizenz-Produktion im Ausland sowie Angaben über Evakuierung im September 1939, darunter Zusammenstellung der nach Rumänien evakuierten Flugzeuge, angegeben.

СОДЕРЖАНИЯ

ГЛЯСС А.: Самолеты китайской авиации. TLiA, т. XXXVII, 1982, № 5, стр. 6

Представлено развитие китайского авиапроизводства с половины 50-тых лет по настоящее время и от лицензии, через копии и доработки, по собственные конструкции. Рассмотрена продукция истребителей, штурмовиков, бомбардировщиков, транспортных и учебных самолетов, а также вертолетов и планеров, и китайский авиационный экспорт.

АДАМОВИЧ З.: Применение световодов в авиационных системах переработки и трансляции данных (II). TLiA, т. XXXVII, 1982, № 5, стр. 10

Во второй части статьи представлено устройство и особенности приемной и сопрягающей частей световодной линии связи. Представлены тоже возможности использования световодных линий связи в авиационных системах переработки и трансляции данных.

ДАНИЛЕЦКИ С.: Применение анализа усталостной прочности к оценке последствий местных повреждений и эффектов ремонта обшивки крыльев. Часть II. Анализ усталостной прочности на основе удельного усталостного износа. TLiA, т. XXXVII, 1982, № 5, стр. 13

Метод оценки последствий местных повреждений и принципы проектирования ремонта на основе удельного усталостного износа.

ГАЛАСЬ А.: Самолет Ан-2 — «Фото» — аэрофото-съемочный вариант. TLiA, т. XXXVII № 5, 1982, стр. 24

Описано оборудование аэрофото-съемочного варианта самолета Ан-2.

МОРАВСКИ Я. М.: Биомеханические основания оценки пилотажных свойств летательных аппаратов. TLiA, т. XXXVII, 1982, № 5, стр. 25

В статье представлено в общих чертах развитие критериев оценки пилотажных свойств летательных аппаратов. Проведена попытка разъяснения генезиса оценок пилотов на основе локомоционных биоритмов.

ГЛЯСС А.: Самолеты РВД по белу свету. TLiA, т. XXXVII, 1982, № 5, стр. 29

Представлен экспорт самолетов РВД в годах 1934-1939, лицензионное производство за рубежом, а также данные об эвакуации в сентябре 1939, в том числе, перечень самолетов эвакуированных в Румынию.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVII SIERPIEŃ 1982

TECHNIKA

5'82

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Efektywność ekonomiczna transportu lotniczego PRL

Dr JAN LASOŃ

Transport lotniczy trzeba oceniać nie tylko z punktu widzenia rentowności i sfery komplementarnej, lecz wręcz warunkującej możliwość jakiegokolwiek działalności stwarzającej niezbędne przesłanki dla wzrostu i rozwoju technicznego, technologicznego, organizacyjnego, militarnego, turystycznego i społeczno-gospodarczego kraju. Transport ten umożliwia wymianę i kooperację międzynarodową przez dalszy społeczny podział pracy oraz wpływa na zwiększenie rozmiarów produkcji przy równoczesnym wzroście wydajności pracy, szybkości dostaw i obniżaniu kosztów produkcji. W transporcie lotniczym należy widzieć nie tylko instrument swej polityki i rozwoju poszczególnych dziedzin, ale również sferę działalności, która jest opłacalna sama w sobie, a przy tym korzystna z punktu widzenia bilansu płatniczego kraju. Samolot stał się już dostępnym, szybkim, wygodnym, bezpiecznym i masowym środkiem komunikacji, co spowodowało powszechne zainteresowanie transportem lotniczym i ogromne lokaty w jego rozwój. Wynika to głównie z rozszerzających się lotniczych potrzeb przewozowych, wzrostu wartości czasu, rozwijającego się postępu techniki lotniczej, zwiększenia produktywności i obniżania jednostkowych kosztów tego rodzaju transportu.

A Polska — kraj leżący na skrzyżowaniu wielkich szlaków tranzytowych Europy, a także kraj wielkich tradycji lotniczych i znacznych bogactw naturalnych, rozwijający wymianę międzynarodową z ponad setką krajów świata, nie może podnieść swoich skrzydeł nawet na wysokość dotychczasowych osiągnięć społecznych, potencjału kwalifikowanych kadr (ok. 1 mln osób z wyższym wykształceniem) i zasobów gospodarczych kraju. Nie umiemy czy też nie chcemy wykorzystać lotnictwa transportowego? Jeśli nie umiemy — nauczmy się! Niedoceniając roli i zadań transportu lotniczego zepchnęło nas na ostatnie prawie miejsce w tabelach europejskiej statystyki i co najgorsze nastąpił już duży i trudny do odrobienia dystans Polski do czołówki światowej (ok. 60 miejsce) w eksploatacji nowoczesnego taboru latającego oraz w budowie lub modernizacji cywilnych lotnisk szybkiej obsługi. Nie wytrzymujemy już konkurencji z zagranicznymi przewoźnikami lotniczymi, ponieważ w minionym okresie stosowaliśmy błędną politykę gospodarczą, propagandę sukcesów i mistyfikację rozwoju transportu lotniczego PRL.

Mystyfikacja transportu lotniczego PRL jako demiurga postępu

Woluntarystyczne zarządzanie objęło także transport lotniczy m.in. przez ograniczanie jego rozwoju oraz manipulowanie informacjami i kamuflowanie rzeczywistego stanu rzeczy. Zamierzenia i prognozy były tylko zapowiedziami, a najślusniejsze uchwały i cenne postulaty postępowych ekonomistów pozostawały jedynie deklaracjami na papierze, co spowodowało regres transportu lotniczego PRL w odniesieniu do rozwoju i perspektywicznych programów postępowych państw świata. Dobitnie uwidacznia to tabl. 1, z której wynika, że Polska znacznie odbiega od przeciętnej światowej, ponieważ mamy sześciokrotnie mniejszy udział samolotów transportowych w stosunku do przeciętnej przypadającej na jeden kraj należący do ICAO oraz znacznie zaniżony przewóz: pasażerów (osób) — 4,5-krotnie i towarów (ton) aż 7-krotnie mniej w stosunku do

TABLICA 1. Rozwój przewozów lotniczych na świecie i w Polsce ([1] i [2]) oraz obliczenia autora)

Wyszczególnienie	Jednostka miary	Przeciętna światowa na 1 kraj ICAO	Polska	Stosunek rub. 4 do 3
Samoloty transportowe	szt.	280,0	46,0	6,1
Przewozy pasażerów (osób)	mln	8,2	1,8	4,5
Przewozy towarów (ton)	tys.	127,3	17,5	7,3
Przeciętny roczny wzrost przewozów w latach 1975÷80				
— pasażerów (osób)	%	8,0	0,5	16,0
— towarów (ton)	%	10,0	—2,0	x

przeciętnej światowej. Z tablicy tej wynika też, że w latach 1975÷80 nasz udział w światowych przewozach lotniczych uległ dalszemu zmniejszeniu i dystansowi. Powodu spadku przewozów PLL LOT w latach 1980÷81 należy dopatrywać się głównie w ogólnej sytuacji kraju, w tym m.in. i w znacznym zmniejszeniu zagranicznego ruchu turystycznego, odwołaniu wielu lotów czarterowych, katastrofie samolotu Il-62, zawieszeniu linii do Bagdadu w związku z wojną iracko-irańską, okresowym zakłóceniu — z powodu remontów — eksploatacji wielu lotnisk krajowych (Szczecin, Kraków, Koszalin, Bydgoszcz).

W skali światowej z rozkładowych i pozarozkładowych przewozów lotniczych korzysta ok. 1,2 mld osób, a samolotami liniowymi przewozi się już rocznie ponad 850 mln pasażerów i około 14 mln t ładunku. Należy się spodziewać w przyszłości dalszego wzrostu tego rodzaju przewozów przeciętnie 6÷9% rocznie. W 1980 r. światowy transport lotniczy wykonał pracę przewozową wynoszącą ok. 33 mld tkm i ponad 1100 mld pkm. Przewiduje się, że przedsiębiorstwa strefy Azji i Pacyfiku, Bliskiego Wschodu, Ameryki Łacińskiej i Afryki będą mieć przewozy lotnicze większe od przeciętnej światowej o 10÷12% w ruchu pasażerskim i 11÷13% w ruchu towarowym. Ten dynamizm wynika głównie z osiągniętych przez przedsiębiorstwa komunikacji lotniczej zysków, które w 1979 r. wynosiły w USA ponad 400 mln dol., a we Francji 210 mln Fr. Zysk ten we Francji byłby znacznie większy, gdyby nie deficytowe loty Concorde, które w 1979 r. przyniosły stratę 96 mln Fr. Niezależnie od modernizacji taboru latającego unowocześnia się jednocześnie cywilne lotniska. Dla przykładu, lotnisko we Frankfurcie n. Menem codziennie przeladowuje ok. 2000 t różnych towarów, co stanowi przeciętnie ok. 30 000 szt. różnej wielkości masy towarowej, od lekkich paczek pocztowych począwszy, a na kontenerach skończywszy. Co piąty samolot pojawiający się na tym lotnisku należy do klasy aerobusów, z których najczęstsze to: B-747, A-300, DC-10, TriStar. Mimo wzrostu kosztów paliwa, od wielu lat jednostkowe koszty przewozów lotniczych (w przeliczeniu na tkm lub pkm) wyraźnie obniżają się, np. 1 tkm w przypadku samolotu DC-3 Dakota wynosił 20,5 centa, a dla Boeinga 707 tylko 5,1 centa [1]. Szczególnie na liniach lotniczych USA następują znaczne obniżki taryf, które już są trzykrotnie niższe niż w Europie. Na trasach 400÷600 km wynoszą 12 centów tkm, zaś na trasach o długości 1500÷2000 km od 6 do 7 centów za tkm. Szybki postęp w technice lotniczej pozwoli obniżyć w najbliższym dziesięcioleciu

średnie zużycie paliwa na jednostkę pracy przewozowej o co najmniej 20%.

Dziwić się więc trzeba, że można mieć w tej dziedzinie usług jeszcze jakieś wątpliwości. Powinnością naszą jest oznajmienie wszystkim oponentom, że w sprawach gospodarczych, w tym i o lotnictwie transportowym, powinni decydować specjaliści, którzy tę gospodarkę tworzą i bezpośrednio z nią są związani, a nie ci, którzy w czyste gabinety nadmiernej administracji ukierunkowują ją w aspekcie tzw. łatwizny i własnej wygody, co w konsekwencji przynosi krajowi niepowetowane szkody trudne do odrobienia. W PLL LOT z niepokojem przyjęto informację o planach zlikwidowania niektórych połączeń krajowych w celu zaoszczędzenia paliwa, z czego korzyści będą małe, natomiast różnego rodzaju straty — duże. Do 1981 r. decyzje dotyczące zamknięcia lub ograniczenia wielu linii lotniczych LOT wydawał odgórnie, bez konsultacji z dyrektorem PLL LOT [2]. Trudno zrozumieć przeciętnemu Polakowi niedocenywanie komunikacji lotniczej przez nasze władze, likwidowanie linii lotniczych, ograniczanie inwestycji przy jednoczesnym importowaniu usług lotniczych, za które płacimy obcym przewoźnikom duże kwoty w twardych walutach. W 1980 r. udział lotniczych przedsiębiorstw zagranicznych w przewozach polskich obywateli wyniósł ponad 35%, a towarów — ok. 60%. Obciąża to i tak już napięty nasz bilans płatniczy z zagranicą, który będzie tym większy, im głębszy będzie niedorozwój transportu lotniczego PRL, z którego można czerpać duże korzyści finansowo-walutowe. Potwierdza to także m.in. J. Raczkowski: „Należy podkreślić, że działalność naszego transportu lotniczego przynosi gospodarce narodowej znaczące efekty tak w złotówkach jak i w dewizach” [3].

Mimo katastrofalnego stanu naszych lotnisk cywilnych i przestarzałego taboru latającego PLL LOT, który nie może już sprostać wymaganiom, jakie stawiają nowoczesne linie lotnicze, z roku na rok następuje zmniejszenie nakładów inwestycyjnych (z ogólnych nakładów na transport) na transport lotniczy PRL z 0,6% w 1977 r. do 0,1% w 1978 r. i do jeszcze mniejszego wskaźnika w latach 1980÷1981. Obecnie tabor latający PLL LOT na liniach krajowych amortyzowany jest prawie w 90÷100%, a na liniach międzynarodowych — ponad 40%. Niedostatek samolotów na okres sezonowych szczytów przewozowych próbowano „łatać” poprzez wypożyczenie z ZSRR samolotów transportowych, np. Il-62 i Il-18 [4]. Niestety nadal po starym traktuje się u nas transport lotniczy, o którym w „Rządowym raporcie o stanie gospodarki — 1981” wspomniano tylko jednym — nie odzwierciedlającym rzeczywistego stanu rzeczy — zdaniem (pkt 60): „W transporcie lotniczym w ubiegłym dziesięcioleciu m.in. zwiększono około dwu- i półkrotnie długość linii zagranicznych PLL LOT, ale w stosunku do wielkości przewozów niedostateczny jest stan lotnisk i urządzeń kierowania ruchem”. Natomiast K. Kołodziej w jednej ze swoich recenzji m.in. pisze: „Lotnictwu potrzebne są przede wszystkim samoloty, których nie ma, dopiero potem rozbudowa lotnisk”. Takie absurdalne stwierdzenia można spotkać i dzisiaj. W 1981 r. w rządowej Komisji ds. Reformy Gospodarczej nie było ekspertów transportu lotniczego i nie wiadomo, czy ministerstwo komunikacji zwróci większą uwagę na transport lotniczy, który do tej pory był lekceważony w tym resorcie, mimo że znaczna część społeczeństwa jednoznacznie wypowiada się za jego rozwojem [5]. Na uwagę zasługują także liczne i cenne postulaty publicystów lotniczych wskazujące m.in. na:

— opracowanie i ściśle realizowanie perspektywicznego planu rozwoju lotnictwa cywilnego po uprzednim wszechstronnym jego przekonsultowaniu;

— powołanie Rady ds. Lotnictwa do badań stanu oraz oceny rozwoju lotnictwa cywilnego i przemysłu lotniczego, a także doradztwa prawnego i ekonomicznego;

— reorganizację lotnictwa cywilnego przez zmianę jego struktur, które nie sprawdziły się i doprowadziły do dezintegracji i rozbudowy administracji;

— urealnienie decyzji w sprawach lotnictwa cywilnego, głównie przez samorządność, wszechstronne badania, konsultacje, rzetelne ekspertyzy itp.;

— zwiększenie liczby i objętości czasopism i publikacji książkowych dot. historii naszego lotnictwa, postępu lotniczego w świecie, rozwoju komunikacji lotniczej PRL itd.

Transport lotniczy PRL jako ekonomiczny czynnik wzrostu gospodarczego

Efektywność ekonomiczną transportu lotniczego PRL trzeba widzieć głównie w aspekcie wartości zaoszczędzonego czasu, wzrostu dochodu narodowego i wymiany międ-

zynarodowej, kosztu transportu niejednokrotnie płatnego w obcych walutach i jako środek czynnego zdobywania dewiz. Polska nie jest odosobnioną wyspą w świecie i musi sobie zdawać sprawę, że zamrożenie środków kapitałowych w transportowanym ładunku jest przy przewozie samolotem znacznie krótsze, co daje określone korzyści finansowe dostawcy i odbiorcy ładunku. 10÷20-krotnie większe niż osiąmane przez inne środki transportu, szybkości przewozów lotniczych, zapewniają samolotom uprzywilejowaną i niejednokrotnie jedyną pozycję w obsłudze średnich i, długich dróg przewozowych. Dotyczy to nie tylko przewozów osób ale i towarów łatwo psujących się, kosztownych bądź wymagających szybkiej dostawy. Polska nawiązując wymianę z coraz to liczniejszymi i odleglejszymi oraz bogatszymi krajami położonymi na różnych kontynentach świata musi sobie zdawać sprawę, że opłaty za przewozy lotnicze obciążają dewizami nasz bilans handlowy, jeśli są one realizowane przez obcych przewoźników.

Uwzględniając charakter ekonomiczny oraz ekonomiczne wyniki dla gospodarki narodowej, eksportowe usługi transportu lotniczego można porównać z eksportem towarów. Importowe i eksportowe usługi powodują określone obroty dewizowe, wyrażające się zarówno jako przychody, jak i wydatki, gdyż nabywca towarów pokrywa nie tylko koszty zakupu (produkcji i marż handlowych) towaru, lecz również opłaty za jego przewóz oraz związane z nim inne opłaty. Przy zadłużeniu Polski ok. 26 mld dol. (1981 r.) międzynarodowe obroty handlowe naszego kraju są duże, a więc powinno się dążyć do możliwie dogodnego i korzystnego ukształtowania gospodarczych stosunków zagranicznych, także i w zakresie transportu lotniczego. Szczególnie dotyczy to międzynarodowych przewozów lotniczych (pasażerskich i towarowych), zwiększających przyrost dochodu narodowego przez saldo gospodarcze z zagranicą. Transport lotniczy wywiera wpływ na wzrost gospodarki narodowej nie tylko przez długofalowy przyrost dochodu narodowego do podziału lub wytworzonego, ale także przez stymulowanie innych gospodarczych czynników wzrostu, np. wyższy stopień organizacji procesów produkcji i cyrkulacji, postęp naukowo-techniczny i organizacyjny, rozwój międzynarodowych stosunków gospodarczych itp. Ekonomiczna optymalizacja przewozów lotniczych znacznie zmniejsza udział kosztu tego rodzaju transportu w ogólnym dochodzie narodowym. Istotny jest również wpływ transportu lotniczego na wprowadzane kierunki międzynarodowej wymiany handlowej i turystycznej, a także na natężenie potoków wartościowych lub wymagających szybkiej dostawy ładunków, stosownie do nowoczesnych warunków przerzutów towarowych oraz zdobywania zagranicznych, nowych i intratnych rynków zbytu lub zakupu.

Znaczenie międzynarodowego transportu lotniczego wynika z pozycji naszego kraju w międzynarodowym podziale pracy i kooperacji, z charakteru i rozmiaru ich uczestnictwa oraz udziału naszego transportu lotniczego w międzynarodowym transporcie. Wzrost międzynarodowej wymiany gospodarczej zacieśnia więzi między poszczególnymi krajami i jest następstwem wzrostu produkcji i jej specjalizacji, rozwoju kooperacji oraz większego wykorzystania nowych, często przy tym odlegle zlokalizowanych źródeł zaopatrzenia, czyli czynników wynikających z pogłębiającego się społecznie i geograficznie podziału pracy. Zacieśnianie więzi gospodarczych wewnątrz państw i między nimi jest nieodwracalnym procesem integrującym ekonomicznie i społecznie względnie izolowane podmioty gospodarcze. Integracja jest również czynnikiem powodującym wzrost ruchliwości ludności, która wywołuje z kolei wzrost pasażerskich przewozów lotniczych. Niemniej jednak korzyści relatywnie z międzynarodowego transportu lotniczego można osiągnąć tylko wtedy, gdy uda nam się zdobyć zagraniczne rynki i wyższą wydajność pracy przy zmniejszaniu nakładów na ten transport. Relatywnych korzyści można oczekiwać jedynie przy zaoferowaniu takich parametrów, częstotliwości, bezpieczeństwa, poziomu taryf i punktualności przewozów lotniczych, które zachęcą zagranicznego klienta do korzystania z transportu lotniczego PLL LOT. Z ekonomicznego punktu widzenia należałoby wyzwolić wszelkie rezerwy, aby wartość nakładów poniesionych na transport lotniczy PRL była niższa od uzyskanych dochodów, uwzględniając jednolity i obiektywny współczynnik przeliczeniowy waluty. W przypadku efektywnej działalności, eksport usług lotniczych na rzecz obcych kontrahentów stanowi dla PLL LOT (i dla kraju) działalność zarobkową i jedno z tańszych źródeł zdoby-

Obloty prototypów samolotów w 1980; 1981 i 1982 r.

1980 r. (uzupełnienie do TLiA 9'81)

- 21.7. Caproni Vizzola C22J, treningowy, Włochy
- 7.8. MacCready Gossamer Penguin, motoszybowiec słoneczny, USA
- 9.10. Hoffmann H-36 Dimona, motoszybowiec, RFN
- 10.10. Aerospatiale AS-332L Super Puma, śmigłowiec, Francja
- 11.10. Dassault-Breguet Mirage 2000B, myśliwski, Francja
- 16.10. Pottier P100TS, sportowy, Francja
- 6.11. MacCready Solar Challenger, motoszybowiec słoneczny, USA
- 8.12. Robin R3140, sportowy, Francja
- 13.12. Sikorsky CH-53E Super Stallion, 1 ser., śmigłowiec, USA
- 16.12. Glassflügel 402, szybowiec, RFN
- 17.12. Rochet Solair I, motoszybowiec słoneczny, RFN
- 13.12. General Dynamics F-16/101, myśliwski, USA

1981 r.

- 1.1. Lear Fan 2100, służbowy, USA
- 8.1. McDonnell Douglas DC-9 Super 82, pasażerski, USA
- 8.1. McDonnell Douglas DC-10 Series 15, pasażerski, USA
- 26.1. Gulfstream American Hustler 500, służbowy, USA
- 5.2. ENSMA FS-25S Cuervo, szybowiec, Francja
- 19.2. Soko SL-40 Liska, motoszybowiec, Jugosławia
- 21.2. Schempp-Hirth Nimbus 3, szybowiec, RFN
- 26.2. Aerotec A-132 Tangara, treningowy, Brazylia
- 28.2. SZD-52 Jantar 15, szybowiec, Polska
- 28.2. Valentin Taifun 17E, motoszybowiec, RFN
- 6.3. Fournier RF-10, motoszybowiec, Francja
- 17.3. Gulfstream American Gulfstream IIB, służbowy, USA
- 28.3. Dornier Do-228-100, pasażerski, RFN
- 30.3. Fairchild Swearingen Merlin IIC, 1 ser., pasażerski, USA
- 30.3. Fairchild Swearingen Merlin IVC, 1 ser., pasażerski, USA
- 8.4. SIAI-Marchetti SF-600 TP Canguro, pasażerski, Włochy
- 9.4. Transall C-160 (NG) transportowy, Francja—RFN
- 10.4. SIAI-Marchetti S211, treningowy, Włochy
- 12.4. Space Shuttle OV-102, wahadłowiec kosmiczny, USA
- 15.4. Dassault-Breguet Gardian (Falcon 20), patrolowy, Francja
- 8.5. Dassault-Breguet Atlantic NG, patrolowy, Francja
- 8.5. SZD-52 Jantar 15S, szybowiec, Polska
- 9.5. Dornier Do-228-200, pasażerski, RFN
- 15.5. PZL-106B Kruk, rolniczy, Polska
- 15.5. Slingsby T.67A (RF6B-120), sportowy, W. Brytania
- 16.5. PIK-21 Super Sytky, sportowy, Finlandia
- 21.5. Mitsubishi Diamond I, 1 ser., służbowy, Japonia
- 22.5. Gulfstream American Peregrine 600, treningowy, USA
- 1.6. Shorts 360, pasażerski, W. Brytania
- 22.6. PZL-106 AT Turbo Kruk, rolniczy, Polska
- 26.6. Grumman EF-111A, 1 ser., zakłócania elektronicznego, USA
- 8.7. Schleicher ASW-22, szybowiec, RFN
- 17.7. Piper T-1040, służbowy, USA
- 1.8. Lockheed TR-1A, wywiadowczy, USA
- 15.8. McDonnell-Douglas DC-8 Series 71, pasażerski, USA
- 19.8. PZL-106 AS Kruk, rolniczy, Polska
- 26.8. McDonnell-Douglas F-15 J Eagle, myśliwski, USA—Japonia
- 3.9. BAe 146-100, pasażerski, W. Brytania
- 3.9. LET XZ-37T Turbočmelak, rolniczy, Czechosłowacja
- 26.9. Boeing 767, pasażerski, USA
- 8.10. Aerospatiale SA-366 N (HH-65A) Dauphin 2, 1 ser., śmigłowiec, Francja
- 20.10. SEPECAT Jaguar GR 1 (sterowanie elektr.), szturmowy, Francja—W. Brytania
- 20.11. Centair 191, szybowiec, Francja
- 17.12. Norman NDN-6 Fieldmaster, rolniczy, W. Brytania
- 17.12. Hughes 500 Notar, śmigłowiec, USA
- 30.12. Akafliag Stuttgart fs-31, szybowiec, RFN

1982 r.

- 6.2. Grob G-110, sportowy, RFN
- 8.2. Aerospatiale SA 365N (AS 365 F) Dauphin 2, śmigłowiec, Francja
- 19.2. Boeing 757, pasażerski, USA
- 8.3. PZL-106 BS Kruk, rolniczy, Polska
- 18.3. BAe Jetstream 31, 1 ser., służbowy, W. Brytania

STATYSTYKA LOTNICZA



- 22.3. Dornier Alpha Jet CCV, doświadczalny, RFN
- 3.4. Airbus A310, pasażerski, Francja—RFN—W. Brytania
- 10.4. Canadair CL-610 Challenger, służbowy, Kanada
- 18.6. PZL M-21 Dromader Mini, rolniczy, Polska
- 22.6. BAe VC-10, zbiornikowiec, W. Brytania
- 2.7. Aerospatiale SA-365F, 1 ser., śmigłowiec, Francja
- 10.7. General Dynamics AFTI/F-16, doświadczalny, USA

Produkcja samolotów we Francji w 1981 r.

Wytwórnia, typ	Wyprodukowano			Zamówienia wraz z dostarczonymi
	w 1980 r.	w 1981 r.	do 1982 r.	
Aerospatiale				
— A300 B2/B4	36	38	158	256
— A310/320	0	0	0	88
— Corvette	0	0	40	40
— Transall	0	1	178	208
razem	36	39		
Dassault Breguet				
— Mirage 111/5/50		14	1348	1408
— Mirage F1	55	90	485	649
— Mirage 2000	0	0	7	7
— Super Etendard	20	13	63	87
— Alpha Jet	105	110	325	516
— Jaguar		47	447	532
— Falcon 10	22	19	192	220
— Falcon 20	16	29	459	522
— Falcon 50	25	40	79	183
— Atlantic NG	0	1	1	42
razem		363		
Aerospatiale				
— SA 315B Lama	10	52	337	363
— SA 316B Alouette III	39	5	1424	1438
— SA 330 J/I. Puma	10	35	681	685
— AS 332 Super Puma	0	6	6	110
— SA 342 Gazelle	73	38	886	1060
— AS 365 Dauphin 2	3	23	84	404
— AS 350 Ecureuil/Astar	174	113	499	875
— AS 355 Ecureuil/Twin-star	0	108	108	451
— SA 321 Super Frelon	1	3	99	99
razem	310	380		
Avions Moudry				
— CAP 10	20	30	150	
— CAP 20/21	0	20	32	52
razem	20	50		
Pierre Robin				
— wszystkie typy	150	50	2100	2450
Reims Aviation				
— F 152	121	73	1906	
— FA 152	15	5	380	
— F 172	129	81	2150	
— FR 172	12	0	669	
razem	277	159		
SOCATA				
— Rallye		44	3264	
— Tobago/Tampico		19	231	338
razem	152	133		
Łącznie		1174		

..... — brak danych. Źródła: Bull. GIFAS 1327/82, 1299/81, 1274/80

Szacunkowa liczba pilotów w końcu 1980 r.*

	Samolotowych	Śmigłowcowych	Razem	% całości
Pilotów turystycznych (prywatnych)	648 000	14 000	662 000	60,6
Pilotów zawodowych II kl.	260 000	35 000	295 000	27,0
Pilotów zawodowych I kl.	12 000	—	12 000	1,1
Pilotów liniowych	123 000	—	123 000	11,3
Razem	1 043 000	49 000	1 092 000	100,0

* *) Bez ZSRR i ChRL.

Źródło: ICAO Statistical Yearbook Doc. 9180/6



● Odczuwalne braki surowcowo-materiałowe w przemyśle lotniczym zmobilizowały dyrekcję WSK PZL-Mielec, kooperującą od dawna ze Związkiem Radzieckim, do zwrócenia się o pomoc. W końcu marca br. delegacja WSK PZL-Mielec udała się do ZSRR, gdzie przeprowadzono korzystne rozmowy. I tak przemysł lotniczy Związku Radzieckiego, poza normalnymi dostawami kooperacyjnymi, zobowiązał się dostarczyć nam kilkaset akumulatorów, przyrządów pomiarowych oraz przetwornic. Wykorzystanie tego sprzętu w krajowej produkcji pozwoli na wywiązanie się załogi WSK PZL-Mielec z umów eksportowych do ZSRR, a także do innych krajów. W myśl umowy dostawa przewidzianego sprzętu rozpocznie się w najbliższych dniach. (Ż.W., 3—4.04.1982 r.)

● WSK PZL-Mielec przystąpiła do produkcji samolotów lokalnej komunikacji An-28. Pierwsze pięć samolotów serii informacyjnej ma być gotowe w przyszłym roku.

● W pierwszych dniach maja 1982 r. z hangaru WSK PZL-Mielec wytoczono na lotnisko prototyp samolotu rolniczego PZL-M21 Dromader Mini i przystąpiono do prób w locie. W samolocie tym wykorzystano 60% części i zespołów od samolotu M-18 Dromader.

● Na polskim szybowcu SZD-24 Foka 4 Erwin Rosch osiągnął w Rumunii na fali k. Braszow wysokość 11 200 m ustalając krajowy rekord wysokości. (FR 1982)

● W dniach 22÷24 kwietnia br. Awiaexport wykonał na lotnisku Warszawa-Okecie prezentację 120-miejscowego samolotu pasażerskiego Jak-42. Samolot ma prędkość przelotową 810 km/h, zużycie paliwa 0,306 kg/pkm i zasięg 860 km przy pełnym ładunku 14,5 t. Samoloty Jak-42 zamierzają zakupić Polskie Linie Lotnicze LOT.

● Rocznik Statystyczny przemysłu 1980 GUS podaje, że Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL miało w 1979 r.:

- wartość produkcji globalnej (w cenach porównywalnych z 1971 r.) — 33 561 mln zł (103,7% w porównaniu z 1978 r.),
- wartość sprzedaży własnej produkcji i usług (w cenach bieżących) — 41 559 mln zł (105,7% w porównaniu z 1978 r.),
- przeciętne zatrudnienie — 87 097 osób (99% w porównaniu z 1978 r.),
- produkcja globalna na 1 zatrudnionego (tzw. wydajność pracy) — 385,3 tys. zł,
- wartość sprzedaży na 1 zatrudnionego — 477,1 tys. zł,
- koszty własne produkcji i usług 36 587 mln zł, w tym produkcji 21 038 mln zł,
- koszty materiałne produkcji 16 445 mln zł w tym: materiały i paliwa 14 102 mln zł, energia obca 239 mln zł, amortyzacja 773 mln zł,
- zysk — 3464 mln zł (8,3%),
- wartość brutto środków trwałych 35 221 mln zł, w tym produkcyjnych 34 076 mln zł.

● W ramach reformy gospodarczej 1.1. 1982 r. zostało zlikwidowane Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL. Jego niektóre działy likwidowały swą działalność do końca czerwca br. Sprawy przemysłu lotniczego wymagające koordynacji i uzgodnienia z ministerstwem załatwia Biuro Pełnomocnika Ministra ds. Pro-



Samolot An-2 w lotnictwie Bułgarii. Fot. CAF

ducentów Sprzętu Lotniczego i Silnikowego.

● W kwietniu br. przystąpiono do modernizacji portu lotniczego w Goleniowie k. Szczecina. Ogólny koszt ma wynieść ponad 6 mln zł. Port lotniczy w Goleniowie, zbudowany na początku lat siedemdziesiątych, był przewidziany tylko do potrzeb ruchu krajowego. Tymczasem okazało się konieczne uruchomienie połączeń z Warną i Burgas oraz lotów na wymianę załóg statków rybackich pracujących w odległych częściach świata. Obecnie port lotniczy zostanie dostosowany do odprawiania i przyjmowania samolotów uczestniczących w ruchu zagranicznym (wg PAP).

● Od połowy maja do połowy czerwca br. 160 samolotów rolniczych i 21 śmigłowce zwalczały mniszkę brudnicę na obszarze 2 mln ha lasów w północnej części Polski w woj. szczecińskim, koszalińskim, słupskim, gdańskim, elbląskim, olsztyńskim i suwalskim. Do zwalczania szkodników zakupiono za 14 mln zł dew. środków owadobójczych: francuskie Decis i angielskie Ambush, których wartości trujące zanikają w dwa tygodnie po użyciu. Szkodniki zaatakowały nie tylko lasy sosnowe, lecz również świerkowe, które po objedzeniu szpilek giną. Lasy świerkowe były opryskiwane dwukrotnie z 74 samolotów wyposażonych w atomizery. (Eks. Wieczorny).



CHINY

● 6.02.1982 r. w Pekinie odbyło się przekazanie pierwszego francuskiego dwusilnikowego śmigłowca SA365N Dauphin. Śmigłowiec ma być budowany w dużej serii w Chinach z licencji. Uruchamiana jest produkcja pierwszej serii liczącej 50 szt. (GIFAS 1323)



FRANCJA

● Spośród 500 zamówionych samolotów szkolno-treningowych Alpha Jet, zbudowano już 335, z czego 100 dla Francji. (GIFAS 1323)

● Na 200÷250-miejscowy aerobus A310 wpłynęło 180 zamówień (90 kontraktów i 90 opcji) przed oblotem pierwszego prototypu. Na A300 jest 327 zamówień (258 kontraktów i 69 opcji). Dotychczas dostarczono 166 A300. Produkcja wynosi 4,2 samolotu miesięcznie. (GIFAS 1324 i 1323)

● W marcu br. pierwszy lot wykonała uzbrojona wersja morska śmigłowca SA365N Dauphin 2. Jest to 5100 egzemplarz śmigłowca zbudowany w wytwórni w Maignane. Śmigłowców Dauphin zamówiono dotychczas 400. (GIFAS 1324)

● Po zakończeniu 460 h prób prototypów tłokowego samolotu szkolno-treningowego TB30 Epsilon, francuskie lotnictwo wojskowe zamówiło 150 samolotów tego typu. Pierwsza seria 30 sztuk jest w budowie. Dostawy rozpoczną się w wrześniu 1983 r. (GIFAS 1324)

● Francja dostarczyła już do USA 250 śmigłowców AS-350 Astar (Ecureuil) oraz 68 Twinstar. (Av. Mag. 822)

● W październiku 1982 r. rozpocznie próby w locie doświadczalny Falcon 10 ze skrzydłem z laminatu węglowego. (Aerospatiale 115)

● Na szybowcu ASW-20 prowadzone są we Francji próby zasilania przyrządów pokładowych baterią słoneczną umieszczoną nad tablicą przyrządów. (FR 1281)

● Wytwórnia Mudry na 1982 r. ma zamówienia na 20 jednomiejscowych samolotów akrobacyjnych CAP-21 oraz 33 dwumiejscowe samoloty akrobacyjne CAP-10. (Av. Mag. 817)



FRN

● Wytwórnia szybowców Grob od 1975 r. do połowy grudnia 1981 r. zbudowała 2000 szybowców laminatowych: 1455 Grob G102 Astir, 470 dwumiejscowych G103 (234 Twin Astir i 186 Twin II) oraz 75 motoszybowców G109. Miesięczna produkcja wynosi 25÷30 szybowców, z czego ponad połowa jest eksportowana. Produkcja roczna przekracza 300 sztuk. (Adler 3/82)

● Laminatowy dwumiejscowy samolot sportowy Grob G110 wykonał pierwszy lot 6.02.1982 r. Samolot napędzany jest silnikiem Lycoming 87 kW (118 KM). Rozpiętość 10,6 m, pow. nośna 12,2 m², masa

własna 560 kg, masa całkowita 900 kg, prędkość maks. 260 km/h, wznoszenie 4,8 m/s. (Aerokurier 3/82)

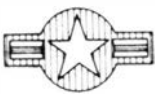
● 30.12.1981 r. wykonał pierwszy lot szybowiec dwumiejscowy fs-31 wykonany z materiałów hybrydowych. Taką nazwą określa się laminat z włókien węglowych i kevlaru. Kevlar ma wyższe właściwości od innych materiałów niewęglowych a jest parokrotnie tańszy od włókien węglowych. Z nowego materiału wykonano kadłub szybowca. Masa kadłuba wynosi tylko 141 kg, w tym podwozie 14 kg. Skrzydła użyto od prototypu szybowca Twin Astir. Masa własna szybowca wynosi 343 kg. (Aerokurier 3/82)

● Badania aerodynamiczne kadłuba szybowca przeprowadzone dla Akaflieg Braunschweig przez D. C. Terletha w Delft w Holandii wykazały, że szczelina lub uskok wysokości 0,75 mm przy krawędzi osłony kabiny szybowca powoduje przejście opływu laminarnego w burzliwy. (Aerokurier 3/82)



RUMUNIA

● Węgry zakupiły rumuńskie szybowce dwumiejscowe IS-28B2 oraz motoszybowiec IS-28M2. (FR 12/81)



USA

● Ponad 600 ulepszeń w stosunku do poprzednich modeli — tak reklamuje wytwórnia samolot Commander 1000. Natomiast polskie wytwórnie liczbę zmian i

ulepszeń wprowadzanych na swych samolotach uważają za sprawę wstydlivą i nie pokazują jak się samolot rozwija i doskonali.

● Nowa odmiana śmigłowca Hughes 500 o wydłużonym przodzie kadłuba nosi oznaczenie Hughes 500E (Elegant). Ma ona powiększony zasięg o 28% (do 425 km) i maks. prędkość przelotową 245 km/h. (Av. Mag. 822)

● 17.12.1981 r. wykonał pierwszy lot Hughes NOTAR — wersja doświadczalna śmigłowca Hughes 500, w której śmigło ogonowe zostało zastąpione przez regulowaną dyszę wylotu strumienia powietrza wytwarzanego przez wentylator schowany w kadłubie. Wylot powietrza przez szczelinę wzdłuż belki ogonowej powoduje niesymetryczny opływ belki strumieniem wzbudzającym przez wirnik nośny — w wyniku czego na belce powstaje pozioma siła nośna zastępująca śmigło ogonowe. (Av. Mag. 819, 820, 821)

● Wytwórnia Bell otrzymała od US Army zamówienie na modyfikację 720 śmigłowców Bell OH-58A (wojskowa odmiana Bell 206 Jet Ranger), w ramach której masa tych śmigłowców ma być zmniejszona o 22%. (Av. Mag. 822)

● Wytwórnia Fairchild-Hiller wznowiła prace nad śmigłowcem FH-1100 produkowanym w latach 1966-1958. W przypadku otrzymania zamówień produkcja zostanie wznowiona. (Av. Mag. 821)



W. BRYTANIA

● Utworzone pod koniec 1977 r. niezależne linie lotnicze Laker Airways, które dzięki niestosowaniu rezerwacji miejsc ani bezpłatnych posiłków — obniżyły cenę bi-

letu powrotnego na trasie Londyn—Nowy Jork do 250 dol. — spowodowały wzrost przewozów na linii atlantyckiej oraz zmusiły pozostałych przewoźników do obniżki taryf. W lutym 1982 r., po przeszło 4-letniej działalności, linie Laker zbankrutowały, mając 650 mln dol. deficytu, z czego 510 mln dol. długów nie zostało zapłacone. Linie miały 11 DC-10 i 3 A-300.



ZSRR

● Zakłady szybowcowe w Prenaj na Litwie rozpoczęły produkcję jednomiejscowego szybowca szkolnego ŁAK-14 Strazdas (Drozd) o rozpiętości 7,34 m, pow. nośnej 10,6 m², masie własnej 100 kg i opadaniu 1,1 m/s. Skrzydło ma konstrukcję drewnianą, kadłub z laminatu. W bieżącej 5-letce ma być zbudowanych 250 szybowców tego typu. (Krylia Rodiny 3/82)

● B. Oszkinis, litewski konstruktor, którego szybowiec szkolny BRO-11 był zbudowany w latach 1954-1960 w liczbie ok. 2000 sztuk, w latach 1980-1981 zbudował dwa prototypy szybowców szkolnych BRO-21 Wituris i BRO-23 KR. Szybowiec BRO-21 ma dwuszczytowy płat, dzięki któremu prędkość minimalna lotu wynosi 30 km/h. (Krylia Rodiny 2/82)

● W litewskich zakładach szybowcowych w Prenaj został zbudowany dwumiejscowy motoszybowiec ŁAK-5 Nemunas z miejscami obok siebie. Motoszybowiec ma układ średniopłata z chwoanym silnikiem 62 kW, z pchającym śmigłem i dwukółowe chowane podwozie. Doskonalsze motoszybowca ma być rzędu 43. (FR 12/81)

● Do 1982 r. ZSRR eksportowała 2000 śmigłowców i 200 samolotów pasażerskich Tupolewa. (FR 1/82)

NOWOŚCI TECHNICZNE

System aktywnego sterowania luzem promieniowym

W związku z prowadzonymi obecnie poszukiwaniami dotyczącymi zmniejszenia zużycia paliwa przez samoloty komunikacyjne, firma General Electric zwróciła uwagę m. in. na możliwość poprawy sprawności sprężarek i turbin przez zmniejszenie luzów promieniowych między końcami łopatek wirnika a korpusem. Jedną z możliwości jest taki dobór materiałów na elementy sprężarki, aby uzyskać jak najmniejszy wpływ odkształceń cieplnych na wielkość luzu. Inną możliwością jest zmniejszenie odkształceń korpusów silnika, szczególnie w strefie węzłów mocowania go do płatowca.

Najnowszym pomysłem w tej dziedzinie jest system aktywnego sterowania luzem promieniowym. System ten ma na celu utrzymywanie wielkości luzu między wierzchołkami łopatek roboczych a korpusem w pobliżu wartości optymalnej, co uzyskuje się wskutek regulowania średnicy korpusu przez zmianę jego temperatury. W tym celu zewnętrzną powierzchnię ścianki chłodzi się powietrzem o regulowanym wydatku lub temperaturze.

W system taki są aktualnie wyposażone, wchodzące wkrótce do eksploatacji, silniki CFM56 oraz CF6-80. W obu przypadkach omawiany układ zastosowano do regulacji luzów w turbinie wysokiego ciśnienia. W amerykańsko-francuskim silniku CFM56 powietrze do chłodzenia korpusu jednostopniowej turbiny wysokiego ciśnienia pobierane jest z piątego oraz z dziewiątego (ostatniego) stopnia sprężarki wysokiego ciśnienia. Sterowanie temperaturą korpusu odbywa się przez zmianę stosunku wydatków powietrza odbieranego z piątego oraz z dziewiątego stopnia zaworami, które są przestawiane siłownikami hydra-

licznymi sterowanymi układem regulacji silnika (hydro-mechaniczny z pomocniczym blokiem elektronicznym).

Zastosowanie systemu aktywnego sterowania luzem promieniowym przewidziano również w silniku oznaczonym umownie E³ (Energy Efficient Engine), który firma General Electric opracowuje w programie NASA budowy nowego, ekonomicznego, poddźwiękowego samolotu pasażerskiego. Ma on mieć sterowanie luzami ostatnich stopni sprężarki wysokiego ciśnienia oraz wszystkich stopni turbinowych. W tym silniku regulacja temperatury korpusów ma się odbywać przez zmianę wydatku powietrza chłodzącego. Realizować to mają zawory wykonawcze, sterowane przez całkowicie elektroniczny, cyfrowy układ regulacji silnika FADEC (Full Authority Digital Engine Control). Przy zbyt wysokich odkształceniach silnika oraz przy przejściowych zakresach jego pracy przewidziano przerywanie chłodzenia korpusów, w celu chwilowego zwiększenia luzów.

Firma podaje, że zastosowanie systemu aktywnego sterowania luzami promieniowymi zwiększa sprawność sprężarki wysokiego ciśnienia o 0,5%, turbiny wysokiego ciśnienia o 1,6%, a turbiny niskiego ciśnienia o 0,4%. Powoduje to spadek jednostkowego zużycia paliwa odpowiednio o 0,3%, 1,0%, 0,2%. Tak więc łączny spadek jednostkowego zużycia paliwa wynosi 1,5%.

Ponadto układ taki zmniejsza liczbę przytarć końców łopatek wirników o korpus, co zmniejsza zużycie łopatek i prędkość pogarszania się charakterystyk silnika w czasie eksploatacji.

JMR

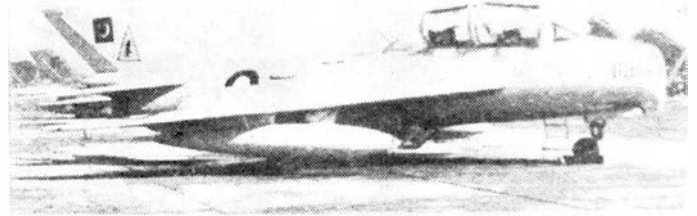
Samoloty chińskiego lotnictwa

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

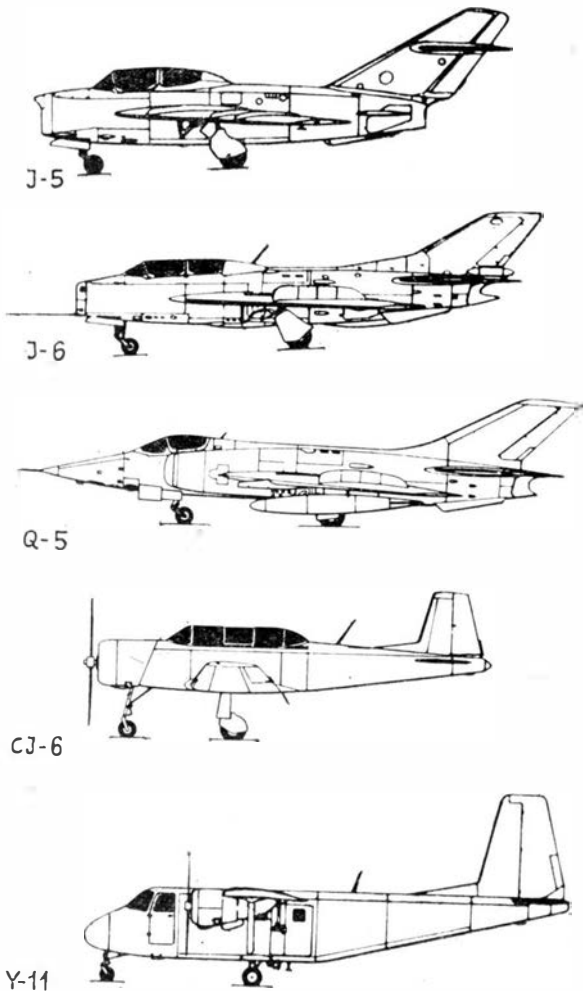
Po kapitulacji Japonii (2.IX.1945) lotnictwo wojskowe czangkajszeckich Chin zostało zorganizowane przy pomocy amerykańskiej i częściowo angielskiej. Z demobilu amerykańskiego i angielskiego do lipca 1946 r. zakupiono ok. 1000 samolotów. Były to samoloty myśliwskie Mustang, Thunderbolt i Lightning, bombowe Mosquito (250 szt.), Invader, Mitchell i Liberator oraz transportowe i szkolne. Uzyskano licencję na samolot szkolny Boeing-Stearman Kaydet. Ponadto wykorzystano ok. 100 lekkich bombowców pozostawionych przez Japończyków. Lotnictwo komunikacyjne zakupiło 40 samolotów DC-3, 40 C-46 Commando, 6 DC-4 i później 6 Convair CV-240. W części Chin wyzwolonej przez Związek Radziecki chińska Armia Ludowo-Wyzwoleńcza zorganizowała komunikację lotniczą za pomocą samolotów Li-2 zakupionych w ZSRR.

Po utworzeniu 1.X.1949 r. Chińskiej Republiki Ludowej, chińskie lotnictwo wojskowe wykorzystywało przez kilka lat samoloty zdobyte na wojskach Kuomintagu. Z powodu

braku części zamiennych sprzęt ten nie mógł być długo używany. Wkrótce rozpoczęto zakupy w ZSRR. Lotnictwo myśliwskie otrzymało samoloty Jak-9 i La-11, szturmowe



Rys. 3. Chińska odmiana samolotu treningowo-myśliwskiego J-6. Fot. [4]



Rys. 1. Chińskie wersje samolotów licencyjnych i konstrukcje własne



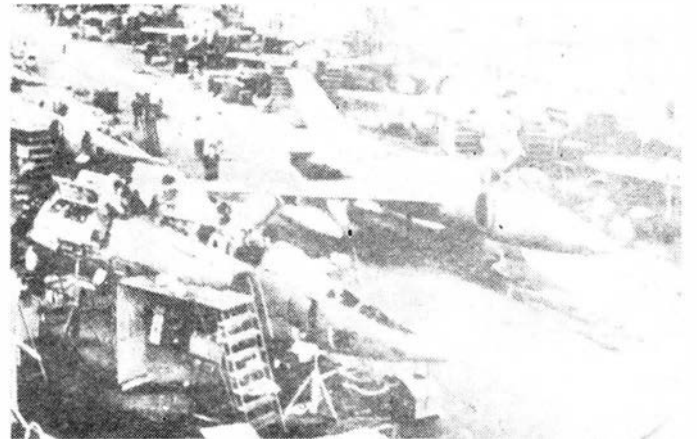
Rys. 2. Opracowana w Chinach odmiana samolotu treningowo-myśliwskiego J-5. Fot. [4]



Rys. 4. Samolot myśliwski J-6 chińskiej produkcji. Fot [3]



Rys. 5. Samolot myśliwski J-7 chińskiej produkcji. Fot. [3]



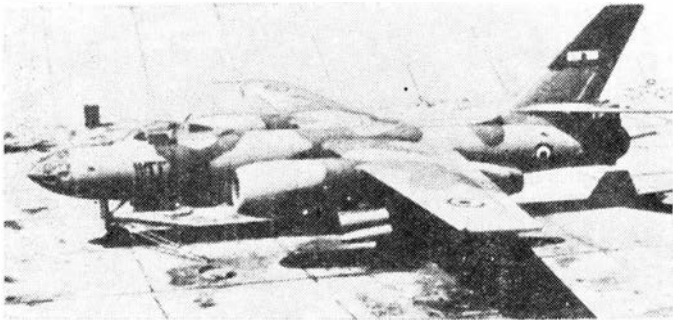
Rys. 6. Samolot szturmowy Q-5 będący rozwinięciem samolotu J-6. Fot. [3]

Il-2 i Il-10 oraz bombowe Tu-2, a później Tu-4 (400 szt.). Jako szkolne i łącznikowe używano Po-2. Chińskie linie lotnicze CAAC otrzymały prócz Li-2 (100 szt.) samoloty Il-12 (5 szt.) i Il-14 (ponad 50 szt.), a później także Tu-4.

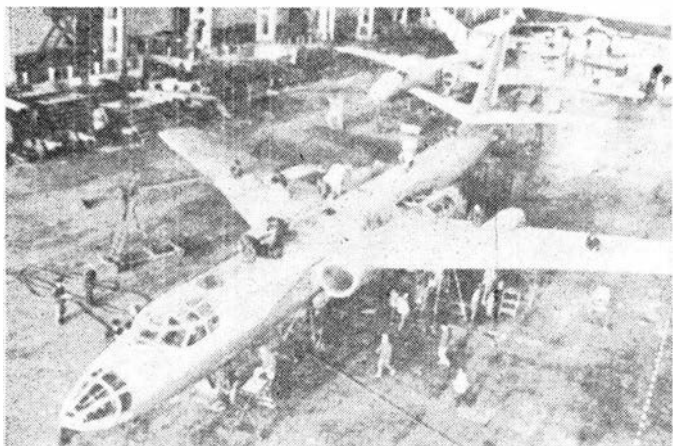
Gdy rozpoczęła się era samolotów odrzutowych w lotnictwie wojskowym, Związek Radziecki w 1951 r. dostarczył Chinom samoloty myśliwskie MiG-15, bombowe Il-28 (ok. 500 szt.), a później MiG-17, MiG-19, MiG-21 i Tu-16. Jako sprzęt pomocniczy były kupowane samoloty Jak-12 (z silnikiem M-11), Jak-18 (z silnikiem M-11), Jak-11 oraz

nieliczne śmigłowce Mi-1. Linie lotnicze CAAC zakupiły 2 samoloty An-24 i 16 Il-18.

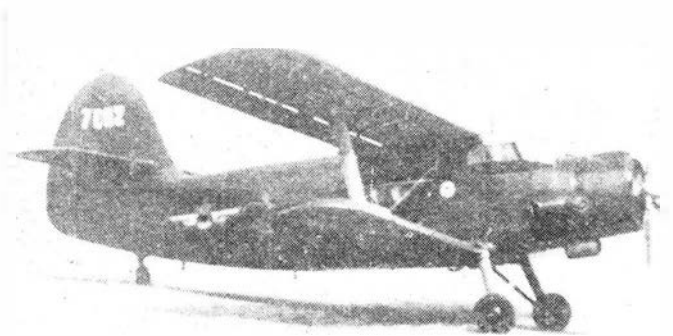
W połowie lat pięćdziesiątych przystąpiono w Chinach do rozbudowy przemysłu lotniczego. Od ZSRR uzyskano licencje na samoloty: łącznikowe Jak-12, szkolne Jak-18 (licencja z 1952 r.), transportowe An-2 (licencja z 1955 r.), śmigłowce Mi-4 (licencja z 1954 r.), samoloty odrzutowe MiG-15bis, MiG-17; Il-28 i Tu-16 (licencja z 1958). Pierwsze licencyjne samoloty MiG-15UTI i MiG-17 były zbudowane w 1955 i 1956 r., An-2 w 1957 r. (pod nazwą Fong Shou 2), zaś Mi-4 w 1959 r. Początkowo produkcja była skupiona w Szejang (Shenyang, Mukden), następnie rozwinęły produkcję zakłady w Charbinie, Szanghaju i Pekinie. W końcu lat pięćdziesiątych w zakładach tych oprar-



Rys. 7. Samolot bombowy H-5 chińskiej produkcji w służbie lotnictwa egipskiego Fot. [3]



Rys. 8. Samolot bombowy Il-6. Fot. [3]



Rys. 9. Samolot transportowy Y-5. Fot. [5]

cowano kilka odmian samolotu Jak-12 (z silnikiem M-11) i Jak-12M (z silnikiem AI-14), m.in. na pływakach i rolniczą, oraz prototypy 5÷10-miejscowych dwusilnikowych samolotów dyspozycyjno-pasażerskich, w tym kopię czechosłowackiego Aero 45. W 1960 r. osiągnięto produkcję 20 samolotów MiG-17 miesięcznie (240 rocznie). Na początku lat sześćdziesiątych uruchomiono licencyjną produkcję samolotów MiG-19 (licencja z 1958 r.) i Jak-18A (licencja z 1958 r.). Najdłużej trwało opanowanie produkcji Tu-16, których pierwsze egzemplarze zostały oddane do eksploatacji w blisko 10 lat po uzyskaniu licencji.

Produkcję samolotów szkolnych i myśliwskich rozwinęła wytwórnia w Szejang, a następnie w Tientsin, bombowych i myśliwskich w Xian, szturmowych w Nanczungu



Rys. 10. Z-6, wersja turbinowa śmigłowca Z-5. Fot. [3]

(Nanzhang), bombowych, transportowych i śmigłowców w Charbinie (Binjiang), pasażerskich w Szanghaju, zaś silników lotniczych wytwórnie w Szejang, Xian, Charbinie i Pekinie (Beijing). Samoloty budowane z licencji oraz własne konstrukcje są oznaczane literami i cyframi. Litera J — to Jianjiji, czyli myśliwski, Q — to Qianjiji, czyli szturmowy, H — to Huongzhaji, czyli bombowy, Y — to Yunshuji, czyli transportowy, Z — to Zhishengji, czyli śmigłowiec i CJ — to Chuji Jiaolinji, czyli szkolny. Numeracja samolotów znajdujących się w produkcji na początku lat sześćdziesiątych dla wszystkich rodzajów sprzętu zaczyna się od liczby 5 i idzie kolejno. Oznaczenia samolotów podaje tabl. 1.

W pierwszej połowie lat sześćdziesiątych wzrost napięcia w stosunkach chińsko-radzieckich spowodował wstrzymanie dostaw dalszych licencji radzieckich oraz rozwój własnych prac konstrukcyjnych w dziedzinie samolotów odrzutowych. Najpierw powstały samodzielnie opracowane dwumiejscowe wersje treningowe samolotów J-5 (MiG-17) i J-6 (MiG-19) różniące się od podobnych rozwiązań radzieckich. Następnie w latach 1961÷1964 skopiowano samolot MiG-21F oznaczając go J-7. Po zbudowaniu pierwszych 80 szt. produkcja była zahamowana w 1966 r., lecz po usunięciu usterek samolot wszedł do masowej produkcji. Następnie powstała wersja szturmowa samolotu J-6 (MiG-19) z bocznymi chwytami powietrza, oznaczona Q-5. Stała się ona podstawowym samolotem szturmowym chińskiego lotnictwa. Rozwój produkcji pozwolił na eksport samolotów (tabl. 2), głównie J-6. Nabywcami chińskich samolotów zostały: Albania, Pakistan, niektóre kraje azjatyckie i afrykańskie, a w końcu Egipt, który zainteresowany jest zakupem części zamiennych i uzupełnieniami sprzętu po zerwaniu współpracy z ZSRR. W wyniku wymiany handlowej z Egiptem Chiny uzyskały w 1976 r.



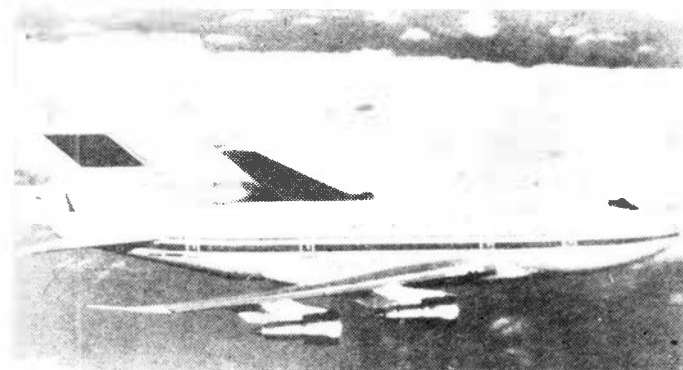
Rys. 11. Samolot szkolno-treningowy CJ-6. Fot. [5]



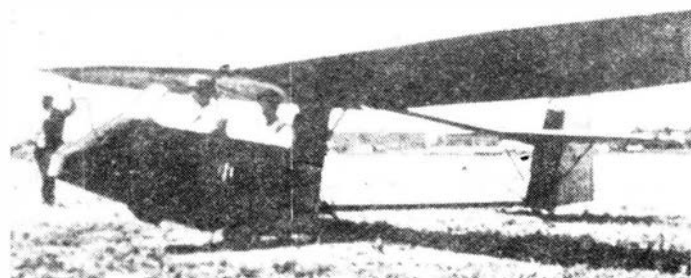
Rys. 12. Chińskiej konstrukcji wielozadaniowy samolot lokalnego transportu Y-11. Fot. [3]

z tego kraju kilka radzieckich samolotów MiG-23 o zmiennej geometrii. Samolot został skopiowany i otrzymał oznaczenie J-8. Napędzany jest silnikiem R-11 od samolotu MiG-21, lecz przewidywane jest zastosowanie budowanego z licencji w Chinach silnika Rolls-Royce Spey. J-8 ma wlot powietrza podobny jak w samolocie MiG-21. Od 1977 r. budowany jest ciężki samolot myśliwski J-12 napędzany dwoma silnikami RR Spey. W 1981 r. Chiny uzyskały egzemplarz amerykańskiego samolotu treningowo-myśliwskiego Northrop F-5F, na którym uciekł pilot z Tajwanu.

W połowie lat siedemdziesiątych powstały dwie nowe chińskie konstrukcje. Pierwszą była wersja rozwojowa samolotu Jak-18A oznaczona CJ-6. Zastąpiła ona w produkcji od 1978 r. samolot CJ-5 (Jak-18A). Drugą była własna konstrukcja: dwusilnikowy 10-miejscowy samolot wielozadaniowy lokalnego transportu zbudowany w 1975 r. a napędzany silnikami AI-14RF. W 1981 r. powstała jego 16-miejscowa wersja Y-11T napędzana silnikami turbośmigłowymi PT6A-110. W 1978 r. rozpoczął loty prototyp 50-miejscowego samolotu pasażerskiego będącego kopią An-24. Budowany jest także samolot transportowy będący kopią samolotu An-12.

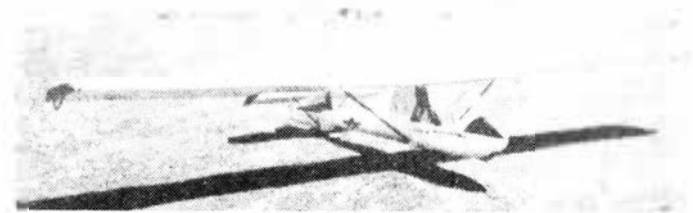


Rys. 13. Samolot pasażerski Boeing 747 linii lotniczych CAAC. Fot. UTW



Rys. 14. Dwumiejscowy szybowiec szkolny X-5A będący rozwojem polskiej Salamandry. Fot. [3]

Poprawa stosunków między Chinami a USA, Kanadą, Wlk. Brytanią i Francją w pierwszej połowie lat siedemdziesiątych dała wkrótce korzyści dla chińskiego lotnictwa i przemysłu lotniczego. W 1973 r. USA sprzedały liniom CAAC 10 samolotów pasażerskich Boeing 707-320 dalekiego zasięgu. Nie doszło do zakupu małych liczb samolotów



Rys. 15. Dwumiejscowy szybowiec szkolny X-7 Jian Fan. Fot. [3]

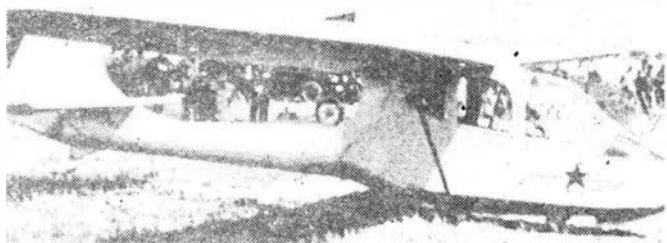
Concorde i Harrier, gdyż na sprzedaż ich jako wzorców do produkcji wytwórnie zachodnioeuropejskie nie godziły się. Jednak już w 1975 r. Wlk. Brytania sprzedała (za 100 mln £ wraz z przygotowaniem produkcji) licencję na silnik Rolls-Royce Spey 202/203 w wersji zbliżonej do stosowanego na samolotach myśliwskich Phantom II. W 1980 r. w Wlk. Brytanii przeprowadzono próby kontrolne silnika Spey produkcji chińskiej. W 1976 r. chińskie linie lotnicze CAAC zakupiły 33 brytyjskie samoloty pasażerskie Trident 2E (z czego 15 używa CAAC, resztę wojsko) i 3 Trident Super 3B. W 1979 r. Kanada sprzedała 4 samoloty lokalnego transportu DHC-6 Twin Otter, z czego jeden z wyposażeniem do poszukiwań geofizycznych. Rozmowy prowadzone na temat zakupu licencji brytyjskiego samolotu BN-2 Islander nie zostały sfinalizowane. USA w 1980 r. sprzedały 3 samoloty dyspozycyjne Cessna Citation II i 3 pasażerskie autobusy Boeing 747 SP Jumbo Jet. W tymże roku rząd amerykański zezwolił na sprzedaż samolotów transportowych C-130 Hercules i śmigłowców transportowych CH-47 Chinook, lecz dotychczas rozmowy nie są zakończone. Francja w 1978 r. sprzedała Chinom 13 śmigłowców SA 321 Super Frelon z radarem do śledzenia okrętów podwodnych oraz 15 śmigłowców SA316B Alouette III, zaś w 1980 r. licencję na śmigłowiec SA365N Dauphin II i elementy do montażu 50 szt. tego śmigłowca. USA sprzedała CAAC 12 śmigłowców Bell 212 do obsługi naftowych morskich wież wiertniczych oraz licencję (w 1980 r.) na budowę śmigłowców Bell 212 i Bell 214 dostarczając elementy do budowy odpowiednio 20 i 30 szt. Ponadto zostały sprzedane przez Kanadę silniki PT6T Twin Pac do wyposażenia w nie śmigłowca Z-5 (Mi-4), silniki PT6A-110 do samolotu Y-5 (An-2) oraz Y-11T, a także silniki JT-15D mogące służyć do samolotu dyspozycyjnego lub treningowego odrzutowego. Prowadzone są rozmowy z Francją w sprawie licencji na silnik Turbomeca Arriel IC do śmigłowca Dauphin II. Zakupiony w połowie lat siedemdziesiątych amerykański samolot Boeing 707-320 został skopiowany przez chiński przemysł lotniczy i rozpoczął próby w 1981 r. otrzymując oznaczenie Y-10. Jest on napędzany amerykańskimi silnikami JT3D.

TABLICA 1. Samoloty produkowane w ChRL [1÷4]

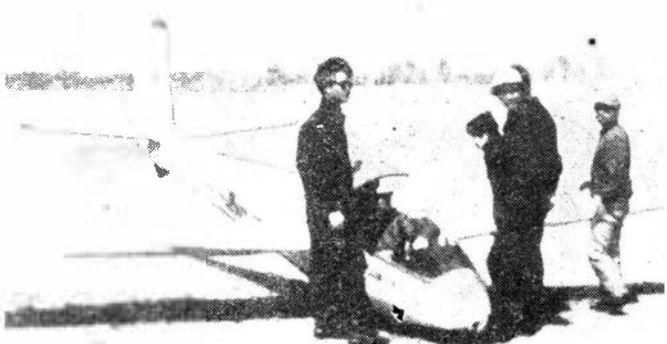
Wytwórnia	Oznac. chińskie	Oznac. zach.-eur.	Licencja, kopia	Przeznacz.	Początek prod.	Zbudowano szt.	Uwagi
Shenyang	J-2	F-2	MiG-15 bis	myśl.	1955	> 500	prod. zakończ.
Shenyang	J-2	FT-2	MiG-15UTI	trening.	1956	> 500	
Shenyang	J-5	F-5 (F-1)	MiG-17F	myśl.	1956	> 1500	
Shenyang	J-5A	F-5A	MiG-17PF	myśl.	1959	> 1000	
Shenyang	J-5	FT-5	MiG-17UTI	trening.	1960	> 500	
Shenyang	J-6	F-6	MiG-19SF/1F	myśl.	1961	> 2000	
Shenyang	J-6	FT-6	MiG-19UTI	trening.	1965	> 500	
Nanzhang	Q-5	A-5	—	szturm.	1975	~ 1000	
Nian	J-7	F-7	MiG-21	myśl.	1964	> 1500	
Shenyang	J-8	F-8	MiG-23	myśl.	1981	> 100	
Charbin	H-5	B-5	H-28	bomb.	1960	> 500	prod. zakończ.
Charbin	H-5	TR-5	H-28U	trening.	1962	~ 100	
Nian	H-6	B-6	Tu-16	bomb.	1968	> 100	
Charbin	Z-5	H-5	Mi-4	śmigł.	1959	> 1000	
Charbin	Z-6	H-6	—	śmigł.	1979	—	
Shenyang	CJ-3	BT-3	Jak-18	szkolny	1953	> 600	
Shenyang	CJ-5	BT-5	Jak-18A	szkolny	1961	> 1000	
Shenyang	CJ-6	BT-6	—	szkolny	1975	> 2000	
Charbin	Y-5	C-5	An-2	transp.	1957	> 1000	
Szanghaj	Y-7	C-7	An-24	pasaż.	1978	—	
Szanghaj	Y-10	C-10	An-12	transp.	1980	—	
Szanghaj	Y-11	C-11	B.707	pasaż.	1981	2	
Charbin	Y-11T	C-11T	—	transp.	1977	—	
Charbin	Z-...	H-...	Bell 212	transp.	1980	2	
Charbin	Z-...	H-...	Bell 214	śmigł.	1980	30	
Charbin	Z-...	H-...	SA365N Dauphin 2	śmigł.	1980	20	
Charbin	Z-...	H-...	—	śmigł.	1981	50	

TABLICA 2. Chiński eksport lotniczy [1,3]

	Albania	Bangladesz	Egipt	Kambodża	Nepal	Pakistan	Sudan	Tanzania	Wietnam	Zambia	Korea Płn	Razem
J-2 (MiG-15U/14)	20	2	—	—	—	4	2	—	—	—	—	28
J-5 (MiG-17F)	25	—	—	—	—	4	12	10	—	—	—	> 51
J-6 (MiG-19SF)	30	32	80	10	—	140	—	10	30	12	—	344
J-7 (MiG-21F)	12	—	~ 30	—	—	—	—	15	—	—	—	~ 57
Q-5	—	—	—	—	—	65	—	—	—	—	—	65
H-5 (H-26)	—	—	~ 20	—	—	—	—	—	—	—	—	> 20
Y-5 (An-2)	—	—	—	—	2	—	—	—	—	—	—	2
CJ-6	—	12	—	—	—	—	—	—	40	18	50	120
Razem	87	46	> 130	> 10	2	213	14	35	> 70	30	50	> 687



Rys. 16. Szybowiec dwumiejscowy treningowy X-9. Fot. [3]



Rys. 17. Szybowiec wyczynowy X-10 Qian Jin. Fot. [5]

Prasa zachodnioeuropejska w 1980 r. oceniła siły lotnicze ChRL na ponad 4000 samolotów myśliwskich, ponad 1000 szturmowych i bombowych oraz 1000 rakiet międzykontynentalnych, zaś lotnictwo morskie na ok. 500 samolotów bojowych. Uwzględniając dużą produkcję roczną samolotów, liczy te prawdopodobnie mają tendencję wzrostu.

Omawiając chińską produkcję lotniczą warto jeszcze wspomnieć o szybowcach. Produkcja szybowcowa została

zorganizowana w Chinach w latach 1955÷1956 przez specjalistów polskiego przemysłu lotniczego. W Szejang uruchomiono produkcję licencyjną polskich szybowców: szkolnego ABC, przejściowego Salamandra, treningowego Mucha 100, wyczynowego Jaskółka i dwumiejscowego Bocian. Na początku lat sześćdziesiątych powstała dwumiejscowa wersja Salamandry bez kabinki, oznaczona X-5, produkowana seryjnie. Jej dalsza wersja X-5A z kabiną jest jeszcze obecnie w użyciu. W 1966 r. w Chendu k. Sezczuanu powstał prosty dwumiejscowy laminatowy szybowiec szkolny X-7 Jian Fan, z otwartą kabiną, którego zbudowano 130 szt. do 1980 r. W Szejang w 1977 r. został zbudowany dwumiejscowy szybowiec szkolny X-9 ze skrzydłami od Salamandry i z krytą kabiną. Do końca 1980 r. wyprodukowano go 150 szt. Szejang X-10 Qian Jin to szybowiec wyczynowy, produkowany seryjnie, wzorowany na naszej Jaskółce, lecz w jego konstrukcji prócz drewna zastosowano laminat. W projektowaniu znajduje się dwumiejscowy motoszybowiec X-11, który ma być napędzany amerykańskim silnikiem Revmaster. Chiński przemysł szybowcowy zbudował dotychczas ponad 1000 szybowców. W 1981 r. chińskiezybownictwo zakupiło zachodniemieckie laminatowe szybowce wyczynowe: 3 jednomiejscowe Nimbus 2C, jeden dwumiejscowy Twin Astir, jeden dwumiejscowy Janus i motoszybowiec SF-25A Tandem Falke. Zapoznanie się z najnowszymi osiągnięciami światowej techniki szybowcowej powinno wpłynąć na powstanie nowych nowoczesnych szybowców w ChRL.

Chińskie konstrukcje lotnicze były przez wiele lat mało znane, dopiero ostatnio opublikowano więcej materiałów na ich temat. Zaprezentowany obraz na pewno jest niepełny, lecz pozwala na ogólną orientację w temacie.

LITERATURA

1. Die Luftstreitkräfte der Welt 1981. *Interavia* 1/1981, s. 55÷78.
2. Die Luftstreitkräfte der Welt 1980. *Interavia* 1/1980, s. 67÷89.
3. Jane's All the World's Aircraft, 1981÷82, 1980÷81, 1973÷74, 1947.
4. J. FRICKER: Problems for Pakistan's Air Power. *Air International* 4/1981, s. 163÷168 i 201÷203.
5. D. HORNSCHILD: Anyang Shi Hua Xiang Xue Xiao. *Aerokurier* 6/1981, s. 773÷775.
6. W. GREEN: The Observer's World Aircraft Directory, London, 1981.
7. *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, 1978÷1981.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Kauczuk o zwiększonej odporności na działanie paliw i olejów

Firma Du Pont rozpoczęła po wielu latach badań produkcję nowej odmiany kauczuku fluorowego Viton GF. Kauczuk ten odznacza się zwiększoną odpornością na działanie paliw, olejów i roztworów wodnych różnych chemikaliów, a szczególnie mieszanek benzynowo-alkoholowych, syntetyzowanych olejów, olejów o dużej zawartości siarki i cieczy hydraulicznych na bazie wodnej. W odróżnieniu od innych kauczuków typu fluorowego, Viton GF może być wulkanizowany przy użyciu organicznych nadtlentków, co zwiększa odporność na działanie par i nieorganicznych kwasów. Większa zawartość fluoru w paliwie powoduje, że w porównaniu z innymi dostępnymi na rynku kauczukami fluorowymi, Viton GF w mniejszym stopniu podlega destrukcyjnym wpływom estrów fosforowych i roztworów dwufazowych.

Dzięki tym właściwościom Viton GF szczególnie nadaje się na O-ringi, pakunki uszczelnień, uszczelnienia wałów i niektóre formy odlewnicze, a więc elementy pracujące w ciężkich warunkach — w wysokich temperaturach i w

kontakcie z cieczami parami. Typowymi zastosowaniami są uszczelnienia wirników śmigłowców, uszczelnienia olejowe (odporność na wodorki siarki), uszczelnienia chłodnic samochodowych (gorąca woda), uszczelnienia wymienników ciepła (gorące kwasy), uszczelnienia pomp aparatury agrolotniczej (herbicydy), elementy gaźników (mieszanki benzynowo-alkoholowe). Dalsze zastosowania, wypróbowywane obecnie, to przewody i łączniki zbiorników benzynowych, uszczelnienia zaworów paliwowych, przewody i uszczelnienia wtryskowej aparatury paliwowej.

Viton GF jest w zasadzie udoskonaleniem wcześniej wprowadzonych przez firmę Du Pont kauczuków fluorowych — Viton A z lat pięćdziesiątych i Viton B z lat sześćdziesiątych. Ten ostatni był dotychczas najbardziej odpornym na ciecze kauczukiem fluorowym. Obecnie niektóre wskaźniki odporności Vitonu GF (na toluen, skydrol, metanol) są 3÷9 razy większe od wskaźników Vitonu B.

W.K.

Zastosowanie światłowodów w lotniczych układach przetwarzania i transmitancji danych (II)

Dr inż. ZDZISŁAW ADAMOWICZ

Politechnika Warszawska
Instytut Techniki Lotniczej
i Mechaniki Stosowanej

Część odbiorcza łącza światłowodowego — fotodetektory

Obecnie jako odbiorniki sygnałów świetlnych w łączach światłowodowych stosuje się głównie fotodiody krzemowe. O ich przydatności jako odbiorników promieniowania decydują następujące właściwości: łatwość produkcji, duża sprawność kwantowa, mała pojemność fotodiody, znikomy prąd ciemny oraz proporcjonalna zależność pomiędzy fotoprądem a strumieniem promieniowania. Stosunek sygnału do szumu w odbiornikach z fotodiodami krzemowymi jest też niewielki i zależy głównie od szumów wzmacniacza współpracującego z fotodiody. Dalsze polepszenie stosunku sygnału do szumu jest możliwe przez zastosowanie fotodiod lawinowych, charakteryzujących się dużym współczynnikiem wzmocnienia (do 10^4) i szerokim pasmem przenoszenia sięgającym 100 GHz.

Fotodiody lawinowe, obok niewątpliwiej zalety, jaką jest znaczna czułość i szerokość pasma, nie wykazują jednak liniowej zależności fotoprądu od mocy promieniowania. Wyklucza to możliwość ich zastosowania do detekcji sygnałów modulowanych analogowo. Brak liniowej zależności fotoprądu od mocy promieniowania padającego nie ogranicza natomiast stosowania fotodiod lawinowych do detekcji promieniowania modulowanego cyfrowo. Należy tu również podkreślić, że fotodiody lawinowe wymagają dużej napięcia zasilającego (rzędu 200–300 V).

Oprócz fotodiod do detekcji sygnałów optycznych stosowane są również fototranzystory. Charakteryzują się one jednak powolnym działaniem, wąskim pasmem przenoszenia (rzędu kilku MHz), niedostateczną liniowością oraz dużymi szumami wewnętrznymi.

Podstawowymi parametrami decydującymi o przydatności detektorów fotoelektrycznych do zastosowania w łączach światłowodowych są:

- wymiary — dopasowane do wyjścia światłowodu,
- charakterystyka widmowa — odpowiednia do stosowanego w danym układzie źródła promieniowania,
- detekcyjność,
- szybkość działania.

Właściwości te realizowane są w pełni przez krzemowe fotodiody PIN. Mają one wysoką jakość i nanosekundową prędkość działania. Ich charakterystyki są zgodne z maksimum promieniowania diod świecących i z widmowym obszarem małego tłumienia światłowodu. Na rys. 3 przedstawiono charakterystykę widmową czułości fotodiody BPYP41. Badania przeprowadzone przez firmę IBM w programie ALOFT doprowadziły do podania warunków technicznych, jakie powinien spełniać fotodetektor w projektowanym pokładowym systemie przetwarzania i transmisji danych:

- w układzie należy zastosować krzemową fotodiody PIN,
- czas narastania impulsów elektrycznych ≤ 10 ns,
- napięcie wsteczne: nominalne 5 V, maksymalne 15 V,
- minimum obszaru aktywnego 0,040 średnicy diody,
- czułość diody $\geq 0,5$ A/W dla $\lambda = 910$ nm,
- zakres temperatury pracy $-65 \div +85^\circ\text{C}$,
- całość należy umieścić w hermetycznej obudowie z soczewką.

Śród fotodiod krajowych odpowiadających podanym wyżej warunkom technicznym należy tu wymienić fotodiody krzemowe BPYP30, BPYP35, BPYP41 oraz BPYP44, produkcji UNITRA CEMI. Przeznaczone są one do detekcji promieniowania widzialnego i podczerwonego o stałym lub zmiennym natężeniu oraz do detekcji impulsów świetlnych. Mogą być stosowane w urządzeniach komutacji i lokacji optycznej, w układach zdalnego sterowania oraz w szybkich przetwornikach analogowo-cyfrowych. Podstawowe dane techniczne fotodiody BPYP41:

- napięcie wsteczne ≤ 100 V,
- czas narastania 3 ns,
- powierzchnia światłoczuła $5,7$ mm²,
- czułość promieniowania $0,3$ A/W przy $\lambda = 900$ nm,

— obudowa metalowa o profilu TO-18 z płaskim oknem szklanym.

Części sprzęgające łącza światłowodowego — złącza

Badania nad wymaganiami stawianymi pokładowym łączom światłowodowym wykazały, że ze względu na mały zasięg systemu (wnętrze samolotu) oraz niewielkie odległości transmisyjne (od kilku do kilkudziesięciu metrów) dużo większe znaczenie w projektowaniu łącza światłowodowego mają straty w części sprzęgającej światłowodów ze źródłem promieniowania i detektorem, jak też straty w części łączącej dwa odcinki światłowodu niż straty w samym kablu światłowodowym.

W wielu przypadkach, ze względu na warunki montażowe, niektóre kanały transmisyjne wymagają zastosowania kilku punktów sprzęgających na odcinku od źródła światła do fotodetektora. Wynika to z:

- połączenia kabla światłowodowego ze źródłem promieniowania,
- połączenia światłowodu z przetwornikiem optoelektronicznym interfejsu komputerowego,
- konieczności zastosowania złącza sprzęgającego między odcinkiem światłowodu w części kadłubowej samolotu a odcinkiem światłowodu w kabine pilota,
- połączenia światłowodu z przetwornikiem optoelektronicznym przyrządów pokładowych,
- połączenia światłowodu z fotodetektorem.

Z tego też względu na elementy sprzęgające nakładają się bardzo ostre wymagania. Do najważniejszych z nich należy zaliczyć:

- tłumienie fali świetlnej — ≤ 3 dB,
- sposób łączenia — mechaniczny,
- powierzchnia optyczna łącznika — szlifowana.

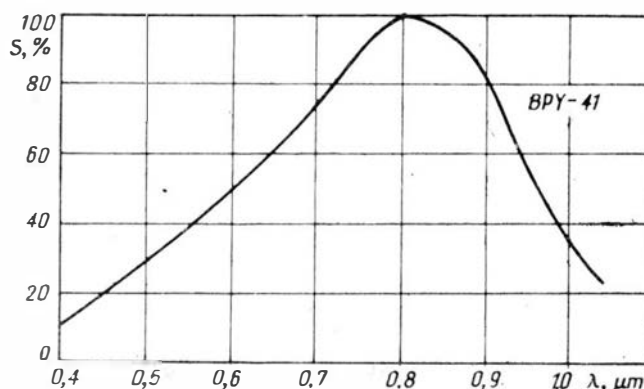
W tabl. 1 podano wymagania dotyczące strat poszczególnych części sprzęgających łącza światłowodowego przyjętych w programie ALOFT.

Do dalszych opracowań nad techniczną realizacją poszczególnych elementów składowych łącza światłowodowego przyjęto limit strat fali świetlnej w łączu równy 43 dB.

W wyniku współpracy firm IBM, ITTC, NELC uzyskano elementy składowe łącza światłowodowego charakteryzu-

TABLICA 1

Części składowe łącza światłowodowego	Dopuszczalne straty, dB
Złącze wejściowe	3,0
Złącze wyjściowe	2,0
Odcinek światłowodu	10,0
Złącze pojedyncze	2,5
Złącze wielokrotne	3,0
Złącze ciśnieniowe	2,5
Dopuszczalny margines ze względu na spłot włókien, zgięcie kabla	7,0
Dopuszczalny margines ze względu na zakłócenia	7,0
Straty sumaryczne	37



Rys. 3. Charakterystyka widmowa czułości fotodiody BPYP41

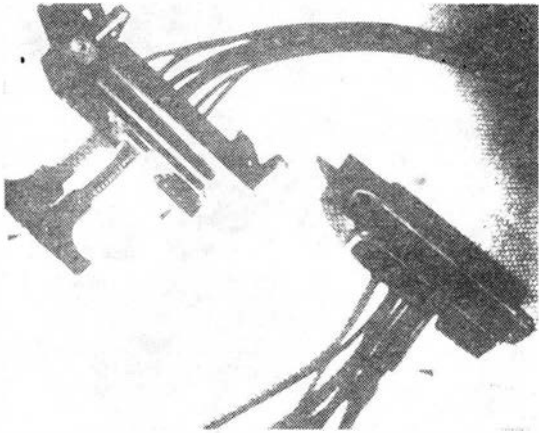
jące się następującymi stratami sygnału optycznego (tabl. 2).

Na rys. 4 przedstawiono zewnętrzne gniazdo oraz wtyk złącza sprzęgającego DPKB-48 firmy ITTC pozwalające na połączenie ze sobą 5 kabli światłowodowych.

Całe łącze wraz z poszczególnymi jego elementami pokazano na rys. 5.

TABLICA 2

Części składowe łącza światłowodowego	Straty, dB		
	elementy najlepsze	elementy typowe	elementy najgorsze
Złącze wejściowe	4,40	5,50	7,00
Złącze wyjściowe	4,40	5,50	6,70
Złącze światłowodu	3,35	4,95	5,87
Złącze pojedyncze	2,80	3,00	3,20
Złącze wielokrotne	2,80	3,20	4,50
Złącze ciśnieniowe	2,80	3,00	3,20
Dopuszczalny margines ze względu na spłot włókien, zgięcie kabla itd.	7,00	7,00	7,00
Dopuszczalny margines ze względu na zakłócenia	7,00	7,00	7,00
Straty sumaryczne	31,55	39,15	44,47

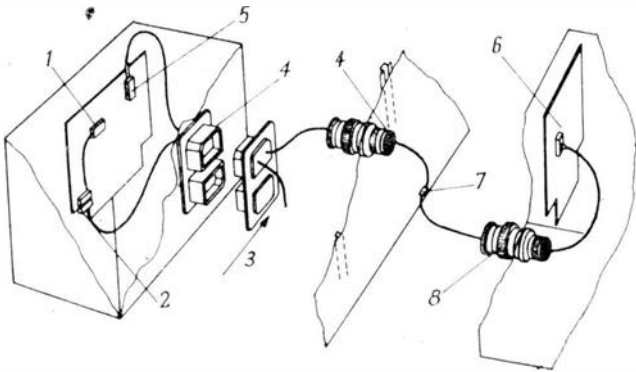


Rys. 4. Widok zewnętrzny złącza sprzęgającego DPKB-48 firmy ITTC

Modulatory i demodulatory optoelektroniczne

Sygnal emitowany przez źródło promieniowania modułowany jest sygnałem wejściowym o częstotliwości f i przesyłany następnie kablem światłowodowym do odbiornika. Układ, w którym następuje przetworzenie sygnału elektrycznego na odpowiednio uformowany sygnał świetlny nazywamy modulatorem. Ze względu na łatwość modulacji w modulatorach optoelektronicznych jako źródło promieniowania wykorzystuje się głównie diody elektroluminescencyjne. Na rys. 6 przedstawiono przykładowo schemat ideowy modulatora cyfrowego, w którym jako źródło promieniowania zastosowano diodę SPX2231. Inny układ modulatora optoelektronicznego pokazano na rys. 7. Jest to układ modulatora analogowego, w którym jako źródło sygnału optycznego wykorzystano krajową diodę elektroluminescencyjną CQYP20.

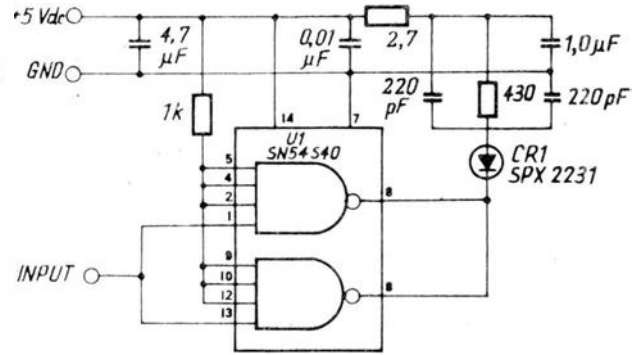
Wspomniany tu układ analogowego przetwornika optoelektronicznego został zastosowany w konstrukcji łącza



Rys. 5. Widok pokładowego łącza światłowodowego wraz z jego elementami: 1 - przetwornik optoelektryczny, 2 - złącze TTL, 3 - kabel światłowodowy wielomodowy złożony z 30-200 włókien, długość maks. 30 m, tłumienność ≤ 200 dB/km, 4 - złącze wielokrotne, 5 - modulator, złącze TTL, 6 - demodulator - fotodetektor ($1 \mu W \div 50 \mu W$), złącze wyjściowe TTL, 7 - złącze pośrednie, 8 - złącze wielokrotne, tłumienność 3 dB

światłowodowego w Laboratorium Elektrycznych i Elektronicznych Elementów Osprzętu w ITLiMS PW, którego badanie prowadzone jest na zajęciach laboratoryjnych.

Do detekcji sygnałów świetlnych w przetwornikach

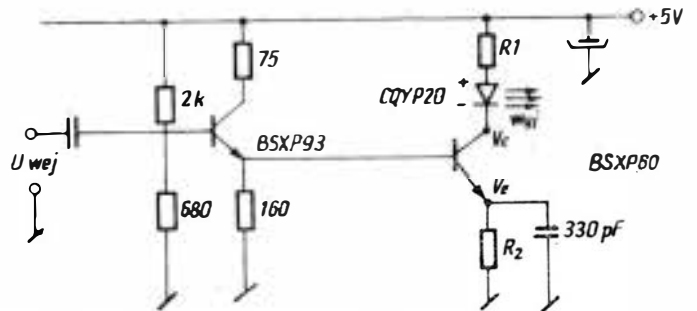


Rys. 6. Schemat ideowy modulatora cyfrowego

optoelektronicznych wykorzystuje się najczęściej fotodiody krzemowe. Na rys. 8 przedstawiono schemat ideowy demodulatora optoelektronicznego, który zastosowany został w części odbiorczej łącza w programie ALOFT. W rozwiązaniach praktycznych układy przetworników optoelektronicznych montowane są zazwyczaj na elektrooptycznych płytkach drukowanych.

Zastosowanie światłowodów na pokładzie samolotu

W technice światłowodowej nastąpił w ciągu ostatnich kilku lat ogromny postęp. Prace w tym zakresie prowadzone były również w technice lotniczej. Przykładem może być wspomniany już amerykański program badań ALOFT prowadzony przez Naval Electronics Laboratory Center (NELC) San Diego, California. Głównym celem tego programu było przedstawienie możliwości praktycznej realizacji światłowodowego systemu przetwarzania i transmisji danych na pokładzie samolotu, jak też wykazanie korzyści ekonomicznych wynikających z zastosowania takiego systemu w porównaniu z klasycznym systemem elektrycznym.



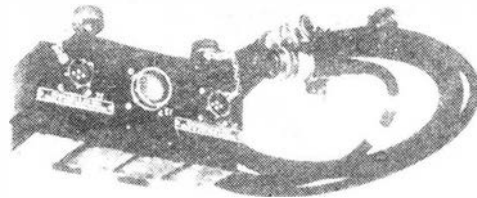
Rys. 7. Schemat ideowy modulatora analogowego

Sprawdzone zastosowanie znalazły światłowody przy detekcji błędów w wielokrotnionych systemach pokładowych. Wykorzystanie łączy światłowodowych do wzajemnego porównywania odpowiednich wielkości w poszczególnych układach określonego systemu zwiększyło znacznie jego niezawodność. Na rys. 9 pokazano uproszczony schemat układu automatycznego sterowania lotem samolotu Boeing YC-14. Sygnały wejściowe (SWE 1, 2, 3) z przelicznika danych aerodynamicznych, przelicznika nawigacyjnego, czujników giroskopowych oraz z kabiny pilota podawane są po przetworzeniu na sygnał cyfrowy do odpowiedniego modułu komputera pokładowego (KP M1,2,3). Łączność między właściwym komputerem a odpowiadającym mu interfejsem jest dwukierunkowa. Sygnal wyjściowy z każdego modułu komputera pokładowego podawany jest do odpowiedniego układu przetwornika optoelektronicznego (POE). Sygnal elektryczny jest tu przetwarzany w modulowaną falę świetlną i przesyłany światłowodem do pozostałych dwóch przetworników optoelektronicznych. Po ponownym przetworzeniu sygnału świetlnego na sygnał elektryczny jest on podawany do właściwego komputera. W ten sposób każdy moduł komputera pokładowego otrzymuje sygnały z trzech niezależnych układów wejściowych - bezpośrednio z właściwego przetwornika analogowo-cyfrowego oraz pośrednio za pomocą łącza światłowodowego z dwóch pozostałych układów. Program sterowania

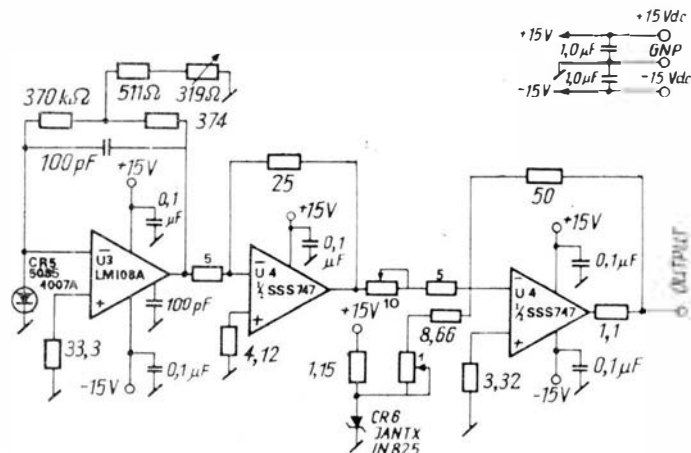
dokonywa najpierw właściwej selekcji otrzymanych danych. Dane nie spełniające odpowiednich warunków są natychmiast eliminowane, a układy je generujące są automatycznie wyłączane bądź sygnalizowane jako uszkodzone. Sygnał wyjściowy z komputera jest następnie przesyłany do przetwornika wejściowego kanałem cyfrowym (rys. 9) i po przetworzeniu na sygnał analogowy steruje właściwym sobie serwomechanizmem. Zastosowanie światłowodów w przytoczonym tu układzie do transmisji danych zwiększa przede wszystkim jego niezawodność oraz mniejsza wymiary i masę całego układu. Na rys. 10 pokazano przykładowo moduł przetwornika optoelektronicznego firmy Marconi-Elliott Avionics.

Zastosowane na pokładzie samolotu Boeing YC-14 światłowody miały długość 3 m i charakteryzowały się tłumieniem w granicach od 100÷400 dB/km. Zbudowane były ze 100 włókien o średnicy 50 μm. Jako źródło promienio-

sowana również w systemie sterowania samolotem C-131. Urządzenia końcowe podłączone były do złącza wielokrotnego dwoma kablami zbudowanymi z 61 włókien wielomodowych o małym tłumieniu. Jako źródła promieniowania użyto diod elektroluminescencyjnych z arsenku galu, jako odbiorników — fotodiod krzemowych PIN. Pasma prze-



Rys. 10. Widok zewnętrzny przetwornika optoelektronicznego firmy Marconi-Elliott Avionics



Rys. 8. Schemat ideowy demodulatora analogowego

wania zastosowano diody elektroluminescencyjne emitujące podczerwień o długości 930 nm, a jako odbiorniki wykorzystano standardowe fotodiody krzemowe PIN. Prędkość przesyłania informacji światłowodami w omówionym układzie sterowania zawierała się w przedziale 0,2÷2 Mbit/s. Technika przesyłania informacji łącami światłowodowymi może być również wykorzystana przy transmisji danych z przelicznika nawigacyjnego lub z przelicznika danych aerodynamicznych do układu komputera sterowania lotem, jak też z wymienionych tu układów do kabiny pilota. Badania w tym zakresie prowadzone były przez Laboratorium Elektroniczne NELC (USA) w programie ALOFT. Badano możliwość zastąpienia przewodowych kanałów łączności w pokładowych systemach nawigacji i sterowania światłowodami.

W przeznaczonym do prób naziemnych i w locie samolocie A-7 302-przewodowy system elektryczny łączący pokładową maszynę cyfrową z kabiną pilota o masie 30 kg zastąpiony został 12 kablami światłowodowymi o masie ok. 2 kg. Całkowity koszt instalacji światłowodowej nieznacznie przekroczył sumę 1000 dol., natomiast koszt zastąpionej instalacji elektrycznej był ok. dwukrotnie wyższy.

Linia światłowodowa składająca się z trzech urządzeń nadawczych i trzech urządzeń odbiorczych została zasto-

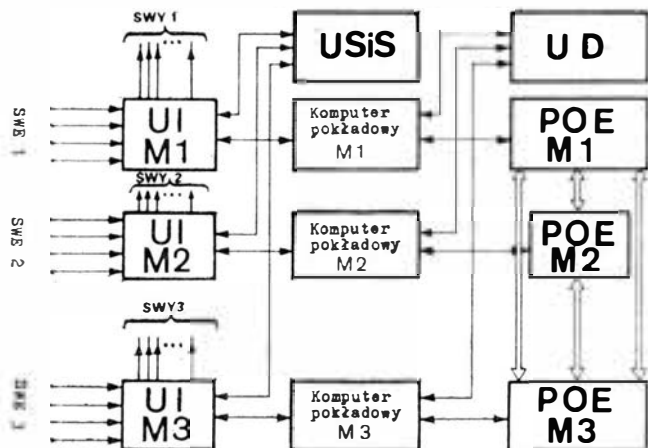
noszenia wynosiło 10 MHz, a uzyskana prędkość przesyłania informacji nie przekraczała 0,5 Mbit/s.

Innym obszarem zastosowań światłowodów w technice lotniczej, będącym w ciągu ostatnich lat w trakcie intensywnych badań, jest zdalne sterowanie statków latających. Badania w tym zakresie prowadzone były przez Laboratorium Sił Morskich USA oraz Laboratorium Dynamiki Lotów Lotnictwa USA. W jednym z systemów zdalnego sterowania statkiem latającym elektryczną linią łączności w kanale podłużnym zastąpiono linią światłowodową o długości 30 m i pasmie przenoszenia 4 MHz. Jako źródło promieniowania zastosowano diody elektroluminescencyjne, a jako odbiorników — fotodiody krzemowe. We wspomnianej światłowodowej linii łączności zastosowano dwa kable (jeden firmy Galileo Electro Optics Glass Commercial, drugi firmy Commercial Glass) o tłumieniu 500 dB/km.

Należy dodać, że oprócz wspomnianych zalet łączy światłowodowych szerokie ich zastosowanie napotyka jednak na wiele trudności. Głównym problemem jest zapewnienie właściwego sprzężenia odcinków światłowodu między sobą oraz z nadajnikiem i odbiornikiem. Wydaje się, że obecnie w wielu krajach produkcja samych elementów łączy światłowodowych jest już całkowicie rozwiązana, a ostatnie osiągnięcia w dziedzinie optyki zintegrowanej stwarzają realne możliwości budowy łączy światłowodowych złożonych z elementów miniaturowych (konstrukcyjnie i technologicznie podobnych do elektronicznych układów scalonych), o dużej niezawodności i tanich przy masowej produkcji. Można chyba powiedzieć, że w niedalekiej przyszłości łączy światłowodowe odgrywać będą w technice lotniczej rolę podobną do tej, jaką kilkadziesiąt lat temu odegrały łączy elektryczne.

LITERATURA

1. R. P. G. COLLINSON: Electrical Flight Control for Boeing YC-14. *Aircraft Engineering*, vol. 49, No 1, January 1977.
2. Fly By Wire Flight Control. *Aircraft Engineering*, vol. 50, No 2, February 1978.
3. Lockheed S-3A Avionics, Three System Digital Flight Guidance. *Aircraft Engineering*, vol. 46, No 1, January 1974.
4. Airport Installations, The Several Uses for Fibre Optics. *Aircraft Engineering*, vol. 44, No 9, September 1972.
5. Walter Tye 10th and All That. *Aircraft Engineering*, vol. 49, No 12, December 1977.
6. Electrics. *Aircraft Engineering*, vol. 46, No 10, October 1974.
7. T. A. HAWKES, J. C. REYMOND: Optical Communication Systems for Aircraft. September, 1976, Paryż, Francja.
8. G. BELCHER, D. MARSHALL: Use of Fibre Optics in Digital Automatic Flight Control Systems. *IEEE Trans. AES*, vol. 11, No 5, September 1975.
9. Equipment and Materials. *Aircraft Engineering*, vol. 49, No 1, January 1977.
10. H. DRTEL, H. SCHULZ: Flight Control System FRG 70 D Realization and Testing. *Aircraft Engineering*, vol. 50, No 4, April 1978.
11. D. J. MILLAREL: Fly By Wire Control System. *Aircraft Engineering*, vol. 44, No 8, August 1972.
12. J. R. ELLIS, D. N. WILLIAMS: Fiber Optic Application to A-7 Aircraft. Naval Electronics Laboratory Center Report, San Diego, California.
13. G. R. ELION, H. A. ELION: Fiber Optics in Communications Systems. New York, 1978.
14. Światłowody i ich zastosowanie. I Krajowe Sympozjum. Jabłonna 16÷17 lutego 1976 r. Zbiór referatów, PWN, Warszawa, 1977 r.
15. Światłowody i ich zastosowanie, t. I i II. II Krajowe Sympozjum. Jabłonna 13÷15 lutego 1979 r. Zbiór referatów. Zeszyty Naukowe Centrum Naukowo-Produkcyjnego Techniki Radia i Telewizji, Warszawa, 1979.
16. Światłowodowe linie łączności w lotniczych systemach pokładowych. Urządzenia, Przyrządy, Układy i Elementy Staków Latających. ITWL, z. 4, 1979 r.
17. Karty informacyjne wyrobów UNITRA CEMI. Instytut Technologii Elektronicznej, Zakład Doświadczalny Półprzewodników, Warszawa.



Rys. 9. Schemat blokowy układu automatycznego sterowania lotem samolotu Boeing YC-14

Zastosowanie analizy trwałości zmęczeniowej do oceny skutków uszkodzeń lokalnych i efektów napraw powłok skrzydeł.

Cz. II. Analiza trwałości zmęczeniowej w oparciu o jednostkowe zużycie zmęczeniowe

Dr inż. STANISŁAW DANILECKI

Institut Techniki Lotniczej
i Mechaniki Stosowanej
Politechnika Warszawska

Do oceny skutków uszkodzeń lokalnych proponuje się następujący sposób postępowania.

Wychodząc ze znajomości widma obciążeń dla danego samolotu oraz dysponując krzywą zmęczenia, odpowiadającą analizowanemu fragmentowi, którą otrzymuje się przez adaptację danych z literatury lub na podstawie specjalnie przeprowadzonych badań, można obliczyć całkowite zużycie zmęczeniowe D związane z podstawą kilometrową lub godzinową, do jakiej odniesiono widmo obciążeń. Należy jednak podkreślić, że charakter prowadzonej analizy usprawiedliwia zastosowanie każdej hipotezy kumulacji zmęczenia, byle konsekwentnie tej samej w całej analizie. Ponieważ w analizach konstrukcyjnych przyjęto, że rozkład całkowitego zużycia zmęczeniowego konstrukcji w czasie użytkowania jest liniowy, skłania to do wprowadzenia pojęcia jednostkowego zużycia zmęczeniowego:

$$D_j = \frac{dD}{dt}, h^{-1} \quad (19)$$

jako parametru znacznie ułatwiającego syntezę uwarunkowań prowadzącą do oceny wpływu uszkodzenia lokalnego na dalszy przebieg użytkowania. Dla przykładu, posługując się tym parametrem można porównać ze sobą pod względem zmęczeniowym w nieco odmienny niż dotychczas sposób wybrane połączenia nitowe w płacie samolotu An-24 oraz fragmenty powłoki ciągłej leżące między tymi połączeniami (rys. 5), a także przedstawione na rys. 6 zmęczeniowe porównanie powłoki ciągłej oraz powłoki z modelowym uszkodzeniem lokalnym. Podstawę obciążeniową stanowiło tu widmo podmuchów Taylora.

Rozważmy sytuację, gdy połączenie nitowe jest np. fragmentem, którego bezpieczny okres użytkowania jest częścią całego rezerwu technicznego płatowca t_R i że w związku z tym po osiągnięciu po czasie Δt_R przyjętego dopuszczalnego zużycia zmęczeniowego musi podlegać wymianie, oczywiście wraz z łączonymi elementami powłoki. Jeśli rezerwu techniczny t_R będzie całkowitą wielokrotnością przedziału Δt_R , to graficzną ilustracją tego przykładu będzie rys. 7.

W przypadku, gdy znamy największe dopuszczalne zużycie zmęczeniowe połączenia nitowanego $D_{n dop.}$, to okres międzynaprawczy Δt_R wynika z zależności:

$$D_{n dop.} = \frac{dD_n}{dt} \cdot \Delta t_R = D_{jn} \cdot \Delta t_R \quad (20)$$

jako:

$$\Delta t_R = \frac{D_{n dop.}}{D_{jn}}$$

i odpowiednio:

$$t_R = K \cdot \Delta t_R$$

Zużycie zmęczeniowe wymienianej powłoki D_p wynosi:

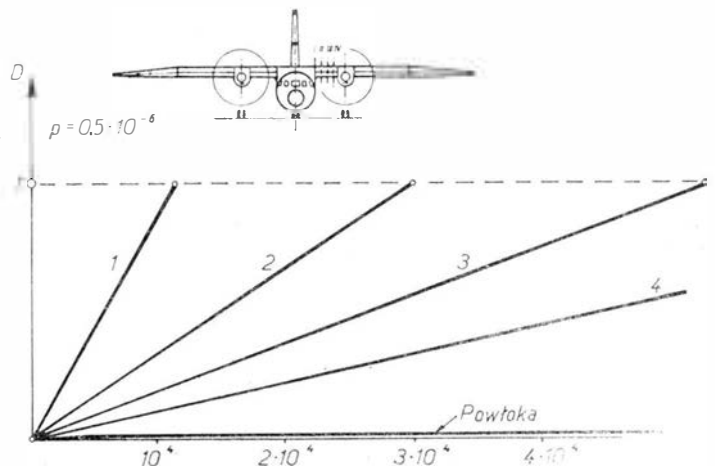
$$D_p = \frac{dD_p}{dt} \cdot \Delta t_R = D_{n dop.} \cdot \frac{dD_j^i dt}{dD_n^i dt} \quad (21)$$

$$D_p = D_{n dop.} \cdot \frac{D_{jp}}{D_{jn}} \quad (22)$$

Istotne zalety tego podejścia widać w zastosowaniu do

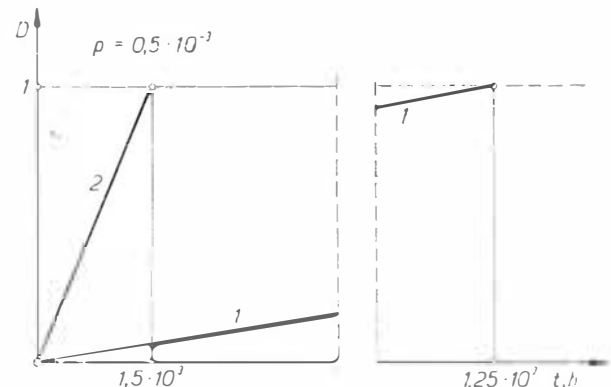
głębszej oceny wpływu uszkodzenia lokalnego na trwałość zmęczeniową powłoki.

Przyjmijmy, że mamy do czynienia z lokalnym uszkodzeniem powłoki ciągłej, która daje się scharakteryzować jednostkowym zużyciem zmęczeniowym D_{ju} , większym niż jednostkowe zużycie zmęczeniowe krytycznego elementu



Rys. 5. Zużycie zmęczeniowe połączeń nitowych w dolnym pokryciu skrzydła samolotu An-24 w funkcji czasu w porównaniu ze zużyciem zmęczeniowym dolnej powłoki między przekrojem 1-2: 1- $D_{j1} = 5,83 \cdot 10^{-5} h^{-1}$; 2- $D_{j2} = 3,33 \cdot 10^{-5} h^{-1}$; 3- $D_{j3} = 1,92 \cdot 10^{-5} h^{-1}$; 4- $D_{j4} = 1,04 \cdot 10^{-5} h^{-1}$; 5-powłoka $D_{jp} = 0,0001 \cdot 10^{-5} h^{-1}$

$D_{j kryt.}$, czy np. fragmentu połączenia nitowego ograniczającego ten fragment powłoki D_{jn} . Wystąpienie takiego uszkodzenia po czasie $t_{u gr}$ takim, że uszkodzona powłoka osiągnie poziom dopuszczalnego zużycia zmęczeniowego jednocześnie z elementem krytycznym, stanowi pewien stan graniczny (rys. 8).



Rys. 6. Przebieg zmian zużycia zmęczeniowego dolnej powłoki nie uszkodzonego oraz zawierającego uszkodzenie lokalne: 1 — powłoka ciągła $D_j = 0,0053 \cdot 10^{-5} h^{-1}$; 2 — powłoka uszkodzona $D_j = 66 \cdot 10^{-5} h^{-1}$.

Jeśli bowiem uszkodzenie o przyjętym D_{ju} wystąpi po czasie większym niż graniczny, ale mniejszym niż, w tym przypadku, $2\Delta t_R$, wówczas z punktu widzenia zmęczenia nie ma potrzeby natychmiastowego naprawiania powłoki, ponieważ i tak zostanie ona wymieniona po czasie $2\Delta t_R$. Jeśli jednak uszkodzenie wystąpi w czasie między Δt_R a czasem granicznym, powstaje problem naprawy, gdyż w przeciwnym przypadku nastąpi przekroczenie dopuszczalnego poziomu zużycia zmęczeniowego o wartość ΔD . Problem naprawy wynika tu nie tylko z przesłanek bezpieczeństwa zmęczeniowego, ale również z organizacyjno-ekonomicznych, które są w praktyce niepomijane.

Wartość graniczną czasu wystąpienia uszkodzenia w kolejnym k -tym cyklu Δt_R można dla tego modelu użytkowania określić znając jednostkowe zużycie zmęczeniowe powłoki $D_{jp} = dD_p/dt$ i powłoki z uszkodzeniem $D_{ju} = dD_u/dt$ oraz dopuszczalny poziom zużycia zmęczeniowego $D_{dop.}$ przy żądanym prawdopodobieństwie zniszczenia z powodu zmęczenia P_t .

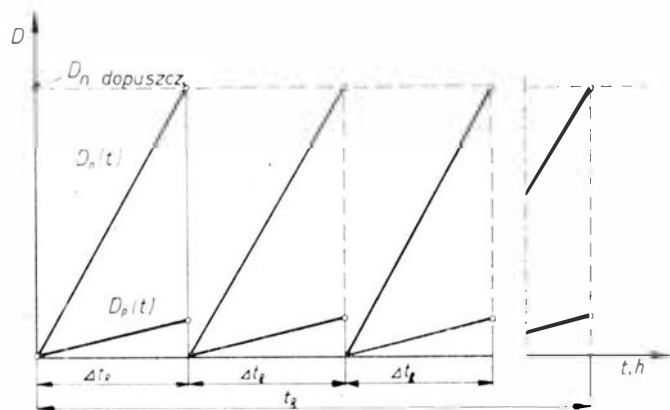
Z rys. 8 widać, że wartość graniczna czasu wystąpienia uszkodzenia w kolejnym k -tym cyklu międzynaprawczym Δt_R wynika z faktu, że D_p — suma zużyć zmęczeniowych powłoki nie uszkodzonej do czasu wystąpienia uszkodzenia i tejże powłoki po jej lokalnym uszkodzeniu powinna osiągnąć wartość dopuszczalną $D_{dop.}$ w czasie $k \cdot \Delta t_R$, co umożliwi dokonanie naprawy bez specjalnego przerywania użytkowania.

$$D_p = D_{dop.} = \frac{dD_p}{dt} [t_{u.gr.} - (k-1)\Delta t_R] + \frac{dD_u}{dt} [k \cdot \Delta t_R - t_{u.gr.}] \quad (23)$$

Stąd po przekształceniu otrzymuje się:

$$t_{u.gr.} = k \cdot \Delta t_R - \frac{D_{dop.} - \frac{dD_p}{dt} \Delta t_R}{\frac{dD_u}{dt} - \frac{dD_p}{dt}} \quad (24)$$

Jeśli w tym modelu użytkowania $D_{dop.}$ stanowi dopuszczalne zużycie zmęczeniowe połączeń nitowych ograniczających uszkodzony element powłoki i wymagających wy-



Rys. 7. Model użytkowania dla przypadku powłoka $D_p(t)$ — połączeni nitowe $D_n(t)$

miany po czasie $k \cdot \Delta t_R$, to wówczas dopuszczalne jednostkowe zużycie zmęczeniowe wynika z dopuszczalnego zużycia zmęczeniowego tych połączeń:

$$D_{n.dop.} = D_{j.dop.} = \frac{D_{dop.}}{\Delta t_R} \quad (25)$$

Wartość czasu granicznego wyrazi się więc:

$$t_{u.gr.} = \Delta t_R \left(k - \frac{\frac{D_{dop.}}{t_R} - \frac{dD_p}{dt}}{\frac{dD_u}{dt} - \frac{dD_p}{dt}} \right) \quad (26)$$

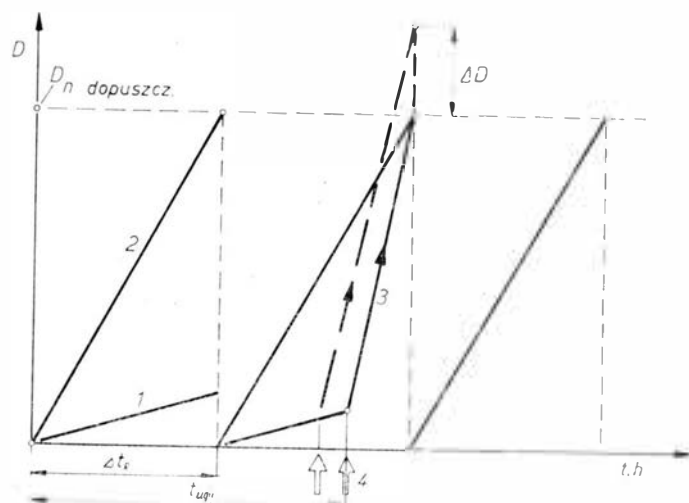
i w zapisie oznaczeniami (19)

$$t_{u.gr.} = \Delta t_R \left(k - \frac{D_{j.dop.} - D_{jp}}{D_{ju} - D_{jp}} \right) \quad (27)$$

Ogólniejszym przypadkiem w tej analizie jest takie rozwiązanie konstrukcyjne, w którym elementy o bezpiecznym okresie użytkowania mają różne, ale dość duże jednostkowe zużycie zmęczeniowe. Dążeniem konstruktora powinno być wówczas osiągnięcie takich rozwiązań, by największe dopuszczalne jednostkowe zużycie zmęczeniowe były wielokrotnością, przeważnie niewielką, pozostałych

jednostkowych zużyć zmęczeniowych tej grupy elementów. Ułatwia to i obniża koszty użytkowania skupiając przeprowadzenie napraw w tych samych przerwach w użytkowaniu. Natychmiastowość wykonania naprawy może być rozumiana dość elastycznie. W procesie użytkowania zdarzają się bowiem przerwy wynikające z różnych powodów, mogące stwarzać warunki do szybkiego przeprowadzenia drobnej naprawy przy sprawnym przygotowaniu właściwie dobraną metodą.

Analiza zużyć zmęczeniowych konstrukcji za pomocą wprowadzonego zużycia jednostkowego może mieć znacznie szersze zastosowanie. Posługując się nim można oszacować czas, w jakim samolot może być użytkowany bez obniżania poziomu bezpieczeństwa ogólnego z powstałym uszkodzeniem lokalnym bez podejmowania naprawy, a je-



Rys. 8. Graniczny czas wystąpienia uszkodzenia: 1 — powłoka ciągła, 2 — element krytyczny lub połączenie nitowe ograniczające powłokę, 3 powłoka ciągła z uszkodzeniem ($D_{ju} > D_{jp}$), 4 — uszkodzenie lokalne

dynie po drobnym zabiegu konserwacyjnym wykonanym np. w ramach przeglądu przed czy po locie.

Nasuwa się tu oczywiste stwierdzenie, że skoro przyczyna interwencji naprawczej tkwi w obniżeniu trwałości zmęczeniowej konstrukcji z powodu wzrostu zużycia zmęczeniowego, to zasady doboru naprawy powinny mieć u podstaw odpowiednią poprawę trwałości zmęczeniowej. Zasady te powinny łączyć w sobie następujące przesłanki:

- znajomość widma obciążeń samolotu i sposobu naprężeń dla rozważanych elementów powłokowych,
- znajomość krzywych zmęczenia elementów powłoki przed jej uszkodzeniem i po uszkodzeniu oraz powłoki z różnymi rodzajami napraw,
- dotychczasowy przebieg użytkowania płatowca oraz możliwie dokładnie określony czas, w jakim nastąpiło uszkodzenie lokalne powłoki,
- dalszy przebieg użytkowania płatowca wraz z rytmiką przeglądów i napraw, w tym szczególnie wymiany elementów o ograniczonej trwałości,
- dopuszczalny poziom zużycia zmęczeniowego przy przyjętym poziomie prawdopodobieństwa wystąpienia zniszczenia z powodów zmęczeniowych.

Załóżmy, że mamy do czynienia z:

- powłoką nie uszkodzoną charakteryzującą się jednostkowym zużyciem zmęczeniowym oznaczonym jako D_{jp} ,
- tą samą powłoką uszkodzoną w czasie $t_{u.gr.}$ mającą wówczas jednostkowe zużycie zmęczeniowe oznaczone jako $D_{ju} \geq D_{jp}$,
- połączeniem nitowym ograniczającym tę powłokę, które ma jednostkowe zużycie zmęczeniowe oznaczone jako D_{jn} .

Przebiegi zużycia zmęczeniowego tych fragmentów są przedstawione na rys. 9 i tak:

- przebiegowi zmian zużycia zmęczeniowego powłoki nie uszkodzonej odpowiada prosta OF' (na rys. nie zachowano celowo rzeczywistego względnego pochylenia linii w celu zwiększenia przejrzystości rysunku).
- przebiegowi zużycia zmęczeniowego powłoki uszkodzonej w czasie $t_{u.gr.}$ odpowiada prosta $H'E'$,
- gdy powłoka zostanie uszkodzona w czasie $(k-1) \times \Delta t_R < t_u < t_{u.gr.}$, to przebieg jej dalszego zużycia zmęczeniowego przedstawia prosta $B'B''$.

c.d. na str. 19

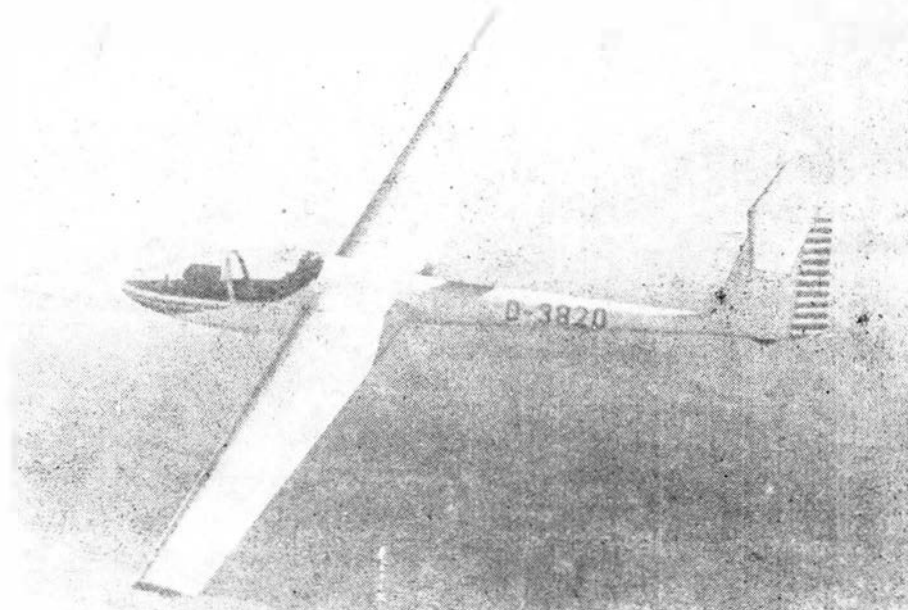
Szybowiec klasy 15-metrowej

KONSTRUKCJA. Jednodźwigarowy, wolnonośny średniopłat konstrukcji laminatowej.

Plat. Obrys trapezowy, profil Eppler E662, wznios 3°. Konstrukcja jednodźwigarowa, skorupowa, laminatowa. Skorupy przekładkowe z laminatu epoksydowego i sztywnej pianki poliuretanowej, lokalne wzmocnienia z włókien węglowych. Dźwigar z pasami z włókien węglowych. W kesonach noskowych przy kadłubie znajdują się zbiorniki balastu wodnego o łącznej pojemności 150 l. W połowie rozpiętości skrzydeł umieszczone są hamulce aerodynamiczne typu Schempp-Hirth wysuwane z górnej ich powierzchni. Kłapy i lotki bezszczelinowe — pokrycie skrzydła przechodzi w pokrycie lotek i kłap na górnej ich powierzchni (podczas wychylenia ugina się ono elastycznie). Wychylenia lotek i kłap ±12°. Końcówki skrzydeł lekko zagięte ku dołowi.

Kadłub. Kształt typowy dla współczesnych szybowców, konstrukcja skorupowa, laminatowa, klejona z dwóch połówek, formowana wraz ze statecznikiem pionowym. Środkowa część kadłuba wzmocniona strukturą niosącą skrzydła, fotel pilota, zaczep holowniczy i podwozie. Fotel pilota z regulowanym oparciem. Oszklenie kabiny dwuczęściowe — stały wiatrochron i otwierana w górę ku tyłowi osłona. W dolnej części kadłuba za fotelem pilota znajduje się wnęka koła podwozia, zamykana dwudzielną pokrywą. Tył kadłuba chroniony jest płożą umieszczoną pod statecznikiem.

Usterzenie. Usterzenie w układzie T, obrysy usterzeń trapezowe. Konstrukcja laminatowa, przekładkowa. Ster wysokości połączony ze statecznikiem bezszczelinowo, analogicznie do połączenia lotek i kłap ze skrzydłem. Ster kierunku przekładkowy. Do noska statecznika pionowego zamocowana dysza przyrządów ciśnie-



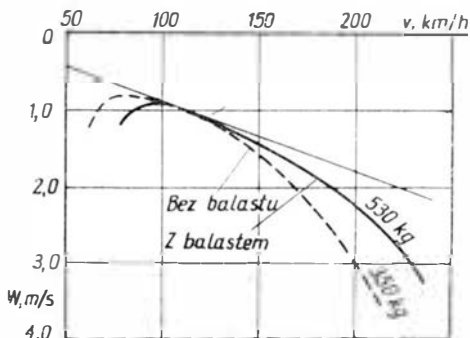
niowych i antena radiostacji. Usterzenie poziome przystosowane do szybkiego demontażu.

Sterowanie. Układy sterowania popychaczowe, popychacze prowadzone na rolkach. Wychylenie lotek i kłap wzajemnie uzgadniane (sterowanie połączone za pośrednictwem mieszacza)

Podwozie. Jednokołowe, chowane mechanicznie (ręcznie) do kadłuba. Koło wyposażone w hamulec klockowy.

Wyposażenie. Busola, prędkościomierz, dwa wariometry, chylomierz.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Speed Astir jest wersją rozwojową szybowca CS-77 Astir. Różnice polegają na zmianie oszklenia kabiny, powiększeniu usterzenia poziomego oraz zastosowaniu lotek i kłap bezszczelinowych z elastycznym pokryciem. Próby skrzydeł z tym zawieszeniem kłap i lotek prowadzono w 1976 r. wykorzystując kadłub CS-77.



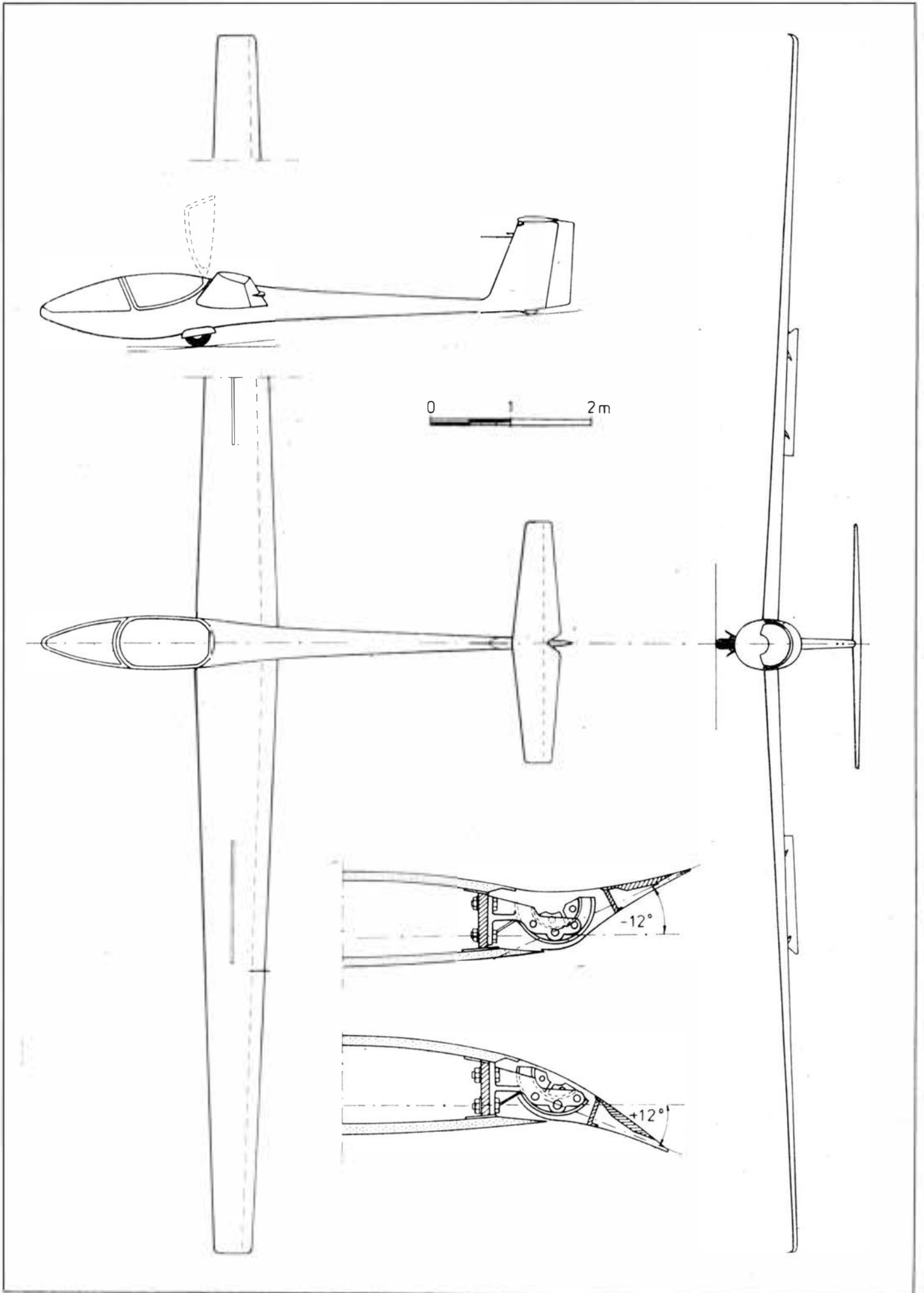
Kvs. Biegunowa szybowca Grob Speed Astir

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	15,00 m
Długość	6 42 m
Wysokość w linii lotu	1,80 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,08 m
Wydłużenie skrzydła	19,6
Powierzchnia skrzydła	11,5 m ²
Masa własna	250 kg
Masa startowa maks. (z balastem wodnym)	515 kg
Masa startowa (pilot + wyposażenie)	370 kg
Obciążenie powierzchni maks. (515 kg)	45 kg/m ²
Obciążenie powierzchni (370 kg)	28 kg/m ²
Prędkość eksploatacyjna normalna	120 km/h

Prędkość dopuszczalna w spokojnym powietrzu	270 km/h
Prędkość dopuszczalna w burzliwym powietrzu	200 km/h
Prędkość dopuszczalna przy maks. wychyleniach powierzchni sterowych	170 km/h
Prędkość przeciągnięcia bez balastu	64 km/h
Prędkość przeciągnięcia z balastem	75 km/h
Prędkość lądowania	120 km/h
Doskonałość maks. (przy prędkości 95 km/h bez balastu)	41.5
Opadanie min. (przy prędk. 75 km/h)	0,57 m/s

T. M.



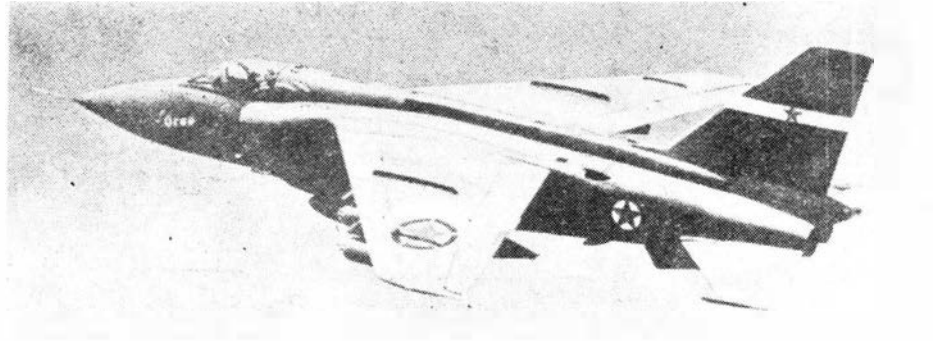
Samolot wsparcia taktycznego

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, dwusilnikowy, całkowicie metalowy grzbietopłat o napędzie odrzutowym.

Plat. Obrys trapezowy, wznios ujemny $3^{\circ}30'$, skos 43° na krawędzi natarcia. Kłapy noskowe na całej krawędzi natarcia. Kłapy semi-Fowler na 50% rozpiętości każdego skrzydła. Lotki zajmują również 50% rozpiętości każdego skrzydła, na lewej lotce klapka wyważająca. Na górnej powierzchni skrzydeł po dwie kierownice strug. Pod każdym skrzydłem po dwa zaczepy do podwieszania uzbrojenia i wyposażenia. Konstrukcja skrzydeł dwudzielna, dwudźwigarowa, półskorupowa, metalowa. Lotki i kłapy konwencjonalne, metalowe.

Kadłub. Przekrój owalny, konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa. Przednia część kadłuba mieści wyposażenie radioelektryczne (dostępne przez luki z obu stron kadłuba) i wnękę podwozia przedniego oraz zespoły instalacji hydraulicznej znajdujące się również pod podłogą kabiny. Kabina pilota wyposażona w fotel wyrzucany Martin-Baker Mk.10. Oslona kabiny otwierana do tyłu. Za kabiną znajduje się zbiornik paliwa, a pod nim — przedział uzbrojenia stałego, mieszczący dwa działka i ich pojemniki amunicyjne. Za przedziałem uzbrojenia umieszczone są wnęki podwozia głównego. Tuż za kabiną, z obu stron kadłuba, znajdują się wloty powietrza do silników. Tylna część kadłuba, osłaniająca silniki i niosąca usterzenie jest odejmowana (płaszczyzna podziału tuż za krawędzią spływu skrzydła). Pod kadłubem, przed wnękami podwozia, znajdują się płytowe, perforowane hamulce aerodynamiczne.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrysy usterzeń trapezowe, oba usterzenia skośne. Klasyczna konstrukcja metalowa, półskorupowa. Usterzenie pionowe uzupełnione dwiema brzechwami pod kadłubem.



Sterowanie. Lotki i kłapy napędzane za pośrednictwem układu stabilizacji automatycznej z serwomechanizmami Dowty. Kłapy napędzane hydraulicznie.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba ku przodowi. Koło przednie sterowane zawieszona na widelcu, amortyzator w goleni. Golenie podwozia głównego podobne jak w samolocie Jaguar (opracowane również przez firmę Messier). Amortyzacja olejowo-powietrzna, hamulce hydrodynamiczne tarczowe. Podwozia wytwarzane są równolegle przez zakłady PPT (Jugosławia) i CNIAR (Rumunia).

Zespół napędowy. Dwa silniki turbodrzutowe: Rolls Royce Viper 632-41, każdy o ciągu 17,75 kN bez dopalania i 22,3 kN z dopalaniem. Silniki umieszczone obok siebie, oddzielone ścianą ogniową, każdy wyposażony w niezależny komplet agregatów. Odjęcie tylnej części kadłuba zapewnia całkowity dostęp do silników i ich wyposażenia. Dopalacze silników produkowane są w Jugosławii i Rumunii na podstawie licencji.

Instalacje. Paliwowa — pojemność zbiornika 3200 l, możliwość podwieszania zbiorników dodatkowych. Hydrauliczna — służy do zasilania układu sterowania płatowcem, podwoziem, dyszami dopalaczy. Elektryczna — zasila odbiorniki pokładowe.

Wyposażenie. Standardowe, stosowane w samolotach tej klasy, brak radaru.

Uzbrojenie. Stałe — dwa działka kal. 23 mm pod wlotami powietrza do silników. Podwieszane — na czterech zaczepach podskrzydłowych zestawy bomb o masie do 750 kg, rakiet niekierowanych powietrze-ziemia kal. 127 mm lub zasobników mieszczących po dwanaście niekierowanych pocisków raketowych kal. 57 mm.

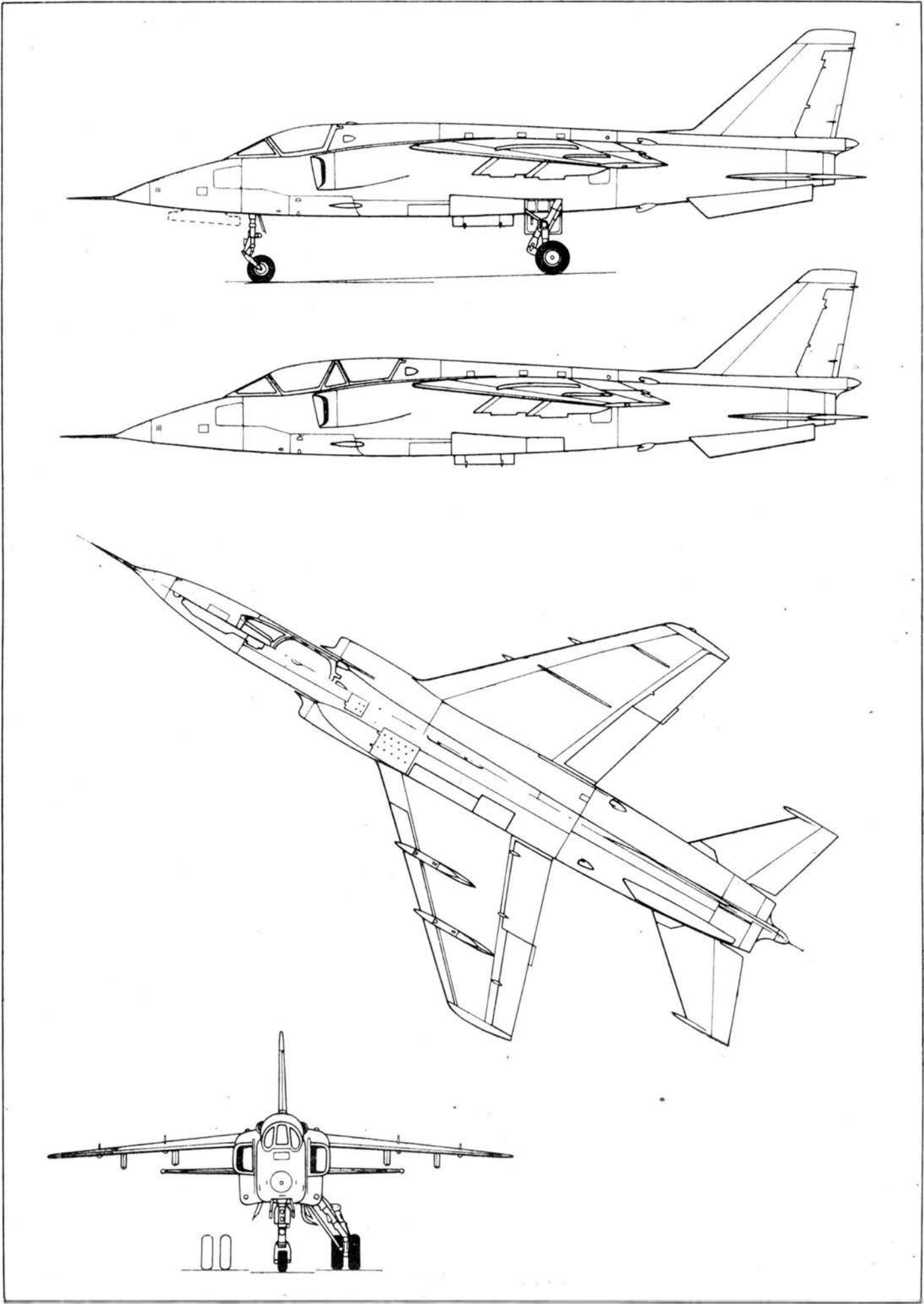
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Wspólne, jugosłowiańsko-rumuńskie prace nad programem Orao rozpoczęto w 1971 r. Prowadzone były one w biurze konstrukcyjnym zakładów SOKO w Mostarze, mającym wystarczające doświadczenie i tradycję w budowie samolotów podobnej klasy (452M — 1953 r., G-2 Galeb — 1961 r., Jastreb — 1969 r.). Potencjał zakładu był wystarczający do wyprodukowania płatowca, jednak silniki i wyposażenie elektroniczne pochodziły z W. Brytanii (fotel wyrzucany, silnik), Francji (instalacja klimatyzacyjna, podwozie) i Szwecji (awionika). Przystąpiono do równoległej budowy dwóch prototypów; jeden powstał w Mostarze w Jugosławii, a drugi w Braşow w Rumunii. Pierwszy prototyp oblatano w sierpniu 1974 r., w kwietniu 1975 r. był on demonstrowany przedstawicielom armii jugosłowiańskiej. Przewidziana jest wersja treningowa dwumiejscowa. Przewidywana wielkość produkcji ok. 200 szt. w każdym z krajów. W Rumunii oznaczony IAR-93.

DANE TECHNICZNE (egz. seryjne)

Rozpiętość	9,63 m
Długość całkowita	14,08 m
Wysokość	4,45 m
Długość kadłuba	13,99 m
Baza podwozia	5,35 m
Rozstaw podwozia	2,50 m
Powietrznia skrzydła	26,0 m ²
Wydłużenie skrzydła	3,57
Masa własna	5700 kg
Masa paliwa	2700 kg
Masa startowa (konfiguracja gładka)	8600 kg
Masa startowa maks.	10 300 kg
Masa użyteczna	3000 kg

Masa na podwieszeniach maks.	2500 kg
Obciążenie powierzchni	395,8 kg/m ²
Obciążenie ciągu	290 kg/kN
Prędkość maks. (H = 0)	1130 km/h
Prędkość maks. na dużej wysokości	1070 km/h
Prędkość lądowania	240 km/h
Wznoszenie maks. (dla mocy start. maks.). czas na H = 13 000 m 5 min 30 s	75,6 m/s
Pułap maks.	13 000 m
Długość startu	1000 m
Długość lądowania	1100 m
Zasięg bojowy	330÷360 km
Współczynnik obciążeń konstrukcji	n = +7

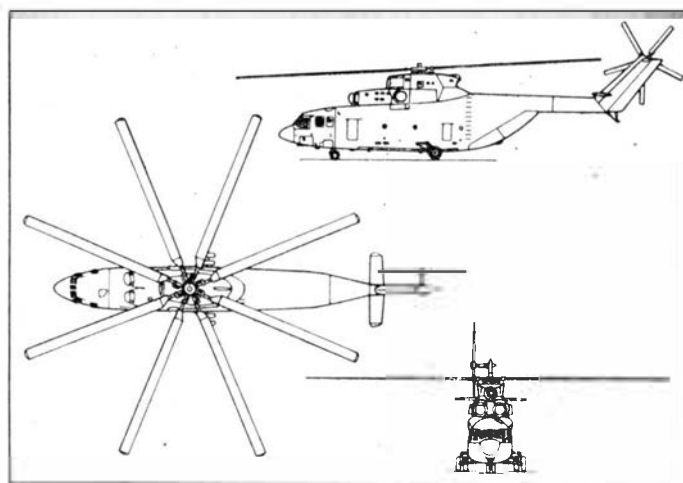
T. M.



rampa ogonowa. Kabina załogi jest przewidziana na 5 osób. W nosowej części kadłuba znajduje się radar meteorologiczny, a na zewnątrz — zwrócona ku tyłowi kamera TV do obserwacji podwieszonoego ładunku. Napęd stanowią dwa silniki D-136 z 3-stopniową turbiną napędową o mocy 8460 kW (11 500 KM). Poza tym śmigłowiec jest wyposażony w pomocniczy zespół pokładowy (APU) do rozruchu silników, sprawdzania instalacji i napędu windy pokładowej (o udźwigu 2500 kg) i ogrzewania.

Dane techniczne

Srednica wirnika nośnego	32,00 m
Srednica śmigła ogonowego	7,61 m
Długość (nos-śmigło ogonowe)	33,73 m
Wysokość (do piasty wirnika)	8,05 m
Masa własna	28 200 kg
Masa ładunku maks.	20 000 kg
Masa startowa normalna	49 500 kg
Masa startowa maks.	56 000 kg
Prędkość maks.	295 km/h
Prędkość przelotowa normalna	255 km/h
Pułap zawisu (masa nie określona)	
z wpływem ziemi	4500 m
bez wpływu ziemi	1800 m



Zasięg z 5% rezerwy paliwa
przy masie 49 500 kg
przy masie 56 000 kg

500 km
800 kg
W.K.

PROJEKTY

Grumman ATDA • USA •

Doświadczalny samolot myśliwski

W 1976 r. firma Grumman Aerospace Corp. rozpoczęła badania płata o ujemnym skosie, który może zapewnić poważne korzyści w zastosowaniu do samolotów myśliwskich. W ramach państwowego programu firma ma zbudować samolot doświadczalny ATDA (Advanced Technology Demonstrator Aircraft) i rozpocząć przed końcem 1983 r. jego badania w locie. Ujemny skos płata ma zwiększyć zwrotność samolotu zapewniając równocześnie bezpieczne charakterystyki korkociągu, polepszyć właściwości przy małych prędkościach lotu i zmniejszyć prędkość minimalną. Z drugiej strony stwarza on problemy strukturalno-wytrzymałościowe utrudniające praktyczne jego zastosowanie.

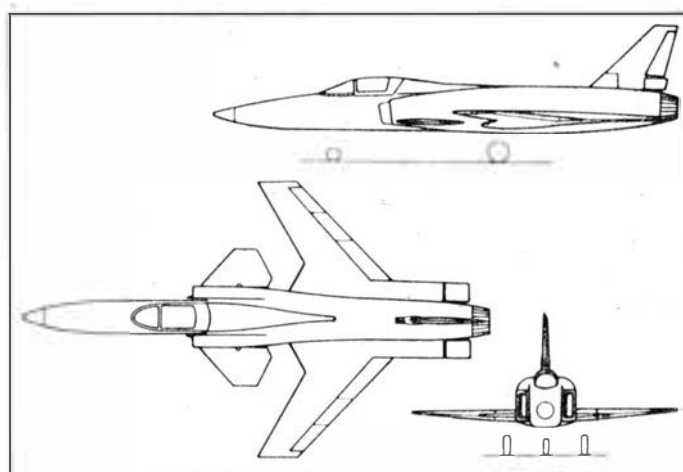
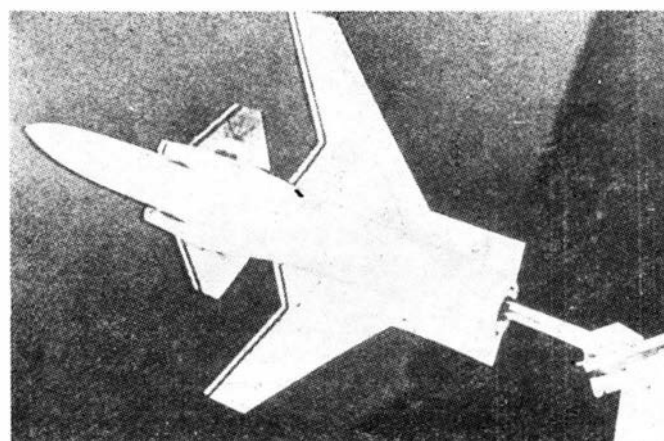
Grumman widzi rozwiązanie w konstrukcji z tworzyw zbrojonych włóknem borowym i węglowym. Wykazano, że płat z takiego materiału będzie o 30% lżejszy od metalowego o takiej samej wytrzymałości. Poza tym tworzywo zbrojone umożliwia optymalizację struktury przez dobór kierunków włókien i grubości warstw w różnych częściach płata w celu właściwego rozłożenia obciążeń i zapewnienia kontroli aerodynamicznego zginania i skręcania płata przy dużych prędkościach lotu.

Samolot ATDA ma służyć do sprawdzenia zalet płata o ujemnym skosie i prawidłowości rozkładu sztywności struktury pod względem wytrzymałości. Umożliwi również zbadanie innych nowoczesnych rozwiązań jak płytkowe przednie usterzenie wysokości, krawędź spływu płata o zmiennym wygięciu i cyfrowy przewodowy system sterowania, który ma zapewnić sterowanie samolotem o silnie „rozluźnionej” stateczności statycznej. Poza tym może być przystosowany do badania dwuwymiarowej dyszy wylotowej, kabiny o nowym układzie, nowego mocowania uzbrojenia oraz urządzeń do skracania rozbiegu i dobiegu.

W celu obniżenia kosztów (szacowanych na ok. 50 mln dol.) i skrócenia czasu budowy samolotu wykorzystano zespoły istniejących samolotów: nosową część kadłuba samolotu F-5, podwozie i silowniki samolotu F-16 i napęd samolotu F-18, tj. silnik General Electric F404-GE-400 o stosunku natężenia przepływu 0,34:1 i ciągu z dopalaniem 7200 daN.

Dane techniczne

Rozpiętość	8,23 m
Długość	14,63 m



Wysokość
Masa własna z wyposażeniem
Masa paliwa
Masa startowa maks.

4,27 m
5534 kg
1814 kg
7348 kg
W.K.

Ocena głośności sprzętu lotniczego



Względy ochrony środowiska — coraz powszechniej brane pod uwagę — sprawiają, że istotnym elementem oceny samolotów, śmigłowców czy silników staje się poziom ciśnienia akustycznego (zwanego popularnie hałasem).

Zagadnienia te są nowe — lub prawie nowe — dla wielu inżynierów pracujących zawodowo w lotnictwie, toteż wydaje się celowe zamieszczenie zestawienia podstawowych pojęć, wielkości definicji i wzorów dotyczących hałasu. Ze względu na to, że często zachodzi konieczność posługiwania się literaturą angielską — zamieszczono też angielskie brzmienie niektórych terminów i skrótów.

Przeliczenie niektórych jednostek na układ SI

Ciśnienie

atmosfera (normalna)	paskal	$1,013 \cdot 10^{-5}$
bar	paskal	$1,0 \cdot 10^{-5}$
dyna/cm ²	paskal	$1,0 \cdot 10^{-1}$
mm Hg (0°C)	paskal	$1,333 \cdot 10^{-2}$
funt na stopę kwadratową	paskal	$4,788 \cdot 10^{-1}$
funt na cal kwadratowy	paskal	$6,895 \cdot 10^{-3}$
Kąt, prędkość kątowa		
obrót (360°)	radian	6,283
stopień kątowy	radian	$1,745 \cdot 10^{-2}$
hertz (Hz)	radian na sekundę	6,283
obroty na minutę (skrót anglosaski RPM)	radian na sekundę	$1,047 \cdot 10^{-1}$
obroty na sekundę (skrót anglosaski RPS)	radian na sekundę	6,283

Wzory i zapis w decybelach (wg ISO/DIS 1683.2)

Wielkość	Ozna- czenie	Wzór	Poziom odniesienia (P ₀ , a ₀ , V ₀ ...)
Poziom ciśnienia akustycznego SPL	L _p	$20 \log(P/P_0)$ dB	$20 \mu\text{Pa}$ — w powietrzu $1 \mu\text{Pa}$ — w innych ośrodkach
Poziom przyspieszenia	L _a	$20 \log(a/a_0)$ dB	$1 \mu\text{m/s}^2$
Poziom prędkości	L _v	$20 \log(V/V_0)$ dB	1 nm/s
Poziom siły	L _F	$20 \log(F/F_0)$ dB	$1 \mu\text{N}$
Poziom mocy	L _w	$10 \log(P/P_0)$ dB	1 pW
Poziom natężenia	IL	$10 \log(I/I_0)$ dB	1 pW/m^2
Poziom gęstości energii	L _w	$10 \log(w/w_0)$ dB	1 pJ/m^3
Poziom energii	L _E	$10 \log(E/E_0)$ dB	1 pJ

Niektóre oznaczenia wielokrotności jednostek

Mnożnik	Przedrostek	Symbol
10 ⁻³	mili	m
10 ⁻⁶	mikro	μ
10 ⁻⁹	nano	n
10 ⁻¹²	piko	p

Przeliczenie dB na stosunek ciśnień

Stosunek ciśnień	+ dB	- dB	Stosunek ciśnień
1,000	0,0		1,000
0,989	0,1		1,012
0,987	0,2		1,023
0,966	0,3		1,035
0,955	0,4		1,047
0,944	0,5		1,059
0,933	0,6		1,072
0,923	0,7		1,084
0,912	0,8		1,096
0,902	0,9		1,109
0,891	1,0		1,122
0,841	1,5		1,189
0,794	2,0		1,259
0,708	3,0		1,413
0,631	4,0		1,585
0,562	5,0		1,778
0,501	6,0		1,995
0,447	7,0		2,239
0,398	8,0		2,512

0,355	9,0	2,818
0,316	10,0	3,162
0,251	12,0	3,981
0,200	14,0	5,012
0,158	16,0	6,310
0,126	18,0	7,943
0,100	20,0	10,000
0,0316	30,0	31,62
0,0100	40,0	100,0
0,0032	50,0	316,2
10 ⁻³	60	10 ³
10 ⁻⁴	80	10 ⁴
10 ⁻⁵	100	10 ⁵

Słowniczek terminów z dziedziny akustyki

Absorpcja (pochłanianie) — Absorption

Przemiana energii dźwięku w inną postać energii, zazwyczaj w ciepło, podczas przejścia przez ośrodek.

Współczynnik absorpcji (pochłaniania) — Absorption coefficient

Stosunek skuteczności pochłaniania dźwięku, dla określonej częstotliwości, przez jednostkę powierzchni danego materiału, do takiej skuteczności dla materiału o idealnej absorpcji.

Pole bliskie — Near field

Część przestrzeni wokół źródła dźwięku, gdy odległości pomiarowe są mniejsze od długości fali emitowanej przy najniższej częstotliwości przez źródło.

Rozkład amplitudowy — Amplitude distribution

Metoda przedstawienia zmiennego hałasu przez zestawienie procentowego udziału czasu, w ciągu którego poziom hałasu znajdował się w określonych przedziałach amplitudy.

Akustyczna komora bezechowa — Anechoic room

Komora, której ściany efektywnie pochłaniają wszelkie przypadkowe dźwięki w badanym zakresie częstotliwości, tworząc w ten sposób warunki odpowiadające idealnej otwartej przestrzeni.

Próg słyszalności — Audibility threshold, Threshold of audibility

Poziom ciśnienia akustycznego o określonej częstotliwości, który zaczyna być słyszalny dla osób o normalnym słuchu.

Rozkład skumulowany — Cumulative distribution

Metoda przedstawienia zmiennego hałasu przez zestawienie procentowego udziału czasu, w ciągu którego poziom hałasu był niższy (lub wyższy) od określonych poziomów amplitudy.

Tłumienie — Damping

Rozpraszanie drgań wewnątrz ciała drgającego, które sprawia, że ciało to nie jest efektywnym źródłem hałasu.

Skala decybelowa — Decibel scale

Liniowa skala liczbowa, używana do definiowania logarytmicznej skali amplitud, która pozwala przedstawić szeroki zakres wielkości amplitud za pomocą niewielkich liczb.

Dyfrakcja — Diffraction

Ugięcie fali dźwiękowej spowodowane przeszkodą lub przez niejednorodność ośrodka albo przez granicę ośrodków.

Pole rozproszone — Diffuse field

Otoczenie, w którym poziom ciśnienia akustycznego jest wszędzie jednakowy oraz przepływ energii jest jednakowy we wszystkich kierunkach.

Współczynnik kierunkowości — Directivity factor

Stosunek:

(1) Średniego kwadratu ciśnienia dźwięku w określonej odległości i kierunku od źródła hałasu do

(2) średniego kwadratu ciśnienia dźwięku w tej samej odległości od bezkierunkowego źródła dźwięku, które emituje tę samą energię.

Pole dalekie — Far field

Jest to ta część przestrzeni wokół źródła dźwięku, w której fala dźwiękowa ma postać kuli. Charakteryzuje się spadkiem ciśnienia dźwiękowego o 6 dB przy każdym podwojeniu odległości od źródła.

Pole swobodne — Free field

Przestrzeń wolna od powierzchni odbijających falę dźwiękową w danym zakresie częstotliwości.

Ubytek słuchu — Hearing loss

Podwyższenie progu słyszalności na skutek choroby, obrażeń, wieku lub narażenia na hałas.

Impedancja akustyczna — Impedance, acoustic impedance

Stosunek ciśnienia dynamicznego do prędkości cząstek w danym punkcie ośrodka. Wyraża się w jednostkach zwanych rayl

$$\frac{N \cdot s}{m^3}$$

Infradźwięki — Infrasonics (Infrasound)

Dźwięki o częstotliwości niższej od zakresu słyszalności, tj. od ok. 16 Hz.

Izolacja — Isolation

Opór (oporność) stawiany przy przewodzeniu dźwięku przez materiały i konstrukcje.

Głośność — Loudness

Cecha charakteryzująca natężenie dźwięku, według której dźwięki bywają klasyfikowane w zakresie „cichy-głośny”.

Zagłuszanie — Masking

Zjawisko podwyższenia progu słyszalności jakiegoś dźwięku wskutek występowania innego (maskującego) dźwięku.

Hałas — Noise

Każdy dźwięk niepożądany.

Poziom emisji dźwięku — Noise emission level

Poziom wyrażony w dB(A), mierzony w określonej odległości i kierunku od źródła dźwięku, na otwartej przestrzeni, nad określonym typem nawierzchni. Sposób pomiaru bywa określany w normach obowiązujących w danej dziedzinie i kraju.

Współczynnik zmniejszenia hałasu — Noise reduction coefficient (NRC)

Średnia arytmetyczna współczynników absorpcji danego materiału dla częstotliwości 250, 500, 1000 i 2000 Hz.

Poziom hałaśliwości dźwięku — Noisiness level

Wartość poziomu hałaśliwości odpowiadająca liczbowo poziomowi fali dźwiękowej o częstotliwości 1000 Hz.

Prędkość cząstek — Particle velocity

Prędkość cząstek powietrza w pobliżu ich położenia spoczynkowych wywołana falą dźwiękową.

Paskal, Pa — Pascal

Jednostka ciśnienia, odpowiada działaniu siły 1 N na powierzchnię 1 m²

$$1 \text{ Pa} = 1 \text{ N/m}^2$$

Fon — Phon

Poziom głośności dźwięku. Jest równy liczbowo poziomowi ciśnienia dźwięku swobodnie przemieszczającej się fali o częstotliwości 1 kHz, która jest oceniana przez słyszającego jako jednakowo głośna, jak dany dźwięk.

Różowy szum — Pink noise

Szerokopasmowy szum, którego rozkład energii jest odwrotnie proporcjonalny do częstotliwości (−3 dB na oktawę lub −10 dB na dekadę).

Szum o rozkładzie przypadkowym — Random noise

Szum, którego chwilowa amplituda w dowolnej chwili nie jest określona. Chwilowa amplituda może być określona tylko statystycznie, za pomocą funkcji rozkładu amplitudy.

Pogłos — Reverberation

Występowanie dźwięku w zamkniętym pomieszczeniu po przerwaniu emisji przez źródło dźwięku.

Czas pogłosu — reverberation time

Jest to czas, mierzony w sekundach, w którym dźwięk o określonej częstotliwości spada o 60 dB, liczony od chwili wyłączenia źródła dźwięku.

Wartość skuteczna ciśnienia akustycznego — (RMS) — Root Mean Square

Pierwiastek kwadratowy ze średniej arytmetycznej grupy podniesionych do kwadratu wielkości chwilowych.

Sabin — sabin

Miara pochłaniania dźwięku przez powierzchnię. Jeden sabin metryczny odpowiada zdolności pochłaniania 1 m² powierzchni doskonale (idealnie) pochłaniającej.

Dźwięk — Sound

Energia, przenoszona przez falę ciśnienia w powietrzu lub innym ośrodku, która stanowi obiektywną przyczynę słyszenia.

Natężenie (akustyczne), natężenie dźwięku — Sound Intensity

Wielkość energii akustycznej rozchodząca się przez jednostkową powierzchnię (prostokąt, w stosunku do kierunku rozchodzenia się fali).

Poziom dźwięku — Sound level

Poziom ciśnienia dźwięku, mierzony miernikiem poziomu dźwięku przy użyciu jednego z układów ważących. Jeżeli użyty jest układ ważący o charakterystyce „A”, to poziom dźwięku jest podany w dB(A).

Miernik poziomu dźwięku — Sound level meter

Przyrząd mierzący poziom ciśnienia akustycznego. Zgodnie z przyjętą normą państwową lub międzynarodową.

Moc dźwięku — Sound power

Całkowita energia akustyczna, wydzielana przez dane źródło w jednostce czasu.

Poziom mocy dźwięku — Sound power level

Podstawowa miara poziomu mocy dźwięku, określana wzorem $L_w = 10 \log \frac{P}{P_0} \text{ dB}$, gdzie P jest wartością skuteczną (RMS) mocy dźwięku w watach, a P_0 jest równe 1 pW.

Ciśnienie akustyczne — Sound pressure

Dynamiczna zmiana ciśnienia atmosferycznego równa różnicy między ciśnieniem w danym punkcie przestrzeni oraz ciśnieniem statycznym w tymże punkcie.

Poziom ciśnienia akustycznego — Sound pressure level

Podstawowa miara ciśnienia dźwięku określona jest wzorem:

$$L_p = 20 \log \frac{P}{P_0} \text{ dB}$$

gdzie P jest wartością skuteczną ciśnienia akustycznego (jeżeli nie zaznaczono, że inną) w paskalach Pa, zaś P_0 wynosi 20 μPa dla pomiarów w powietrzu.

Strata przewodzenia dźwięku — Sound transmission loss

Stosunek energii dźwiękowej, emitowanej przez materiał akustyczny lub strukturę do energii doprowadzonej do przeciwnej strony tegoż materiału.

(U w a g a: Tak zdefiniowany stosunek, choć zwany „stratą” przyjmuje wartość „1” dla materiału idealnie przewodzącego, zaś wartość 0 — dla materiału idealnie izolującego).

Fala stojąca — Standing wave

Fala okresowa, mająca stały rozkład w przestrzeni, w rezultacie interferencji przemieszczających się fal tego samego rodzaju i o tej samej częstotliwości. Charakteryzuje się maksymalnymi i minimalnymi wielkościami amplitud, zajmującymi stałe miejsca w przestrzeni.

Ultradźwięki — Ultrasonics

Dźwięki o częstotliwościach powyżej zakresu słyszalności, powyżej ok. 20 kHz.

Długość fali — Wavelength

Odległość wzdłuż kierunku rozprzestrzeniania się fali pomiędzy punktami o porównywalnej amplitudzie oraz różnicy faz równej jednemu okresowi. Równa jest ilorazowi prędkości dźwięku w danym ośrodku i podstawowej częstotliwości.

Układ ważący — Weighing network

Filtr elektroniczny w mierniku poziomu dźwięku, który w zadanych warunkach aproksymuje sposób odbioru poszczególnych częstotliwości przez ucho ludzkie. Najczęściej stosowany jest filtr A korygujący poziom ciśnienia akustycznego zgodnie z krzywą „A”.

Biały szum — White noise

Szerokopasmowy szum o stałej energii na jednostkę częstotliwości.

Na podstawie materiałów informacyjnych i poradników firmy Brüel and Kjaer, Naerum, Denmark

EO/23/K/82 opracowali: mgr inż. Andrzej Chyla
mgr inż. Andrzej Karąymowicz

Pionowzloty, poduszkowce

- 1 — pionowy start
- 2 — pionowy start i lądowanie, PSL
- 3 — ciąg jednostkowy
- 4 — zawis, lot w zawisie
- 5 — przejście (z zawisu) do lotu poziomego
- 6 — pionowe lądowanie
- 7 — pionowzlot
- 8 — pionowzlot, samolot pionowego startu i lądowania, s. PSL
- 9 — śmigłowiec
- 10 — wirołot, rotodyna, śmigłowiec zespolony, ś. sprzężony
- 11 — wirołot z chowanym wirnikiem
- 12 — w. z zatrzymywanym wirnikiem
- 13 — zmiennopłat, przemiennopłat, konwertyda
- 14 — pionowzlot wirnikowy
- 15 — p. z przekręcanym skrzydłem
- 16 — p. z przekręcanymi śmigłami, p. z p. wirnikami
- 17 — p. ze śmigłami otulowanymi
- 18 — p. wentylatorowy
- 19 — p. z wentylatorami nośnymi w skrzydłach
- 20 — odrzutowy p. z silnikami nośnymi
- 21 — p. z odchylanym strumieniem gazów
- 22 — p. ze sterowanymi wylotami spalin
- 23 — platforma latająca
- 24 — sterowanie wektorem ciągu
- 25 — układ napędowy z niezależnymi silnikami nośnymi i dla lotu poziomego
- 26 — silnik do lotu poziomego, s. marszowy
- 27 — silnik nośny
- 28 — s. nośno-marszowy z przekręcanymi wylotami spalin
- 29 — przestawianie (przekręcanych) dysz silnika
- 30 — skrzydło przekręcane
- 31 — s. pomocnicze
- 32 — dysza sterująca, d. stabilizująca (w zawisie)

VTOL aircraft, air cushion vehicles

- 1 — vertical takeoff
- 2 — vertical takeoff and landing, VTOL
- 3 — thrust(-to)-weight ratio, T/W ratio
- 4 — hovering, hover
- 5 — transition from hover, t. forward
- 6 — vertical landing
- 7 — vertical-lift aircraft, v. -flight a., vertical(ly) rising a., vertical takeoff a.
- 8 — vertical takeoff and landing a., VTOL a.
- 9 — helicopter
- 10 — h.-cum-fixed wing, gyrodyne
- 11 — stowed rotor vehicle
- 12 — stopped r. vehicle
- 13 — convertiplane, convertible aircraft
- 14 — proprotor a., prop(lift a., rotor) propeller a.
- 15 — tilt(ing)-wing a.
- 16 — tilt-propeller a., tilt-proprotor vehicle
- 17 — ducted propeller a.
- 18 — lift-fan a.
- 19 — fan(-in)-wing a.
- 20 — direct lift a., jet lift a., hover-jet a., direct lift vehicle
- 21 — deflected exhaust a., d. thrust a., thrust-vectored a., vectored thrust a.
- 22 — swiveling-nozzle a.
- 23 — flying platform
- 24 — vectored thrust
- 25 — composite thrust
- 26 — cruise engine, cruising e.
- 27 — lift engine
- 28 — swiveling-nozzle engine
- 29 — nozzle swiveling
- 30 — tilt(ing) wing
- 31 — additional wing
- 32 — control nozzle, jet(-deflection) control

Senkrechtstargeräte, bodeneffektgeräte

- 1 — Senkrechtflug (m), Senkrechtaufstieg (m), Senkrechtstart (m) Vertikalstart (m)
- 2 — Senkrechtstart-und-landung (f)
- 3 — Schub-Masse-Verhältnis (m)
- 4 — Schwebeflugzustand (m), Schwebung (f)
- 5 — Übergang (m) in den Horizontalflug
- 6 — Senkrechtlandung (f), Vertikallandung (f)
- 7 — Senkrechtstartgerät (n), Senkrechtstartflugzeug (n) Senkrechtstarter (m), Vertikalstartflugzeug (n), Vertiplan (m)
- 8 — Senkrechtstart-und-landeflugzeug (n)
- 9 — Hubschrauber (m)
- 10 — Flugschrauber (m), Verwandlungshubschrauber (m), Verbund (-) hubschrauber (m)
- 11 — Einziehrotorflugzeug (n)
- 12 — Stopprotorflugzeug (n)
- 13 — Verwandlungsflugzeug (n), Verbundflugzeug (n), Wandelflugzeug (n), Convertiplan (m), Konvertiplan (m), Convertiplan (m)
- 14 — Rotor-Senkrechtstartflugzeug (n)
- 15 — Kippflügel-Flugzeug (n), Kippflügler (m), Schwenkflügelflugzeug (n)
- 16 — Schwenkrotorflugzeug (n), Schwenklunftscharbenflugzeug (n)
- 17 — Schwenkmantelschrauben-Flugzeug (n)
- 18 — (Hubgebläsen — Senkrechtstartflugzeug (n))
- 19 — (Senkrechtstartflugzeug (n) mit Hubgebläsen in den Tragflächen)
- 20 — Senkrechtstarter (m) mit Hubtriebwerk
- 21 — Schwenkstrahl - Senkrechtstartflugzeug (n)
- 22 — Schwenkdüsen - Senkrechtstartflugzeug (n), Senkrechtstarter (m) mit dem Hub-Schubtriebwerk
- 23 — fliegende Plattform (f)
- 24 — Einvektorsystem (n), Schubvektorsteuerung (f)
- 25 — Zweivektorsystem (n)
- 26 — Marschtriebwerk (n)
- 27 — Hubtriebwerk (n), Senkrechtschubtriebwerk (n), Vertikalschubtriebwerk (n)
- 28 — Hub-Schub-Triebwerk (n), Schwenkdüsen (-Strahl) triebwerk (n), Schwenkstrahl-Triebwerk (n).
- 29 — Schwenkdüsenverstellung (f)
- 30 — Schwenkflügel (m)
- 31 — Hilfs (trag) flügel (m)
- 32 — reaktiver Ruder (m), Steuer (strahl) düse (f)

Вертикальновзлетающие ЛА, аппараты на воздушной подушке

- 1 — вертикальный взлёт
- 2 — вертикальный взлёт и посадка
- 3 — тяговооруженность
- 4 — висение, режим висения
- 5 — переход в горизонтальный полёт
- 6 — вертикальная посадка
- 7 — вертикальновзлетающий ЛА, СВВП
- 8 — СВВП, самолет вертикального взлёта и посадки
- 9 — вертолет
- 10 — преобразуемый вертолет (с несущей поверхностью, винтокрыл)
- 11 — (комбинированный вертолет с убирающимся несущим винтом)
- 12 — (комбинированный) вертолет с отапливаемым несущим винтом
- 13 — конвертоплан
- 14 — СВВП с подъемно-тянущими винтами винтовой СВВП
- 15 — СВВП с поворотным крылом
- 16 — самолет с поворотными воздушными винтами
- 17 — СВВП с поворотными туннельными винтами
- 18 — ЛА с подъемными вентиляторами
- 19 — самолет с подъемными вентиляторами в крыле
- 20 — ЛА с подъемными ТРД, реактивный СВВП
- 21 — ЛА с отклоняемой струей газов двигателя, ЛА с о. вектором тяги
- 22 — СВВП с поворотными соплами
- 23 — летающая платформа
- 24 — управление вектором тяги
- 25 — силовая установка с отдельными подъемными и маршевым двигателями
- 26 — маршевый двигатель
- 27 — подъемный двигатель
- 28 — реактивный двигатель с поворотными соплами
- 29 — перестановка поворотного сопла
- 30 — поворотное крыло
- 31 — добавочное крыло
- 32 — струйный руль, струйник

c.d. na III str. okl.

Samolot An-2 „Foto” – wersja fotogrametryczna

Inż. ANDRZEJ GAJAŚ
WSK PZL – Mielec

Wyposażenie i zastosowanie

Szybki rozwój przemysłu oraz portów, dróg i dużych aglomeracji miejskich w kraju i na świecie spowodował gwałtowny wzrost potrzeb w zakresie geodezyjnego przygotowania terenu. Tradycyjny sposób opracowania geodezyjnego i topograficznego, polegający na przygotowaniu punktów pomiarowych, wykonania wielu pomiarów w terenie, przeprowadzenia odpowiednich obliczeń i opracowania na tak przygotowanym materiale map i planów jest bardzo pracochłonny i wymaga wysoko kwalifikowanych geodetów i topografów.

Stosowana coraz powszechniej fotogrametria lotnicza pozwala na uzyskiwanie wyników (map i planów) w wielokrotnie krótszym czasie przy dużo mniejszym nakładzie kosztów.

Jednakże fotogrametria lotnicza ma określone wymagania, których spełnienie warunkuje uzyskanie map i planów o żądanej dokładności. Jednym z głównych wymogów jest uzyskanie właściwego „pokrycia” zdjęć w granicach do 80%, tzn. że w kadrze każdej następnej klatki zdjęcia powinno się znaleźć 80% terenu znajdującego się w kadrze poprzedniej klatki. Możliwość uzyskania tego odpowiedniego pokrycia przy ustalonej częstotliwości wykonywania zdjęć zależy od prędkości lotu samolotu.



Rys. 1. Samolot An-2 „Foto” z rejestracją węgierską

Jednocześnie uzyskanie wymaganej skali zdjęć limitującej skalę (podziałkę) mapy czy też planu, a co za tym idzie uzyskanie wymaganej ich dokładności zależy od wysokości lotu, z której wykonuje się zdjęcia.

Jednym z niewielu samolotów na świecie, które można zastosować do tych prac jest samolot AN-2P wersja pasażerska przekształcona w czasie produkcji w wersję fotogrametryczną An-2 „Foto”. Samolot ma następujące wyposażenie fotogrametryczne:

— kamera fotograficzna MRB-15 firmy Zeiss lub Laf

Rozmieszczenie fotogrametrycznego wyposażenia w samolocie An-2 „Foto”

Kabina załogi

Podstawowe wyposażenie kabiny (rys. 2) uzupełniają się o celownik 1 specjalny lub listwowy. Celownik montuje się na wsporniku prawej burty kabiny samolotu przy odpowiednio poszerzonym wiatrochronie. Prawą tablicę przyrządów pokładowych wyposaża się dodatkowo w przełącznik wskaźnika UK-3 z kompletu GIK oraz gniazdko 48K do zasilacza celownika.

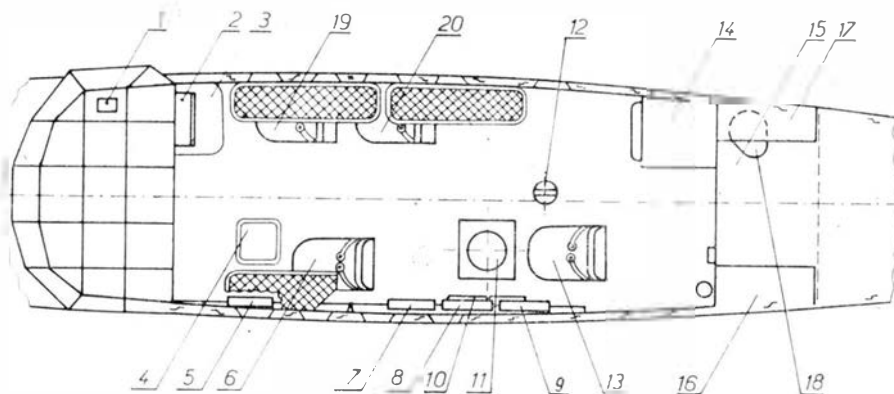
Kabina pasażerska

Na podłodze kabiny z lewej strony, pomiędzy wręgą 6 a 7 zabudowany jest na specjalnej podstawie celownik nawigacyjny 4 NF-1 lub NF-2, luk w podłodze po stronie zewnętrznej zasłaniany jest zasłonką sterowaną mechanicznie. Operator obsługuje celownik 4 i pulpit 5 z fotela 6 przymocowanego do podłogi. Za fotelem operatora 6 pomiędzy wręgą 9 a 11 w luku 11 zamontowana jest kamera fotograficzna. Luk kamery jest w czasie kołowania, startu i lądowania samolotu zasłonięty przed zabrudzeniem ruchomą zasłoną o napędzie elektrycznym z sygnalizacją jej położenia. Kamera w czasie pracy jest ogrzewana powietrzem doprowadzanym instalacją 10. W celu zapewnienia odpowiedniego ustawienia kamery, otwór w luku jest powiększony, a w celu wyeliminowania wpadania powietrza do kabiny, przestrzeń między lukiem a obiektywem zasłania rękaw. Obsługujący kamerę fotograficzną korzysta z fotela 13. Pulpit sterowania 9 wyposażony jest w telefon pokładowy, dwa gniazdko, przełącznik AZS sterowania zasłonką kamery, AZS włączania wentylatora zabudowanego na wysięgniku powyżej pulpitu 9, trzy lampki, z których dwie z lewej strony pulpitu sygnalizują położenie zasłonki kamery, natomiast trzecia z prawej strony sygnalizuje podanie napięcia do gniazdko 48K (zasilanie kamery). Pulpit 2 z dodatkowymi urządzeniami radionawigacyjnymi jak: prędkościomierz US-35U, wysokościomierz WD-10, zegar czasowy ACZS-1, wskaźnik UK-3, busola GIK-1 oraz pulpit sterowania radiostacją i telefonem SPU-7 umieszcza się w wrzędzie 5 po prawej stronie nad składanym stolikiem 3 radionawigatora. Obsługę tych urządzeń prowadzi się z fotela 19. Telefon SPU-7 pozwala na prowadzenie rozmów z pilotem, operatorem kamery i celownika. Dane do nastawiania obiektywu kamery odczytuje się ze światłomierza umieszczonego w luku podłogi 12. Luk ten od strony kabiny zakryty jest pokrywą, zaś po stronie zewnętrznej może być zakryty przezroczystą płytką pleksi.

Przy wrzędzie 15 po prawej stronie umieszczono szafkę 14 na kasety, zaś za wręgą 15 do 19 znajduje się ciemnia wyposażona na stolik rozkładany 16, 17, toaletę 18 i wentylator DW-2 nad stolikiem 17.

Samolot w wersji fotogrametrycznej ma wyposażenie pozwalające po zdemontowaniu kamery, celownika itp. prze-

Rys. 2. Schemat rozmieszczenia wyposażenia fotogrametrycznego w samolocie An-2 „Foto”: 1 — celownik, 2 — pulpit radionawigatora, 3 — stolik składany, 4 — celownik nawigacyjny NF-1 lub NF-2, 5 — pulpit fotonawigatora, 6 — fotel, 7, 8, 9 — pulpity i przyrządy sterowania kamerą, 10 — instalacja ogrzewania kamery, 11 — luk kamery fotograficznej, 12 — luk światłomierza, 13 — fotel, 14 — szafka na kasety, 15 — ciemnia, 16, 17 — stolik składany, 18 — toaleta, 19, 20 — fotel



Wild RC-8 ewentualnie RC-10 produkcji szwajcarskiej,

- celownik nawigacyjny NF-1 lub NF-2,
- celownik specjalny lub listwowy dla pilota,
- ciemnia fotograficzna,
- szafka na kasety,
- dodatkowe urządzenie nawigacyjne i kontrolne radionawigatora.

robić go na wersję pasażerską do przewozu 11 osób + 2 członków załogi.

Samoloty An-2 „Foto” z omówionym wyposażeniem z powodzeniem wykonują potrzebne prace przez użytkownika polskiego w kraju i za granicą, są również eksploatowane przez użytkownika węgierskiego. O ich przydatności świadczą fakt powstawania zamówień.

Biomechaniczne podstawy oceny właściwości pilotażowych statków latających

Doc. dr hab. inż. JANUSZ M. MORAWSKI
Instytut Lotnictwa

Obserwując rozwój kryteriów oceny układów człowiek—maszyna można stwierdzić zasadniczy zwrot w chwili, gdy pierwotne kierunki badawcze, wyznaczone pytaniem „jak działa operator?”, ustąpiły jakościowo nowemu podejściu, wynikającemu z poszukiwania odpowiedzi na pytanie „jak operator chce działać?” [7, 11, 20]. Zmiana koncepcji poszukiwań wynikała z tego, że teoria sterowania, stanowiąca jedyną obiektywną podstawę analizy i oceny układów człowiek—maszyna, okazała się narzędziem niewystarczającym, zaś owoce tej teorii — modele operatora o charakterze „czarnej skrzynki” — mogły odnosić się jedynie do ściśle ograniczonych sytuacji sterowania i nie obejmowały wielu nie podlegających analizie cech człowieka.

Nowe podejście, traktujące operatora jako swoisty system pomiarowo-oceniający, opiera się więc na mniej lub bardziej subiektywnych odczuciach. Podstawowym warunkiem dalszego rozwoju tego kierunku było uchwycenie obiektywnych związków między oceną człowieka-operatora a mierzalnymi parametrami fizycznymi układu, a docelowo — poszukiwanie mierzalnych wielkości i wskaźników bezpośrednio skorelowanych z oceną subiektywną. Praktycznie wymaga to wykrycia mechanizmu formułowania oceny w świadomości operatora.

W badaniach właściwości pilotażowych aparatów latających uzyskuje się opinie pilotów doświadczalnych odniesione do najistotniejszych pochodnych aerodynamicznych i współczynników oraz ich kombinacji [4, 8, 10]. Już pierwsze próby prowadzą do stwierdzeń o zasadniczym znaczeniu. Odkryto mianowicie, że ocena pilota dotyczy zachowania się samolotu jedynie w pewnym, ściśle określonym zakresie częstotliwości. I tak np. w ruchu podłużnym ocenę pilota warunkują jedynie te parametry, które są związane z tzw. ruchem krótkookresowym. Zachowanie się samolotu w zakresie wolnozmiennych drgań fugaloidalnych, mimo że reguły niekorzystnych wskaźników tego ruchu (słabe tłumienie), praktycznie nie wpływa na obniżenie opinii pilota. Podobne stwierdzenie dotyczy ruchu boczno-go: ocena pilota nie uwzględnia niestacystyczności spiralnej jako komponenty ruchu wydatniającej się poza zakresem częstotliwości „pilotażowych”.

To przypisanie optymalnej oceny do określonego zakresu częstotliwości ma związek z obiektywnie mierzonymi osią-gami operatora w układzie. W pracy [14] wykazano np., że sygnały okresowe są najłatwiej identyfikowane przez operatora, jeśli leżą między 0,6 a 0,8 Hz. Zgodnie ze stanem wiedzy autorów wspomnianej pracy w tym samym okresie, zjawisko to tłumaczono istnieniem w centralnym systemie nerwowym detektorów okresowości, wyposażonych w elementy pamięci skojarzeniowej o odpowiednich okresach operacyjnych.

Kolejnym krokiem w kierunku obiektywizacji ocen pilotów były próby narzucenia w miarę jednoznacznej skali tych ocen. Jako pierwszą i do dziś z pewnymi modyfikacjami stosowaną skalę należy wymienić dziesięciostopniowy test Coopera [5, 6]. Rola wystawiającego ocenę sprowadza się w zasadzie do udzielenia odpowiedzi typu „tak—nie” na odpowiednio sprecyzowane pytania. Dokładność oceny zależy od doświadczenia pilota oraz od precyzji w sformułowaniu pytań. Zgodnie z rozeznaniem [6, 22] średni błąd ocen nie przekracza wartości 0,5÷1,0 balla. Test Coopera i jego wersje są szeroko stosowane w wielu krajach, a przede wszystkim w USA. Na uwagę zasługują również prace w polskich ośrodkach badawczych [2, 7, 15].

Pierwszą udaną próbę teoretycznej interpretacji ocen pilota była praca Rybaka [22]. Podstawowym założeniem było istnienie zależności między oceną operatora dotyczącą stopnia trudności zadania a obciążeniem informacyjnym towarzyszącym wykonaniu zadania. W najprostszej postaci zależność ta jest określona wzorem:

$$s = 1 - 9 \frac{R_{\max}}{C} \quad (1)$$

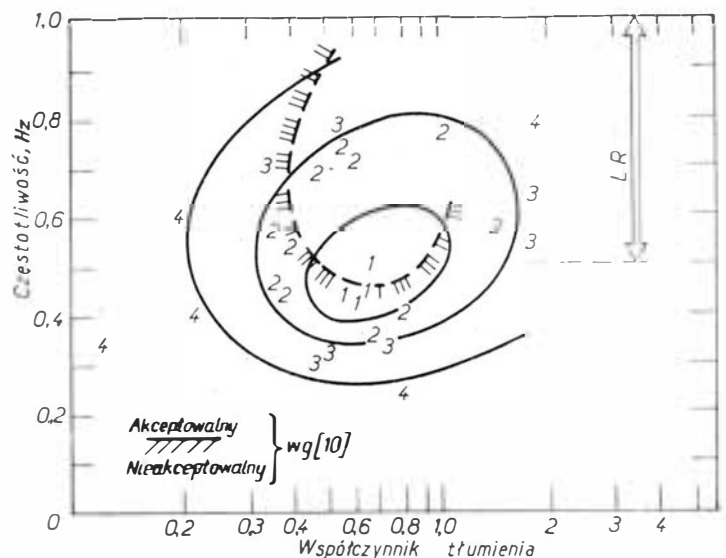
gdzie: s — subiektywna ocena stopnia trudności zadania, C — przepustowość informacyjna pilota, R_{\max} — obiektywna miara maksymalnej liczby informacji, jaką pilot musi opracować w jednostce czasu w celu likwidacji zakłóceń ruchu aparatu. Cyfry 1 i 9 zostały wprowadzone do wzoru w celu uzyskania zakresu skali dla s od 1 do 10, odpowiednio do testu Coopera.

Wzór (1) i jego modyfikacje [22] zostały zweryfikowane w oparciu o wyniki badań lotnych i symulatorowych, a także o dostępne zestawienia statystyczne dotyczące wypadków lotniczych. Przyjęta koncepcja, oparta na teorii informacji, poza zasadniczym celem — oceną właściwości pilotażowych aparatów latających — otwiera nowe możliwości w badaniach niezawodności pilotażu [20, 22] oraz w analizie i syntezie procesów szkolenia i treningu pilotów (wzrost C w miarę nabywania umiejętności i przyswajania nawyków) [16, 17].

Kolejnym zagadnieniem jest znalezienie obiektywnej miary ilorazu R_{\max}/C . Istnieją próby analizy średniego poziomu stanu funkcjonalnego operatora [20]. Wprowadza się tzw. wskaźnik histograficzny, określane na podstawie informacji zmian rytmu pracy serca, otrzymanej z EKG. Niestety, dotychczas nie przedstawiono żadnych korelacji między wartością wskaźnika histograficznego a subiektywną oceną operatora czy też parametrami układu.

Pewnych przesłanek do ustalenia obiektywnej miary R/C dostarczają inne badania [16]. Stwierdza się m.in., że występuje istotna korelacja między intensywnością ruchów organu sterowego a średnimi opiniami operatora [17]. Tak więc za miarę obciążenia operatora można by przyjąć wariancję wychyleń organu sterowego. Problem pomiaru obciążenia informacyjnego stanowi obecnie najpoważniejsze ograniczenie praktycznego stosowania koncepcji informatycznej.

Charakterystyczną cechą subiektywnych ocen dotyczących właściwości pilotażowych jest ich uzależnienie od częstotliwości oscylacji własnych samolotu. Jako przykład niech posłużą wyniki przedstawione na rys. 1. Pilot-operator wyraźnie preferuje obiekt dający się sterować w pasmie 0,5÷1,0 Hz. Obiekty o wyższych bądź niższych częstotliwościach własnych wymagają od pilota większego wysiłku i uzyskują gorszą ocenę. Ścisłej mówiąc, jeżeli



Rys. 1. Opinie pilotów o charakterystykach pilotażowych samolotu w ruchu podłużnym, odniesione do podstawowych parametrów drgań krótkookresowych (częstotliwość i tłumienie): 1 — dobry, 2 — akceptowalny, 3 — granicznie akceptowalny, 4 — nieakceptowalny [8]. Na rys. naniesiono również linię graniczną uzyskaną w [10]. LR — zakres rytmów lokomocyjnych

sam obiekt ma skłonność do drgań poza zakresem częstotliwości uprzywilejowanych, wysiłki operatora zmierzają przede wszystkim do narzucenia całemu, zamkniętemu układowi oscylacji w pasmie uprzywilejowanym. Operator dokonuje tego przez odpowiedni dobór prawa sterowania. Jeśli ten cel zostanie osiągnięty, operator koncentruje się na pozostałych elementach zadania (zapewnienie odpowiedniego tłumienia ruchu, osiągnięcie stabilności, dokładności itd.). Podobnego spostrzeżenia dokonano w pracy [13]. Niestety, ówczesne rozeznanie nie pozwoliło na wyjaśnienie tej regularności w zachowaniu się operatora.

Należy zaznaczyć, że pojęcie drgań trzeba rozumieć szerzej, obejmując nim nawet przypadki, w których ze względu na większe wartości tłumień nie dochodzi do pełnego klasycznego obrazu drgań (cykliczne zmiany kierunku ruchu, znaku prędkości). W tych przypadkach drgania własne przejawiają się w szybkości reakcji na sygnały sterujące i zakłócenia.

Pierwszoplanowym zagadnieniem staje się więc wykrycie genetyzy uprzywilejowanych zakresów częstotliwości u człowieka-operatora. Wydaje się ewidentne, że występują tu związki z pewnymi rytmami biologicznymi, szczególnie z rytmami lokomotyjnymi [21].

Rytm lokomotyjny

Rytm lokomotyjny należy do grupy bioritmów endogenicznych. Podstawą rytmów endogenicznych jest zawsze pewien rodzaj pamięci wewnętrznej lub wewnętrznej zegara biologicznego. Zegar wewnętrzny (chronon) może być wyobrażony jako pewien biologiczny układ zamknięty, skłonny do oscylacji o określonej częstotliwości. Drgania te mogą znajdować swoje odpowiedniki w znanych zjawiskach fizycznych, takich jak proste oscylacje własne (układy liniowe) bądź cykle graniczne, drgania relaksacyjne itd. (układy nieliniowe).

Podstawą rytmów lokomotyjnych mogą być procesy zachodzące w pętlach nerwowo-mięśniowych, obejmujących również dynamikę podstawowych członów ciała człowieka (kończyn dolnych i górnych, tułowia) [1]. Członki te w najprostszym ujęciu mogą być traktowane jako proste lub odwrócone wahadła fizyczne.

Chód człowieka nosi cechy zjawiska rezonansowego [19] i jest ściśle związany z rytmicznością. Potwierdzają to pomiary fizjologiczne kosztów energetycznych wydatkowanych przez organizm w czasie chodzenia. Koszty te wykazują wyraźne minimum przy pewnej prędkości (częstotliwości) chodu [18].

W tabl. 1 zgrupowano wyniki niektórych badań dotyczących częstotliwości chodu dla różnych rodzajów lokomocji naturalnej człowieka. Jest charakterystyczne, że wszystkie te częstotliwości grupują się w stosunkowo wąskim zakresie (0,5÷1,0 Hz). Już zatem na tym etapie naszych rozważań czytelnik dostrzeże zbieżność między rytmem lokomotyjnym a subiektywnie uprzywilejowanym przez człowieka-operatora pasmem częstotliwości.

Charakterystyki dynamiczne kończyn człowieka

Rytm lokomotyjny może wynikać z dynamiki kończyn. Rozważmy swobodny ruch kończyn człowieka (rys. 2). Z punktu widzenia mechaniki, w najprostszym ujęciu są to wahadła fizyczne o dwóch stopniach swobody, z prze-

TABLICA 1. Charakterystyczne okresowości naturalnej lokomocji człowieka [21]

Typ lokomocji	Średnia częstotliwość charakterystyczna, Hz	Źródło
Średnie wartości częstotliwości dla różnych typów chodu:		
— zwawy	0,99	Herman i in. [1]
— normalny	0,85	
— wolny	0,70	
— bardzo wolny	0,53	
Zakres częstotliwości dla biegu	0,49 - 0,77	Hay [9]
Częstotliwość odpowiadająca chodowi „komforto wemu” lub „normalnemu”	0,82 - 0,87	Herman i in. [1]
Częstotliwość odpowiadająca chodowi przy minimum kosztów energetycznych na jeden krok	0,68 mężczyźni 0,71 kobiety	Ralston [1]
Częstotliwość odpowiadająca chodowi przy minimum kosztów energetycznych na przebyty dystans	0,67	Ralston [1]
Zakres częstotliwości uzyskiwanych w modelowaniu matematycznym, przy założeniu wartości parametrów antropometrycznych w zakresie spotykanych u typowych osobników	0,50 - 1,00	Morawski [19]

TABLICA 2. Podstawowe parametry mechaniczne kończyny dolnej człowieka (na podstawie [9])

Oznaczenie (rys. 2a)	Określenie	Wartość	Jednostka
l	Długość uda	0,40	m
s_1	Odległość środka masy uda od osi stawu biodrowego	0,17	m
s_2	Odległość środka masy podudzia wraz ze stopą od osi stawu kolanowego	0,22	m
s	Odległość środka masy kończyny dolnej od osi stawu biodrowego	0,39	m
m_1	Masa uda	9,59	kg
m_2	Masa podudzia wraz ze stopą	4,20	kg
I_{01}	Moment bezwładności uda względem osi stawu biodrowego	0,407	kgm ²
I_{02}	Moment bezwładności podudzia wraz ze stopą względem osi stawu kolanowego	0,358	kgm ²
I'_{03}	Moment bezwładności wyprostowanej kończyny dolnej względem osi stawu biodrowego	3,010	kgm ²

TABLICA 3. Podstawowe parametry mechaniczne kończyny górnej człowieka (na podstawie [9])

Oznaczenie (rys. 2b)	Określenie	Wartość	Jednostka
l'	Długość ramienia	0,27	m
s'_1	Odległość środka masy ramienia od osi stawu ramiennego	0,12	m
s'_2	Odległość środka masy przedramienia wraz z dłonią od osi stawu łokciowego	0,23	m
s'	Odległość środka masy kończyny górnej od osi stawu ramiennego	0,39	m
m'_1	Masa ramienia	2,45	kg
m'_2	Masa przedramienia wraz z dłonią	1,54	kg
I'_{01}	Moment bezwładności ramienia względem osi stawu ramiennego	0,056	kgm ²
I'_{02}	Moment bezwładności przedramienia wraz z dłonią względem osi stawu łokciowego	0,109	kgm ²
I'_{03}	Moment bezwładności wyprostowanej kończyny górnej względem osi stawu ramiennego	0,491	kgm ²

gubami w stawach biodrowym (ramiennym) i kolanowym (łokciowym). Struktury takie, jak wiadomo, charakteryzują się dwiema postaciami drgań o częstotliwościach f_{01} i f_{02} spełniających równanie:

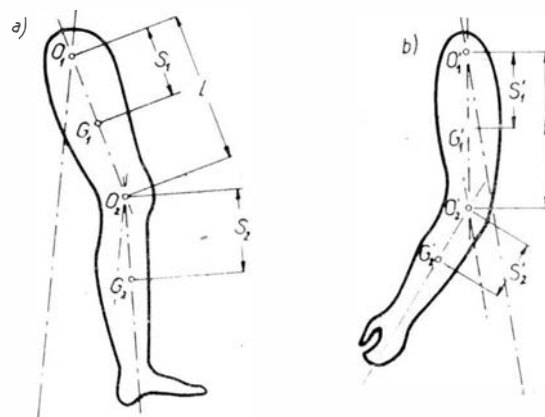
$$[m_1gs_1 + m_2gl - (I_{01} + m_2l^2)f_{01}^2](m_2gs_2 - I_{02}f_{02}^2) - m_2^2s_2^2l^2f_{01}^4 = 0 \quad (2)$$

(oznaczenia wyjaśniono na rys. 2 i w tabl. 2 i 3).

Podstawienie średnich wartości parametrów wymiarowych i masowych kończyn (za [9]) daje następujące wartości częstotliwości:

- dla kończyny dolnej: $f_{01} = 0,61$ Hz (postać zgodnofazowa), $f_{02} = 1,24$ Hz (postać przeciwnofazowa),
- dla kończyny górnej, odpowiednio:

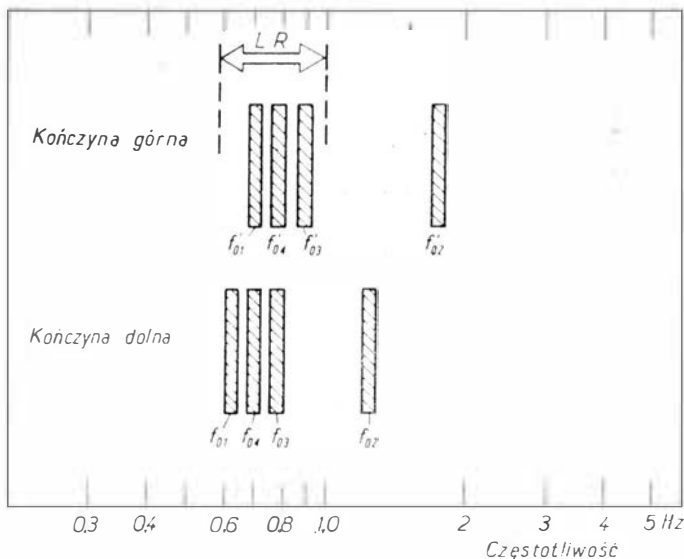
$$f'_{01} = 0,72 \text{ Hz i } f'_{02} = 1,74 \text{ Hz.}$$



Rys. 2. Schemat struktury mechanicznej kończyn człowieka: a) dolnej, b) górnej

Dodatkowo obliczono częstotliwości własne dla uproszczonych struktur o jednym stopniu swobody. Dla kończyny dolnej (dla przypadku ruchu голени i stopy wokół stawu kolanowego) $f_{03} = 0,78$ Hz oraz dla przypadku ruchu całej kończyny wokół stawu biodrowego (staw kolanowy unieruchomiony, kończyna wyprostowana) $f_{01} = 0,68$ Hz. Dla kończyny górnej odpowiednie częstotliwości własne wynoszą: $f'_{03} = 0,89$ Hz i $f'_{04} = 0,79$ Hz.

Rys. 3 ilustruje rozłożenie wyżej określonych wartości częstotliwości. Jak widać, wszystkie te wartości, z wyjątkiem odpowiadających postaciom przeciwnofazowym, leżą w przedziale rytmów lokomotyjnych.



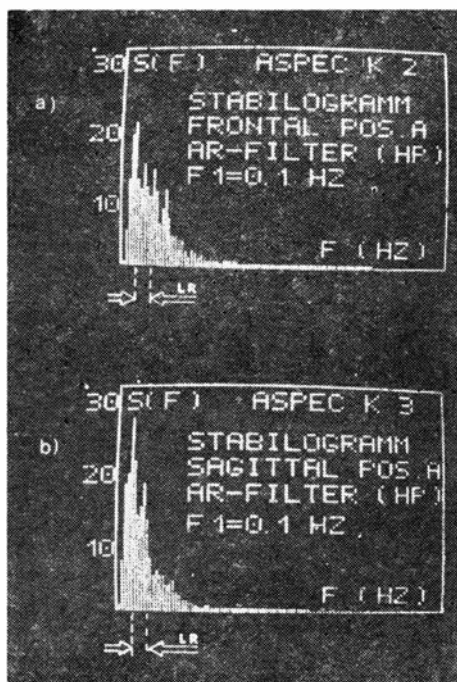
Rys. 3. Rozkład charakterystycznych częstotliwości własnych obliczonych dla kończyn człowieka: LR — zakres rytmów lokomocyjnych

Kończyna może być rozpatrywana jako wahadło swobodne jedynie wtedy, kiedy chód jest realizowany przy minimum kosztów energetycznych, tj. kiedy oddziaływanie mięśni jest minimalne. Każda zmiana prędkości (częstotliwości) lokomocji wymaga większej pracy mięśni. W tych przypadkach układ mięśniowy działa jak system sprężyn, wspomagając (chód szybszy) bądź przeciwdziałając (chód wolniejszy) siły ciężarzenia i/lub siły bezwładności działające na kończynę. W każdym przypadku wpływ parametrów dynamicznych kończyny na częstotliwość ruchu jest decydujący.

Utrzymanie pionowej postawy ciała

Stabilizacja postawy ciała należy, poza chodem, do podstawowych umiejętności motorycznych człowieka. Ciało w pozycji stojącej ma cechy niestabilnego wahadła odwróconego, toteż stabilizacja tej pozycji z punktu widzenia mechaniki i teorii sterowania jest procesem złożonym i wymagającym precyzyjnych oddziaływań centralnego systemu nerwowego. Proces stabilizacji postawy zachodzi dynamicznie, tzn. nigdy nie dochodzi do równowagi stałej (mała i elastyczna powierzchnia styku z podłożem), prowadzącej do bezruchu. Stabilizacja jest realizowana na tle ciągłych wychwiał. Poziom tych wychwiał stanowi podstawę testu Romberga, szeroko stosowanego w diagnostyce neurologicznej.

Analiza spektralna wychwiał (rys. 4) prowadzi do interesujących wniosków. Okazuje się, że maksimum gęstości

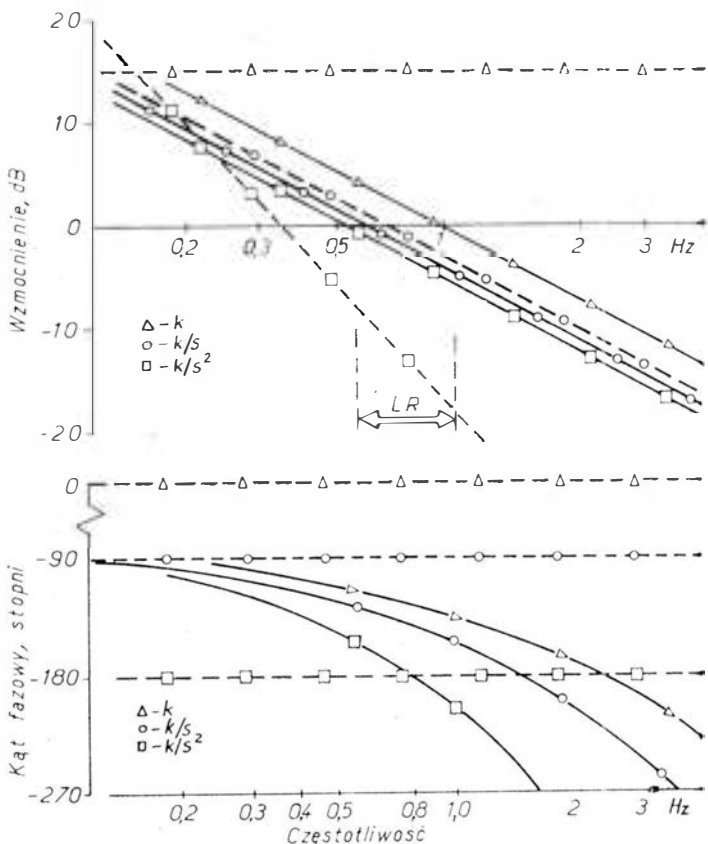


Rys. 4. Zobrazowanie komputerowe wyników analizy spektralnej stabilogramów uzyskanych przy utrzymaniu pionowej postawy ciała [3]: a) płaszczyzna boczna, b) płaszczyzna podłużna, F — częstotliwość, S(F) — gęstość spektralna mocy przemieszczeń wypadkowego punktu podparcia ciała, LR — zakres rytmów lokomocyjnych

widmowej mocy wychwiał (a ściślej mówiąc przemieszczeń chwilowego wypadkowego punktu podparcia ciała) leży w granicach rytmów lokomocyjnych.

Oczywiście trudno jest mówić o drganiach własnych obiektu aperiodycznie niestabilnego, jakim jest ciało — wahadło odwrócone. W przypadku stabilizacji pozycji stojącej proces stabilizacji jest uwarunkowany wzmocnieniem stabilizatora — centralnego systemu nerwowego. Istotne jest jedno spostrzeżenie: system nerwowy człowieka może realizować prawo sterowania takie, aby procesy stabilizacji pionowej postawy zachodziły w pasmie rytmów lokomocyjnych.

Opanowanie przez człowieka postawy pionowej sięga epoki pojawienia się *homo erectus*. Można zatem oczeki-



Rys. 5. Charakterystyki częstotliwościowe obiektów sterowanych przez człowieka-operatora (linie przerywane) oraz (odpowiednio) układów otwartych człowiek—obiekt (linie ciągłe). Kabina operatora nieruchoma (wg [12]). LR — zakres rytmów lokomocyjnych

wać, że procesy ewolucyjne, trwające dziesiątki milionów lat, doprowadziły do rozwoju i utrwalenia specyficznych uzdolnień ruchowych u człowieka współczesnego. U podstaw tych uzdolnień leży specjalizacja receptorów ruchu i położenia ciała oraz ukształtowanie pewnych charakterystycznych wzorców behawioralnych w centralnym systemie nerwowym. Wynikają stąd specyficzne predyspozycje człowieka do sterowania określonymi procesami, pokrewnymi dwóm pierwotnym zadaniom, z jakimi się on zetknął: stabilizacją ciała i naturalną lokomocją na dwóch kończynach. Dotyczy to przede wszystkim optymalnego zakresu częstotliwości.

Inne zadania sterowania

Powyżej wykazano daleko idącą zbieżność między uprzywilejowanym przez pilota zakresem częstotliwości drgań własnych samolotu a rytmem lokomocyjnym. Nie jest to zaskakujące, jeżeli weźmie się pod uwagę że zarówno pilot, jak i poruszający się na dwóch kończynach człowiek wykorzystują do kontroli ruchu ten sam zestaw receptorów.

Okazuje się jednak, że rytm lokomocyjny uwydatnia się nawet w sytuacjach, gdy operator nie bierze udziału w ruchu sterowanego obiektu.

Rys. 5 przedstawia wyniki pomiarów uzyskane na symulatorze z nieruchomą kabiną operatora (brak bodźców ruchowych). Zadaniem operatora było sterowanie obiektów o różnych właściwościach dynamicznych [12]. Charakterystyki częstotliwościowe tych trzech obiektów: bezinercyj-

nego k , pojedynczo całkującego k/s i podwójnie całkującego k/s^2 przedstawiono jako linie przerywane. Linie ciągłe przedstawiają pomierzone charakterystyki częstotliwościowe układu otwartego operator-obiekt. Można zauważyć, że operator działa w układzie kierując się dwiema zasadami:

— kształtuje charakterystykę amplitudową układu tak, że w okolicy częstotliwości odcięcia przyjmuje ona nachylenie —20 dB na dekadę,

— sprowadza częstotliwość odcięcia układu do pewnego określonego zakresu.

Pierwsza zasada znajduje proste wyjaśnienie w elementarnej teorii sterowania (stabilność, zapewnienie astatyzmu). Druga zasada wiąże się ściśle z naszymi rozważaniami: częstotliwość odcięcia układu operator-obiekt, warunkująca dynamiczne zachowanie się układu, jest sprowadzana w zakres pasma rytmu lokomocyjnego. Jako jedyne uzasadnione wyjaśnienie powyższego spostrzeżenia należy przyjąć, że specyficzne predyspozycje do stabilizacji ciała i sterowania naturalną lokomocją tkwią w formie charakterystycznych cech behawioralnych w centralnym systemie nerwowym człowieka. Cechy te uwydatniają się nawet wówczas, gdy operator jest pozbawiony jakiegokolwiek bodźców ruchowych.

*

Powyższe rozważania można podsumować następująco. Pilot preferuje takie charakterystyki pilotażowe samolotu, które pozwolą mu na działanie w sposób zbliżony do sterowania ruchem własnego ciała. Odnosi się to przede wszystkim do zakresu częstotliwości, warunkującego efektywność sterowania obiektem. Jeżeli dynamika samolotu różni się znacznie od charakterystyk ciała, wysiłki pilota są skierowane na upodobnienie reakcji obydwu obiektów, a szczególnie na sprowadzenie częstotliwości odcięcia układu pilot-samolot w region rytmu lokomocyjnego. Im mniejszy wysiłek w przetwarzaniu informacyjnym temu towarzyszy, tym łatwiejsze jest zadanie pilota i tym lepsza ocena właściwości pilotażowych samolotu.

Przedstawiona koncepcja interpretacji ocen pilotów, poparta wnikliwymi badaniami biomechaniki, może prowadzić do dokładniejszego przewidywania właściwości pilotażowych nowych statków latających.

LITERATURA

- Advances in behavioural biology. Vol. 18. Neural control of locomotion. Herman, R.M., et al. (ed.). Plenum Press, New York, London, 1976 r.

c.d. ze str. 2

wania dewiz. Dotyczy to również przewozu polskich obywateli samolotami PLL LOT na linii zagranicznej, ponieważ oszczędza się wydatki dewizowe kraju (antyimport). Ale nie można nadal w „pogoni za dewizami” płacić obcym przewoźnikom lotniczym o około 1/3 więcej dewiz za przewóz ich samolotami obywateli PRL, ponieważ w końcowym efekcie przynosi to gospodarce duże straty [15]. Niezależnie od uzysku dewiz, dobrze prosperujący transport lotniczy wykazuje dużą wartość sprzedaży tego rodzaju usług (tabl. 2). W transporcie PRL ogółem, udział

TABLICA 2. Efektywność ekonomiczna transportu lotniczego [28]

Wartość sprzedaży przewozów na 1 zatrudnionego w transporcie (tys. zł)	1975	1977	1979	1979/1975, %
Ogółem	162,3	190,8	195,7	120,5
w tym PLL LOT	796,0	911,7	1251,8	157,5

PLL LOT jest niewspółmiernie mały, natomiast wydajność mierzona wartością sprzedaży usług przewozowych na jednego zatrudnionego jest duża.

LITERATURA

- P. ELSZTEIN: Tendencje rozwojowe w budowie wielkich samolotów cywilnych. *Międzyn. Roczn. Transp.*, s. 307, 1969 r.
- B. KLIMASZEWSKI: Nie jestem aż takim Robespierem. *Przeł. Techn.-Innowacje*, 38/1981 r.
- J. RACZKOWSKI: Szansa lotnictwa cywilnego. *Skrzydł. Polska*, 10/1980 r.
- A.K.: LOT-em za granicę — więcej połączeń *Tryb. Ludu* 142/1980 r.
- T. JACOBI: Podstawy metodyczne oraz kierunki doskonalenia zagranicznej sieci linii lotniczych. Warszawa, 1979 r.

- S. BRAMSKI i in.: Smigłowiec Mi-2. Wyniki badań w locie z ładunkiem podwieszonym pod kadłubem. *Rap. ILOT*, nr 4/70/ZA, Warszawa, 1970 r.
- D. BRAUER, H. SEIDEL: Application of time series analysis to postural sway. In: *Biomechanische Untersuchungsmethoden im Sport*. Marhold, G. (ed.). Proc. of the Intern. Symp., 20-22 Sept., Karl-Marx-Stadt, GDR, 1978 r.
- G. S. BUSZGIENS, R. W. STUDNIEW: Dynamika polietu. *Dynamika przedniego i bokowego dźwignia*. Moskwa, 1979 r.
- G. E. COOPER: Understanding and interpreting pilot opinion. *Aero Eng. Rev.*, No. 5, 1977 r.
- G. E. COOPER, R. P. HARPER: The use of pilot ratings in the evaluation of aircraft handling quantities. *NASA TN-5153*, 1969 r.
- A. P. FIRLA, J. M. MORAWSKI: Identyfikacja dynamicznych własności człowieka jako operatora w układach sterowania ręcznego. *Archiwum Automatyki i Telemekhaniki*, z. 1, 1969 r.
- R. P. HARPER: Flight evaluations of various longitudinal handling qualities in a variable stability jet fighter. *Cornell Aeron. Lab., Inc. W.A.D.C. TR 55-209*, 1955 r.
- J. G. HAY: The biomechanics of sport techniques. *Prentice-Hall, Inc.*, 1978 r.
- C. LEYMAN, E. R. NUTTAL: A survey of aircraft handling criteria. *ARC CP*, No. 883-72, 1966 r.
- D. T. McRUER, E. S. KREDNELL: Dynamic Response of human operators. *W.A.D.C. TR 56-524*, Oct., 1957 r.
- D. T. McRUER, H. R. JEX: A review of quasi-linear pilot models. *IEEE Trans.*, vol. 8, No. 3, 1967 r.
- J. M. MORAWSKI, A. P. FIRLA: Procesy adaptacji operatora towarzyszące zmianie dynamiki obiektu w zadaniach sterowania. *Prace ILOT*, nr 30, 1967 r.
- J. M. MORAWSKI, A. P. FIRLA: Adaptacyjny model zachowania się człowieka wobec harmonicznym sygnałów wejściowych. *Prace IV Kraj. Konf. Automatyki*, z. 9, Bionika, Kraków, 1967 r.
- J. M. MORAWSKI i zespół: Projekt koncepcyjny układu poprawiającego charakterystyki pilotażowe śmigłowców jednowirnikowych. *Rap. ILOT*, nr 3/69/ZA, 1969 r.
- J. M. MORAWSKI, M. RYBAK: Urządzenie pomiarowe dla obiektywnej oceny wykonania zadań lotnych. *Projekt koncepcyjny*. *Rap. nr 2/69/ZA*, ILOT, 1969 r.
- J. M. MORAWSKI: Informacyjne problemy ergonomii lotniczej. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* nr 1, 1976 r.
- J. M. MORAWSKI, I. WOJCIESZAK: Miniwalker — a resonant model of human locomotion. In: *Intern. Series of Biomechanics*. Vol. 2A, Biomechanics VI-A. Asmussen, E. Jorgensen, K. (ed.). University Park Press, Baltimore, 1978 r.
- J. M. MORAWSKI: A simple model of step control in bipedal locomotion. *IEEE Trans.*, BME-25, No. 6, 1978 r.
- J. M. MORAWSKI: Metody analizy i oceny działania i niezawodności systemów człowiek-maszyna. *Materiały Szkoły Zimowej: Niezawodność systemów człowiek-obiekt techniczny*. T. 1. Sekcja Podstaw Eksploatacji Maszyn PAN, Ośrodek Postępu Technicznego. Katowice, 1979 r.
- J. M. MORAWSKI: Locomotive rhythms, their biomechanical basis and influences upon human-operator control skills. *VIIIth Int. Congress of Biomechanics*, Nagoya, Japan, 1981 r.
- M. RYBAK: Informacyjna interpretacja subiektywnych opinii pilotów o sterowności aparatów latających. *Prace ILOT*, nr 36, 1968 r.

- J. R. KONIECZNY: Bez echa. *Skrzydł. Polska*, 20/1981 r.
- J. LASON: Transport lotniczy na tle świata współczesnego. *TLiA*, 6 i 7/1981 r.
- B. LITWIŃSKI: Polskę musimy uskrzydlić. *Skrzydł. Polska*, 43/1980 r.
- D. ŁAPIŃSKI: Czynniki kształtujące popyt na przewozy pasażerskie w transp. lotn. *Rozpr. dokt. UG-Gdańsk*, 1980 r.
- E. MARCISZEWSKA: Czynniki ekonomiczne w kształtowaniu popytu na usługi krajowe komunik. *Przeł. Komunik.*, 4/1981 r.
- K. RATAJCZAK: Transport w trzyletnim programie stabilizacji gospodarki. *Przeł. Komunik.*, 4/1981 r.
- K. RUTKOWSKI: Gospodarcze uzasadnienie zastosowania transp. lotn. w międzynarod. przewozach towarów. *Rozpr. dokt. SGPiS*, Warszawa, 1980 r.
- B. RZECZYŃSKI: Krajowa komunik. lotn. *Skrzydł. Polska*, 51-52/1980 r.
- W. WIONCZEK: Lepiej — oszczędniej — taniej. *Skrzydł. Polska*, 8/1980 r.
- K. FRONCZAK: Jak rozwijać skrzydła. *Z. Gosp.* 1/1981 r.
- W. WILANOWSKI: Kluczowe problemy i główne kierunki rozwoju kraj. komunik. lotn. *TLiA*, 6/1972 r.
- M. KAWCZYŃSKI: Metody oszczędzania paliwa w lotnictwie komunik. (I) *TLiA*, 8-9/1980 r.
- B. KŁUSEK: Paliwo dla lotn. *Skrzydł. Polska*, 39/1980 r.
- J. KOWALSKI: Myśleć i działać z wyprzedzeniem. *Skrzydł. Polska*, 41/1981 r.
- J. KOWALSKI: Przyjmijmy każdą koncepcję, która będzie korzystna dla LOT-u. *Przeł. Techn.-Innowacje*, 38/1981 r.
- A. GLASS: Oszczędność i lotnictwo, ale bez paniki. *TLiA*, 8/1981 r.
- W. WILANOWSKI: LOT 1980-1981. *Skrzydł. Polska*, 11/1981 r.
- M. MIKULSKI, A. GLASS: Polski transport lotniczy 1918-1978. Warszawa, 1980, s. 25.
- W. ZALEWSKI: Postęp techniczny a ceny sprzętu lotn. *Wojsk. Przeł. Techn.* 11/1974; *Przeł. Techn.-Innowacje*, 13 i 38/81.
- W. GRZYWACZ: *Ekonomia pracy w transp.* Warszawa, 1979, s. 100.
- J. TARSKI: Unifikacja środków trwałych w przewozach kontenerowych. *Międzyn. Roczn. Transp.*, s. 71, 1971.
- A. BOCHEŃSKI: LOT nie chce zbankrutować. *Z.W.*, 123/1981. „*Życie i Nowoczesność*”.
- J. SŁAWIŃSKA: Efektywność ekonomiczna transp. w świetle dotychczas. wyników i w perspektywie. *Przeł. Komunik.* 1979 r.
- Statystyka 35-lecia LOT; *Skrzydł. Polska*, 33/1979, 7, 11, 17/81.

Samoloty RWD na szerokim świecie

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W latach trzydziestych tylko 8 państw na świecie eksportowało samoloty. Wśród nich znajdowała się Polska, sprzedająca samoloty PZL, RWD i PWS. Pierwszymi samolotami RWD sprzedanymi za granicę były dwa RWD-9 (o znakach OK-AMC i OK-AMD), które nabyła Czechosłowacja dla swej ekipy uczestniczącej w Międzynarodowych Zawodach Challenge 1934. W następnym roku jeden RWD-9 zakupiła Francja do celów doświadczalnych (otrzymał on znaki F-AKHE), a dwa Hiszpania.

W 1934 r. licencja na samolot szkolny RWD-8 została sprzedana Estonii, gdzie w tymże roku wybudowano jeden egzemplarz (o znakach ES-RWD). Dwa RWD-8 zakupiła Palestyna (VQ-PAG i VQ-PAK). Licencję na RWD-8 (z silnikiem czechosłowackim Walter NZ) zakupiła jugosłowiańska wytwórnia Rogożarski, która wykonała prawdopodobnie tylko kilka tych samolotów. Egzemplarza YU-PCY używał aeroklub w Belgradzie, a YU-PDM w Nowym Sadzie.

W 1936 r. rozpoczęto eksport samolotów turystycznych RWD-13. Cztery pierwsze egzemplarze oraz licencję zakupiła Hiszpania. Z powodu wybuchu wojny domowej w tym kraju, licencji nie wykorzystano, a samoloty służyły jako łącznikowe w lotnictwie nacjonalistycznym nosząc numery od 30-1 do 30-4 i nazwę „Polaca”. Od 1941 r. dwa z nich



Rys. 1. Czechosłowacki RWD-9 (OK-AMD) zakupiony w celu udziału w Challenge 1934. Startował na nim J. Anderle. Fot. Z. Sikorski



Rys. 2. RWD-9 (F-AKHE) zakupiony w 1935 r. do prób przez Francję



Rys. 3. RWD-8 (ES-RWD) zbudowany w Estonii w 1933 r.



Rys. 4. RWD-8 (VQ-PAG) używany po wojnie w Palestynie



Rys. 5. RWD-8 (YR-BRI) podczas wojny w Rumunii

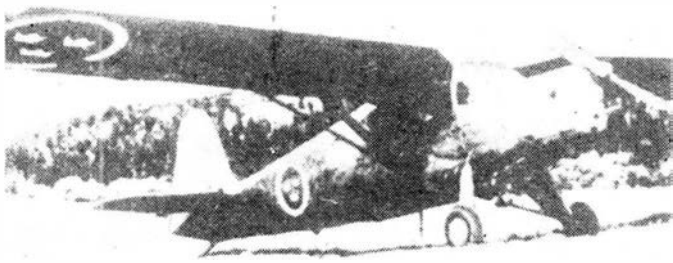
służyły w aeroklubie w Saragossie, a od 1948 r. w aeroklubie w Legrono. W 1937 r. sprzedano 6 RWD-13 do Brazylii, gdzie służyły przez wiele lat i 2 do Wenezueli. Austria zakupiła jeden RWD-13, podobnie jeden Estonia, gdzie używany był na trasie Ryga—Tallin. W 1937 r. dwa RWD-13 zostały sprzedane do USA, gdzie ze znakami N20651 i N20652 służyły jako taksówki powietrzne. Jeden z nich był w użyciu do 1950 r. Za pośrednictwem Grecji trzy RWD-13 sprzedano do Jemenu. W Palestynie przedsiębiorstwo lotnicze Aviron użytkowało trzy RWD-13, z których jeden był zakupiony w Polsce, a dwa odkupione z Jemenu. Nosily one znaki VQ-PAF, VQ-PAL i VQ-PAM. Jeden z nich w 1948 r. był jednym z pierwszych samolotów wojskowych Izraela. Łącznie eksportowano co najmniej 20 samolotów RWD-13. Licencję na RWD-13 zakupiła jugosłowiańska wytwórnia Rogożarski, gdzie zbudowano kilka RWD-13. Samoloty te użytkowało jugosłowiańskie lotnictwo sportowe oraz lotnictwo wojskowe. Wiosną 1939 r. jeden egzemplarz RWD-13 (SP-BNY) prezydent Polski ofiarował jako podarunek ślubny perskiemu następcy tronu



Rys. 6. RWD-8 (HA-RAB) używany na Węgrzech



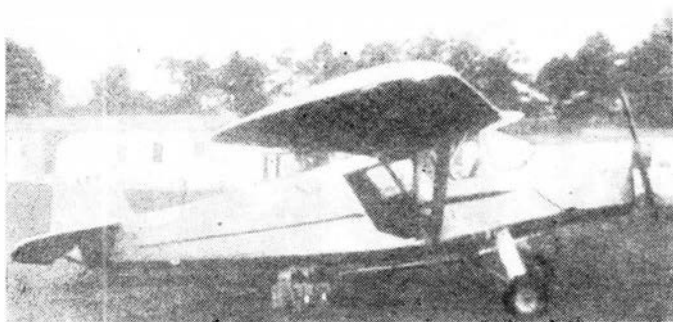
Rys. 7. Zdobyty przez Luftwaffe RWD-8 po remoncie w Mielcu na początku 1940 r.



Rys. 8. RWD-13 (SP-BML) jako Tp-11 w służbie szwedzkiego lotnictwa wojskowego

Mohammadowi Rezie. W 1939 r. został wyeksportowany jeden egzemplarz pięciomiejscowego samolotu turystycznego (dyspozycyjnego) RWD-15 do Palestyny, gdzie otrzymał znaki VQ-PAE. Był on użytkowany po wojnie przez przedsiębiorstwo Aviron. Jeden RWD-15 wysłany w 1939 r. na wystawę lotniczą do USA został tam sprzedany.

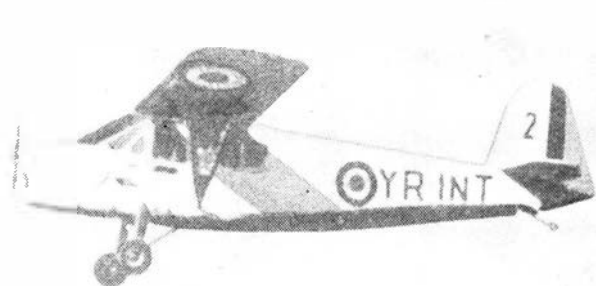
Wojna 1939 r. spowodowała, iż ok. 160 samolotów RWD ewakuowano za granicę, gdzie zostały włączone do lotnictwa innych krajów. W dniu 17 września 1939 r. do Rumunii ewakuowano 61 RWD-8, w tym 48 cywilnych i 13 wojskowych, zaś ok. 40 ewakuowano na Łotwę, kilka na Węgry i 2 do Finlandii. Lotnictwo radzieckie przejęło kilka RWD-8 pozostawionych w Białej Podlaskiej i kilkanaście od lotnictwa lotewskiego. Lotnictwo rumuńskie wojskowe i cywilne używało samoloty RWD-8 przez okres wojny (lista samolotów, które znalazły się w Rumunii zamieszczona jest w tabl.). Dwa RWD-8 były używane przez węgierskie lotnictwo wojskowe nosząc znaki I-281 i I-282,



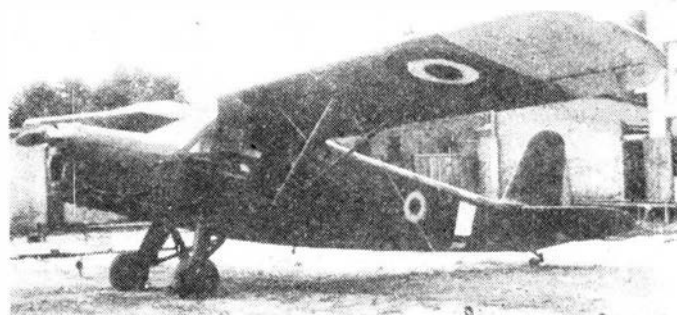
Rys. 9. Tenże sam RWD-13 w Szwecji po wojnie jako cywilny SE-AOF



Rys. 10. Sanitarny RWD-13 nr „2” w Rumunii podczas wojny



Rys. 11. Rumuński RWD-13 (YR-INT) nr „2” (noszący równocześnie rumuńskie znaki cywilne i wojskowe) po powrocie do Polski demonstrowany na Święcie Lotnictwa w Warszawie w 1947 r.



Rys. 12. Rumuński RWD-13 (YR-BMT) nr 9 po wojnie na lotnisku w Łodzi



Rys. 13. RWD-15 (VQ-PAE) używany w Palestynie

a następnie przez lotnictwo cywilne ze znakami HA-RAA i HA-RAB. Niemieckie lotnictwo wojskowe w 1940 r. w Mielcu wyremontowało do prób jeden RWD-8, który początkowo nie miał swastyki na usterzeniu.

W dniu 14 września 1939 r. jeden RWD-13 (SP-BML) ewakuował pil. E. Jereczek z Gdyni-Oksywie do Visborgslätt w Szwecji. W czasie wojny służył on w szwedzkim lotnictwie wojskowym pod oznaczeniem typu Tp-11, a po wojnie do 1951 r. nosił znaki cywilne SE-AOF. W połowie września 1939 r. do Rumunii ewakuowano 25 samolotów RWD-13 (patrz tabl.). Były one użytkowane podczas II wojny światowej przez rumuńskie lotnictwo wojskowe jako łącznikowe i sanitarne, a po wojnie przez rumuńskie lotnictwo cywilne. Cztery z nich powróciły po wojnie do Polski i otrzymały znaki rejestracyjne: SP-MSZ, SP-ARG, SP-ARH i SP-ARL. Ten ostatni znajduje się obecnie w zbiorach Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.

We wrześniu 1939 r. ok. 10 wojskowych samolotów obserwacyjnych RWD-14 Czapla zostało ewakuowanych do Rumunii, a jeden na Węgry. Do Rumunii ewakuowano także dwa samoloty turystyczne RWD-15 (SP-ALA i SP-KAT, które później nosiły tam znaki YR-FAN i YR-TIT) oraz 7 samolotów szkolno-akrobacyjnych RWD-17 (SP-BMX, SP-BOJ, SP-BOU, SP-BOW, SP-BOY, SP-BOX i SP-BOZ, które otrzymały znaki rumuńskie YR-AMH, YR-CAE, YR-BOU, YR-AME, YR-CAG i YR-CAP), 3 wojskowe wodnosamoloty RWD-17W na podwoziach lądowych (otrzymały one znaki rumuńskie YR-CBA, YR-BRR i YR-AMI) i 2 RWD-21 (SP-BPE i SP-BRH). SP-BPE, który w Rumunii nosił znaki YR-VEN, po wojnie wrócił do Polski i nosząc znaki SP-AKG był używany do 1950 r., a następnie znalazł się w zbiorach Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie. Jeden RWD-21 był ewakuowany na Łotwę. Spo-

TABLICA. Samoloty RWD ewakuowane w 1939 r. do Rumunii

Typ lp.	Znaki rej. polskie	Znaki rej. rumuńskie	Nr fabr.	Typ lp.	Znaki rej. polskie	Znaki rej. rumuńskie	Nr fabr.	Typ lp.	Znaki rej. polskie	Znaki rej. rumuńskie	Nr. fabr.	Typ lp.	Znaki rej. polskie	Znaki rej. rumuńskie	Nr. fabr.
RWD-8 dwl															
1	SP-ALB	YR-ANA	64	27	BDK	AMC	34-241	54	BJZ		34-400	19	BNU	6	283
2	ALO	AMD	66	28	BDP		34-246	55	wojsk.	CFM	34-414	20	BNW		284
3	ANM	ANB	94	29	BEG	CFI	34-261	56	wojsk.	PRY	34-416	RWD-13S			
4	AYC*	BRG	123	30	BEO	PAA	34-268	57	wojsk.	AOC	34-417	21	BJM		
5	AYK	AOB	126	31	BES	CFH	34-271	58	wojsk.	CRD	34-453	22	BMY	2,INT	261
6	BCD	BCD	138	32	BET	PRS	34-272	59	BSG	AOF	34-461	23	69 K-wojsk.		262
7	BKH	PRH	188	33	wojsk.	BRF	34-282	60	BSK	AMB	34-464	24	BJU		278
8	BKN	BRT	193	34	wojsk.	AME	34-287	61	BSN		34-467	25			307
9	BKP	CFG	195	35	wojsk.	BRC	34-332	RWD-14							
10	BLA	AND	204	36	wojsk.	CRA	34-353	1	SP-ATA	YR-	113	RWD-14 Czapla			
11	BLB	ANC	205	37	BHA	BRE	34-355		-EUG			10 egz. ze znakami wojskowymi			
12	BLF	ANE	209	38	BHB	BRL	34-356	2	ATH		131	RWD-15			
RWD-8 pws															
13	wojsk.		34-7	39	BHC	CAA	34-357	3	ATK*		133	1	SP-ALA	YR-FAN	337
14	wojsk.		34-44	40	BHF	CAB	34-360	4	ATJ	PSD	148	2	KAT	TIT	338
15	wojsk.	YR-AOH	34-45	41	BHG		34-361	5	BFC*		160	RWD-17			
16	SP-APB	PAC	34-62	42	BHII	CFK	34-362	6	WDL*		169	1	SP-BMX	YR-	254
17	APG	AOA	34-67	43	BHI	HRM	34-363	7		ISD	170			-AMH	
18	wojsk.	BRK	34-134	44	BHK	CAC	34-364	8	BES	PSI	173	2	BOJ	CAE	277
19	AYW	AOC	34-156	45	BHP*	PRI	34-368	9	BET	ROV	174	3	BOW		289
20	wojsk.	PRZ	34-170	46	BJA*	PRX	34-378	10	BFU*	5**	175	4	BOU	BOU	297
21	AZP		34-186	47	BJE*	CFL	34-382	11	BFW		213	5	BOY	AME	298
22	BAM	BRA	34-206	48	BJF	CFI	34-383	12	BMJ	12	214	6	BOZ	CAG	299
23	BAW	AOE	34-214	49	BJH*	AOD	34-385	13	BMK	BMK	215	7	BOX	CAF	301
24	BAZ	BRH	45-217	50	BJL*	GRF	34-388	14	BMM		217	8	BRA		
25	BBL	BRI	34-228	51	BJS	PSA	34-394	15	BMO		219	RWD-17W			
26	BDE	BRD	34-236	52	BJT	CAD	34-395	16	HZM		221	9	wojsk.	CBA	311
				53	BJY	BRB	34-399	17	BMT	9,BMT	224	10	wojsk.	BHR	312
								18	BME	AMF	226	11	wojsk.	AMI	314

Oznaczenia: * — znaki zamalowane, — znaki nieznanne lub nie nadane, wojsk. — polskie znaki wojskowe zamalowane, ** — rumuński nr wojskowy
 Źródła: 1. Inwentarz samolotów polskich w Rumunii z 1V.1940 r. sporządzony przez J. Osieńskiego (zawierający również numery silników zamontowanych na samolotach), 2. Wykaz polskich samolotów cywilnych w Rumunii opracowany w 1940 r. przez władze rumuńskie, 3. Okólnik KCSP nr 18/48 z 18.8.1948 r. dotyczący: rewindykacji sprzętu lotniczego (z wykazem samolotów), 4. Zdjęcia; uwaga: między ww. wykazami istnieją różnice, przeciętnie o 5 samolotów w każdym wykazie. W powyższym zestawieniu podano najbardziej prawdopodobne dane. Po wojnie do Polski wróciły 4 RWD-13 o nr fabr.: 175, 224, 261 i 283 otrzymując kolejno znaki rejestracyjne: SP-ARII, —ARC, —MSZ i —ARL.



Rys. 14. Rumuński RWD-21 (YR-VEN) po powrocie na lotnisko Goław w Warszawie

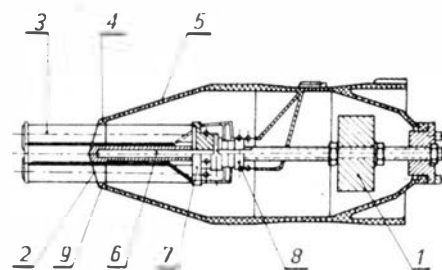
śród 111 samolotów RWD ewakuowanych do Rumunii, tylko 5 powróciło po wojnie do kraju dzięki inicjatywie polskich pilotów, głównie inż. W. Kasprzyka. Mimo iż co najmniej 50 samolotów RWD znajdujących się w Rumunii było po wojnie w dobrym stanie, a polskie lotnictwo cywilne sporządziło szczegółowe ich wykazy, władze państwowe nie podjęły starań o ich rewindykowanie.

Spośród 850 samolotów RWD zbudowanych w Polsce, ok. 190 znalazło się poza granicami naszego kraju i było tam użytkowane wraz z kilkunastoma egzemplarzami zbudowanymi z licencji. Łącznie ponad 200 samolotów RWD było używane za granicą, w 19 krajach.

Fot. 2÷14 ze zbiorów autora, K. Chołoniewskiego, J. Cynka i R. Kaczkowskiego

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia zgłosił do ochrony wzór użytkowy pn. **Imitator celu powietrznego**. Imitator z napędem rakietowym przeznaczony jest do prowadzenia badań i szkolenia.

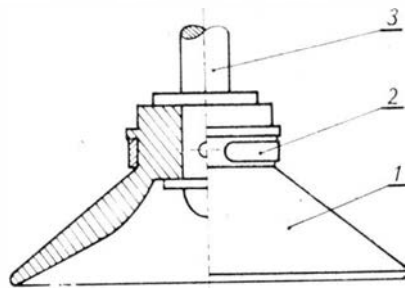


Imitator, wykonany na bazie przeciwpancernej pociski kierowanego, mający silnik rakietowy i szkolną głowicę z balastem ciężarowym, charakteryzuje się tym, że w przedniej części korpusu 5 głowicy 2 osadzona jest wkładka ustalająca 4, w której w otworach umieszczone są smugacze 3. Wkładka ustalająca 4 mocowana jest do pręta wzdłużnego 6, na którym osadzona jest opora 7 z zespołem stykowym 8 i balast ciężarowy 1. Między wkładką ustalającą 4 a częścią stożkową korpusu 5 osadzony jest pierścien redukcyjny 9.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego pięcioma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 9/1980, w klasie F 42B, pod nr W.61737.

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do ochrony wzór użytkowy pn. **Końcówka obrotomierza** (twórca J. Kowalski). Wzór użytkowy rozwiązuje zagadnienie opracowania końcówek jako mechanicznego, ciernego elementu pośredniczącego w przekazywaniu prędkości obrotowej wału pomiarowego do wału miernika prędkości kątovej, bez konieczności ciągłego docisku końcówki obrotomierza do otworu czołowego wału pomiarowego.

Wał obrotomierza o zakończeniu stożkowym ma na części walcowej 3 dwa kołnierze. Między kołnierzami nałożona jest szczelnie ssawka 1 z elastycznego tworzy-



wa, zabezpieczona pierścieniem 2 z kołkiem poprzecznym. Dociśnięcie do czoła wału pomiarowego ssawki 1 powoduje wytworzenie siły tarcia na zasadzie podciśnienia, a tym samym sprężenie kinematyczne.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 9/1980 r., w klasie G 01P, pod nr W.61974.

● Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych zgłosił do opatentowania wynalazek pn. **Sposób szybkiego określenia stopnia zmęczenia materiału elementu konstrukcyjnego** (autorzy: J. Lewitowicz, K. Bieniak). Wynalazek jest stosowany w diagnostyce wysoko obciążonych elementów konstrukcji sprzętu lotniczego.

Sposób, nie wymagający demontażu urządzenia, polega na tym, że do określenia stopnia zmęczenia materiału danego elementu konstrukcyjnego wykonuje się replikę wybranej części powierzchni tego elementu, a następnie wyznacza się za pomocą układu optycznego z laserowym światłem spójnym wartość średniego kontrastu struktury plamkowej w polu dyfrakcyjnym. Stopień zmęczenia materiału, w postaci liczby cykli lub liczby godzin pracy badanego elementu odczytuje się z wyznaczonej uprzednio krzywej cechowania dla otrzymanej wartości kontrastu struktury plamkowej.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 8/1980, w klasie G 01N, pod nr P.208377.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

Warszawa, ul. Spiska 4 m. 16

Tel. 22-15-24

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

J. Lasoń: Efektywność ekonomiczna transportu lotniczego .	Str.
STATYSTYKA LOTNICZA: Obloty prototypów samolotów w 1980; 1981 i 1982. Produkcja samolotów we Francji w 1981 r. Szacunkowa liczba pilotów w końcu 1980 r.	3
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	
NOWOŚCI TECHNICZNE: System aktywnego sterowania luzem promieniowym	5
A. Glass: Samoloty chińskiego lotnictwa .	6
NOWOŚCI TECHNICZNE: Kauczuk o zwiększonej odporności na działanie paliw i olejów	9
Z. Adamowicz: Zastosowanie światłowodów w lotniczych układach przetwarzania i transmitancji danych (II) .	10
S. Danilecki: Zastosowanie analizy trwałości zmęczeniowej do oceny skutków uszkodzeń lokalnych i efektów napraw powłok skrzydeł. Cz. II. Analiza trwałości zmęczeniowej w oparciu o jednostkowe zużycie zmęczeniowe	13
KARTOTEKA TLiA: Grob Speed Astir — RFN	15
Jurom (SOKO/CNIAR) Orao — Jugosława/Rumunia	17
PROTOTYPY: Mil Mi-26 — ZSRR .	19
PROJEKTY: Grumman ATDA — USA	20
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Ocena głośności sprzętu lotniczego (I)	21
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Pionowzloty, poduszki	23
A. Gałaś: Samolot An-2 „Foto” — wersja fotogrametryczna	24
J. Morawski: Biomechaniczne podstawy oceny właściwości pilotażowych statków latających	25
A. Glass: Samoloty RWD na szerokim świecie (Z DZIEŁÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	29
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	31
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	

II okt.

Na okładce: Samoloty Lublin R-XIHD i Dr — rys. K. Cieślak

GLASS A.: Samoloty chińskiego lotnictwa, TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 5, s. 6.

Przedstawiono rozwój chińskiej produkcji lotniczej od połowy lat pięćdziesiątych do chwili obecnej i od licencji przez kopie i przeróbki aż po konstrukcje własne. Omówiono produkcję samolotów myśliwskich, szturmowych, bombowych, transportowych, szkolnych, śmigłowców i szybowców oraz chiński eksport lotniczy.

ADAMOWICZ Z.: Zastosowanie światłowodów w lotniczych układach przetwarzania i transmitancji danych (II). TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 5, s. 10.

W części II artykułu przedstawiono budowę i właściwości części odbiorczej i sprzęgającej łączy światłowodowych. Podano również możliwości wykorzystania łączy światłowodowych w lotniczych układach przetwarzania i transmitancji danych.

DANILECKI S.: Zastosowanie analizy trwałości zmęczeniowej do oceny skutków uszkodzeń lokalnych i efektów napraw powłok skrzydeł. Cz. II. Analiza trwałości zmęczeniowej w oparciu o jednostkowe zużycie zmęczeniowe. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 5, s. 13.

Metoda oceny skutków uszkodzeń lokalnych i zasady zaprojektowania naprawy w oparciu o jednostkowe zużycie zmęczeniowe.

GAŁAŚ A.: Samolot An-2 „Foto” — wersja fotogrametryczna. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 5, s. 24.

Opisano wyposażenie wersji fotogrametrycznej samolotu An-2.

MORAWSKI J. M.: Biomechaniczne podstawy oceny właściwości pilotażowych statków latających. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 5, s. 25.

W artykule przedstawiono w zarysie rozwój kryteriów oceny właściwości pilotażowych statków latających. Dokonano próby wyjaśnienia genezy ocen pilotów na bazie biorytmów lokomocyjnych.

GLASS A.: Samoloty RWD na szerokim świecie. TLiA, t. XXXVII, 1982, nr 5, s. 29.

Przedstawiono eksport samolotów RWD w latach 1934-1939, produkcję licencyjną za granicą oraz dane o ewakuacji we wrześniu 1939 r., w tym wykaz samolotów ewakuowanych do Rumunii.

CONTENTS

GLASS A.: Airplanes of the Chinese aviation. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 5, p. 6.

The development of Chinese aircraft production from the mid 1950's till now and from licences through copies and modifications to their own designs, has been presented. The production of fighter, strike, bombs, transport and training aircraft as well as the production of helicopters and gliders and, moreover, the Chinese aircraft export, have been discussed.

ADAMOWICZ Z.: Application of fibre optics in aircraft data processing and transferfunction systems (II). TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 5, p. 10.

Part II of this paper presents the structure and characteristics of the receiving and coupling part of a fibre optics joint. Possibilities of utilization of fibre optic joints in aircraft data processing and transmission systems have also been shown.

DANILECKI S.: Application of fatigue durability analysis to evaluation of results of local damages and effects of wing shell repairs (II). Fatigue durability analysis based on specific fatigue wear. TLiA, vol. XXXVII, 1982, No. 5, p. 13.

An evaluation method of results of local damages and principles of planning the repair based on specific fatigue wear.

c.d. na II str. okt.

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

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołdziński, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Korzyński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. J. Staszek

Rada programowa:

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

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0585-1300-82. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. Z-47.

Cena pojedynczego egz. zł 50.—

Prenumerata roczna zł 600.—

INDEKS 37909

Uroczystość w Rydzynie

W Ośrodku Szkoleniowym i Domu Pracy Twórczej SIMP w Rydzynie odbyła się sesja poświęcona 100 rocznicy urodzin prof. Henryka Mierzejewskiego. Sesję zorganizował Zarząd Sekcji Obrabiarek i Narzędzi SIMP. Okolicznościowe referaty wygłosili kol. prof. J. Kaczmarek, L. Wrotny i Z. Wiśniewski. W czasie trwania sesji zostały wręczone medale wybitne z okazji 100-lecia prof. Mierzejewskiego i 55-lecia SIMP.

Współpraca stowarzyszeń

W Rydzynie zostało podpisane porozumienie o współpracy między Stowarzyszeniem Inżynierów i Techników Mechaników Polskich, Stowarzyszeniem Elektryków Polskich, Stowarzyszeniem Inżynierów i Techników Przemysłu Hutniczego oraz Stowarzyszeniem Technicznym Odlewników Polskich. Umowa postuluje współpracę kół zakładowych i sekcji naukowo-technicznych w zakresie podejmowania wspólnych działań w dziedzinie postępu technicznego i organizacyjnego oraz kultury technicznej, wzajemnego bieżącego informowania o działalności i popierania współpracy ogniw organizacyjnych SNT.

Działalność Społecznej Wszechnicy SIMP

Na podstawie decyzji Zarządu Głównego SIMP, w Ośrodku Szkoleniowym w Rydzynie rozpoczęła działalność Społeczna Wszechnica SIMP.

Ramowy program nauczania obejmuje następujące grupy tematyczne:

— prawne i organizacyjne podstawy reformy gospodarczej ze szczególnym uwzględnieniem problematyki przedsiębiorstwa i samorządu,

— organizacja i kierunki rozwoju techniki w okresie wprowadzania reformy gospodarczej,

— tradycja i nowe programy działania SIMP oraz organizacja pracy kół zakładowych.

Pierwszy eksperymentalny turnus szkoleniowy odbył się z udziałem 76 osób, członków kół zakładowych i pracowników oddziałów i agend SIMP.

Należy mieć nadzieję, że działalność

Wszechnicy pobudzi aktywność członków SIMP w zakresie poprawy gospodarki krajowej, jak również rozwoju życia stowarzyszeniowego.

Praca za granicą

Zespół Ośrodków Rzeczoznawstwa i Postępu Organizacyjno-Technologicznego ZORPOT podejmuje działania zmierzające do umożliwienia inżynierom i technikom wyjazdów za granicę w formie zorganizowanej i zgodnie z obowiązującymi przepisami. Również polscy fachowcy będą zgłoszeni do wykorzystania przez przedsiębiorstwa handlu zagranicznego, w ramach zawieranych kontraktów zagranicznych.

Zainteresowani członkowie SIMP proszeni są o zgłaszanie swoich zamiarów wyjazdowych i bliższych informacji osobistych pod adresem: Zespół Ośrodków Rzeczoznawstwa i Postępu Organizacyjno-Technologicznego ZORPOT, ul. Elbląska 10, 01-737 Warszawa.

Narada w Rydzynie

W dniach 30 i 31 marca br. w zamku w Rydzynie odbyła się międzystowarzyszeniowa narada poświęcona doskonaleniu gospodarki i techniki oraz ich wzajemnemu oddziaływaniu. W naradzie, zorganizowanej przez Oddział Wrocławski SIMP i Ośrodek Szkolenia Stowarzyszenia w Rydzynie, wzięli udział przedstawiciele NOT, stowarzyszeń NOT-owskich, towarzyszy: Ekonomicznego i Urbanistów oraz zaproszeni goście. W naradzie uczestniczyło 138 osób, w tym 108 członków SIMP — delegatów na VIII Kongres Techników Polskich.

Po inauguracyjnym przemówieniu kol. prof. Jana Kaczmarka, przewodniczącego SIMP (który m.in. przypomniał o twórczej roli inżynierów i techników w okresie 20-lecia międzywojennego), programowe referaty wygłosili członkowie SIMP kol. kol. S. Zieliński i W. Jurewicz.

W dyskusji wystąpił przewodniczący Sekcji Lotniczej ZG SIMP kol. Aureliusz Misiorek, przewodniczący podzespołu ds. transportu, zespołu IV, VIII KTP. Oświad-

czył on na wstępie, że transport stanowi barierę na drodze wyjścia z kryzysu.

Tezy przemówienia kol. A. Misiorka dotyczyły zagadnień dróg kołowych, wodnych i lotniczych. O tych ostatnich przewodniczący Sekcji powiedział, że przestarzały tabor lotniczy spowodował utratę konkurencyjności przewozów. Równocześnie zwrócił uwagę na pogłębiające się dysproporcje między możliwościami przewozowymi a zapotrzebowaniem na transport, przy stałym obniżaniu się współczynnika gotowości technicznej z powodu malejących dostaw części zamiennych.

Godne odnotowania uwagi zgłosił kol. Stanisław Książek, przewodniczący koła SIMP w WSK PZL-Mielec. Kol. S. Książek przedstawił działalność zakładowego zespołu aktywizacji technicznej w dziedzinie postępu technicznego, produkcji pomocy warsztatowych, eksploatacji maszyn i systemu motywacyjnego. Zwrócił uwagę na poważne oszczędności uzyskiwane dzięki opracowaniu i wdrażaniu typowych technologii oraz wskutek wprowadzenia typizacji. Stwierdził, że działalność normalizacyjna, jej organizacja oraz polityka w zakresie zamienników nie odpowiadają potrzebom gospodarki; przyczynia się to do dużych strat. Mielecki SIMP zaproponował nowy system plac.

Narada w Rydzynie zakończyła się uchwałą.

Giełda części zamiennych

Ośrodek Rzeczoznawstwa i Postępu Organizacyjno-Technologicznego SIMP (01-517 Warszawa, ul. Mickiewicza 9, tel. 39-08-99 i 41-59-44) zorganizował stałą giełdę części zamiennych do maszyn i urządzeń technicznych. Giełda elementów, których produkcja powinna być uruchomiona oraz zbędnych części zamiennych mieści się w pawilonie BUDEXPO przy ul. Bartyckiej 26. Ośrodek zapewnia:

— opracowanie potrzebnej dokumentacji konstrukcyjno-technologicznej,

— zaprojektowanie i ew. wykonanie pomocy warsztatowych,

— pomoc w technologicznym i konstrukcyjnym przygotowaniu produkcji,

— nadzór nad przebiegiem uruchomienia.

c.d. ze str. 23

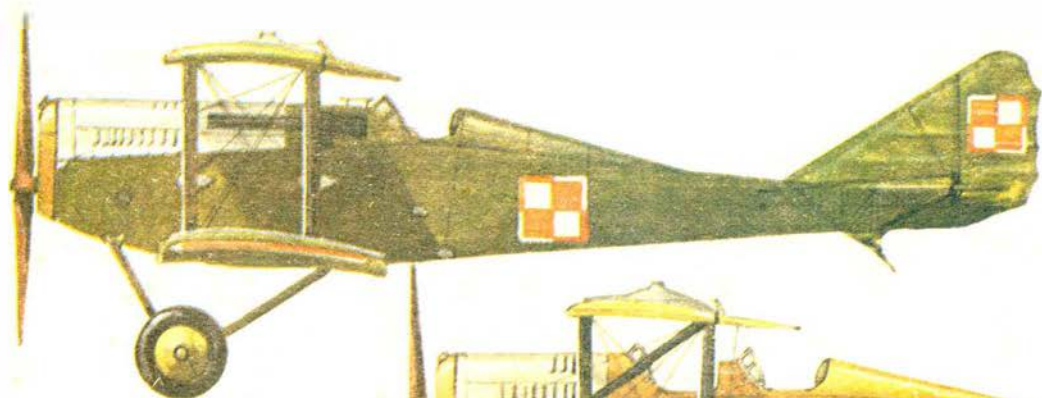
33 — silnik sterujący
34 — wirnik sterujący, śmigło sterujące
35 — sterowanie przekręcanymi dyszami
36 — bliskość ziemi
37 — wpływ ziemi, w. podłoża
38 — poduszka powietrzna, poduszka przyziemna, oddziaływanie podłoża
39 — poduszka dynamiczna, zjawisko ekranu
40 — skrzydło nisko lecące, s. z oddziaływaniem ziemi
41 — wysokość uniesienia
42 — podjazd poduszkowy, poduszkowiec
43 — ekranolot, ekranoplan
44 — samolot z podwoziem poduszkowym
45 — dmuchawa nośna
46 — komora wyrównawcza, k. nadciśnieniowa
47 — dysza pierścieniowa
48 — d. Coanda
49 — osłona (poduszki powietrznej)
50 — o. elastyczna, fartuch (elastyczny)
51 — koło hamujące
52 — śmigło h.
53 — ster aerodynamiczny

33 — control engine
34 — c. rotor
35 — swiveling-nozzle c.
36 — ground proximity
37 — ground effect, surface e.
38 — air cushion
39 — (dynamic air cushion)
40 — wing-in-ground-effect
41 — air gap, daylight g., d. clearance, hover gap, h. height
42 — air cushion vehicle, ACV, ground-effect v., surface e. v., cushioncraft, hovercraft
43 — aerofoilcraft, aerodynamic ACV, ram. wing ACV
44 — surface effect aircraft, ground-effect takeoff and landing a., GETOL a.
45 — lift fan
46 — plenum (chamber)
47 — annular nozzle
48 — Coanda n.
49 — cushion seal
50 — skirt
51 — braking wheel
52 — reversible propeller
53 — air rudder

33 — Steuertriebwerk (n)
34 — Steuerrorator (m), Heckrotor (m)
35 — Schwenkdüsensteuerung f)
36 — Bodennähe (f)
37 — Bodeneffekt (m), Bodeneinfluss (m)
38 — Luftkissen (n)
39 — dynamisches L. (n)
40 — Tragflügel (m) mit Bodeneffekt
41 — Schwebeflughöhe (f), Schwebungshöhe (f)
42 — Bodeneffektfahrzeug (n), Bodeneffektgerät (n), Bodeneffektvehikel (n), Luftkissenfahrzeug (n), Luftkissentransporter (m), Schwebefahrzeug (n), Schwebefahrzeug (n)
43 — Staufflügelgerät (n)
44 — Luftfahrzeug (n) mit Luftkissenfahrwerk
45 — Gebläse (f), Verdichtergebläse (f)
46 — Plenumkammer (f), Vorkammer (f)
47 — Ringdüse (f)
48 — Coanda-Düse (f)
49 — Schürze (r)

33 — управляющий двигатель, рулевой л.
34 — рулевой ротор, р. винт
35 — управление поворотным соплом
36 — присутствие земли, близость земли
37 — эффект земля (при полете аппарата на воздушной подушке)
38 — воздушная подушка
39 — динамическая в.п., явление экрана
40 — крыло вблизи земли
41 — высота на висении
42 — аппарат на воздушной подушке
43 — экраноплан
44 — ЛА с шасси на воздушной подушке
45 — нагнетатель, вентилятор, подъемный в.
46 — нагнетательная камера, форкамера
47 — кольцевое сопло
48 — сопло Коанда
49 — ограждение, кожух
50 — гибкое ограждение, эластическое о.
51 — тормозное колесо
52 — реверсивный винт
53 — воздушный руль, аэродинамический р.
50 — elastische S. (f)
51 — Bremsrad (n)
52 — Umkehrluftschraube (f)
53 — Luftruder (n)

Włoskie samoloty Ansaldo w lotnictwie polskim



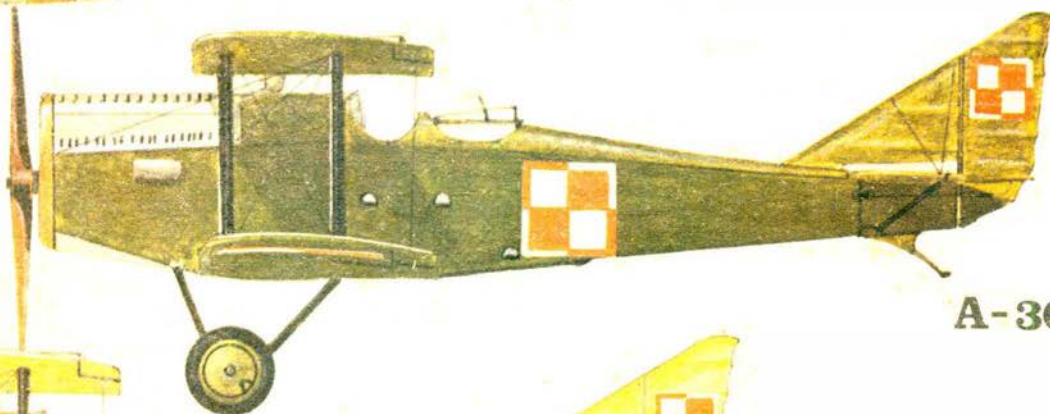
SVA-5



SVA-9



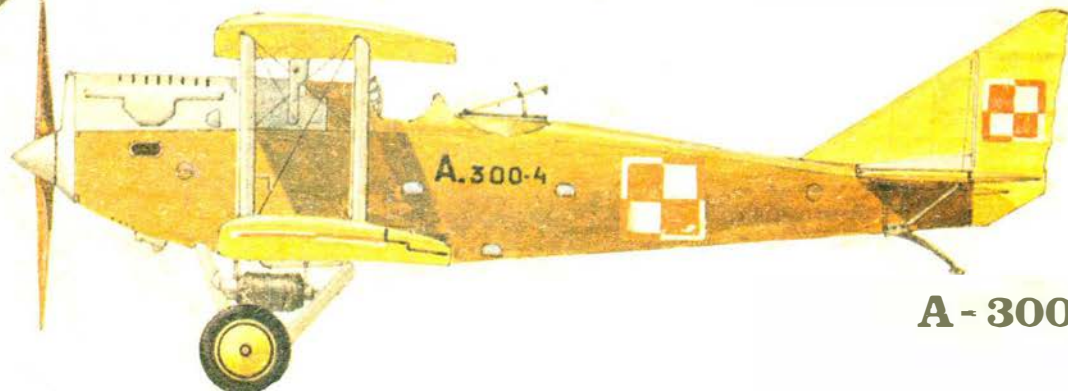
SVA-10



A-300-2



A-300-3



A-300-4