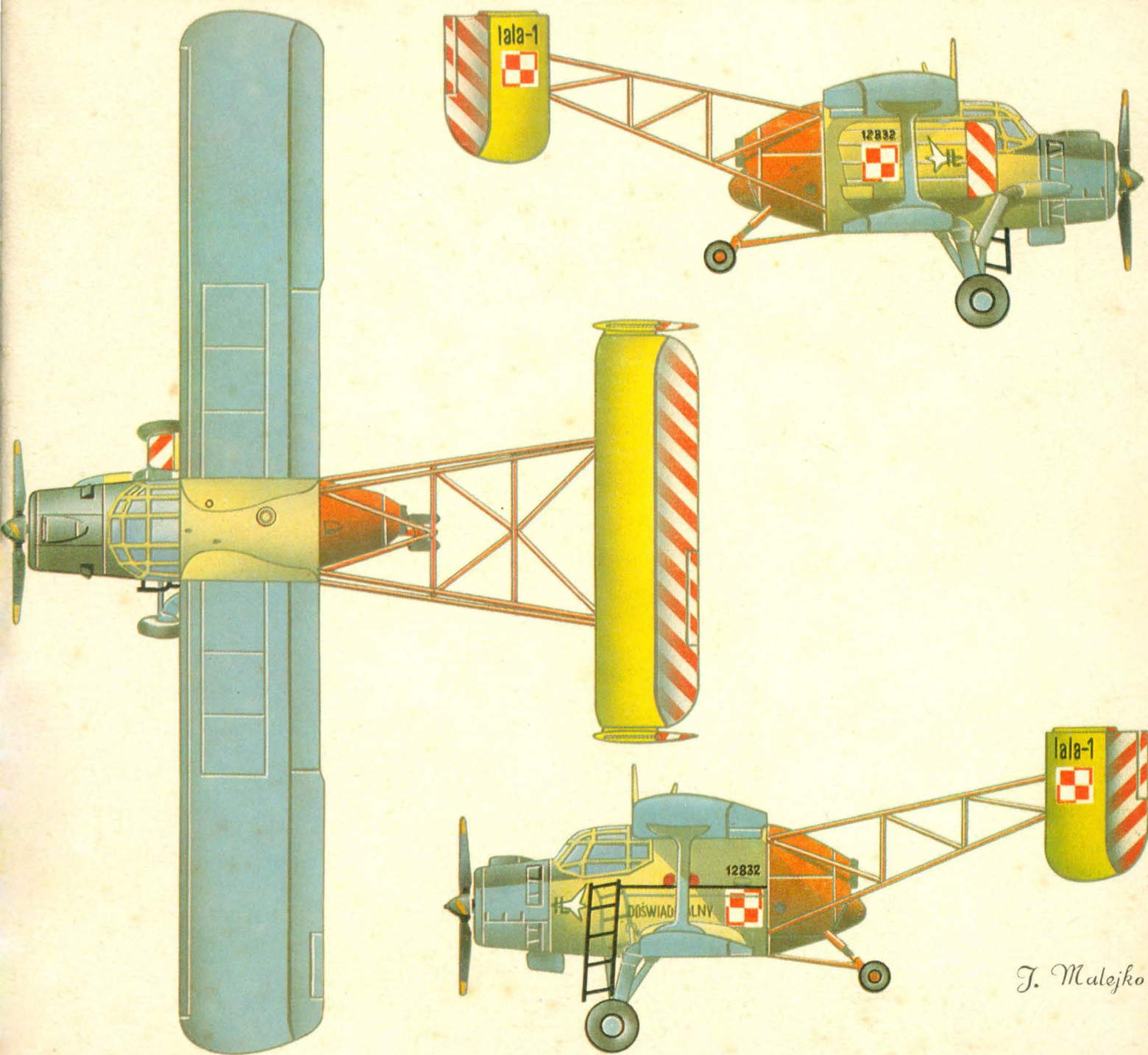


lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



J. Malejko

Z działalności Sekcji Lotniczej przy OW SIMP w Bydgoszczy

Przez okres minionych trzech lat Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy pracował w następującym składzie:

przewodniczący — kol. mgr inż. I. Łobocki, zastępcy — kol. kol. inż. H. Misiak i S. Szkoda, sekretarz — kol. inż. S. Kowalski, członkowie kol. kol.: Siekiera, Mikucki, Hucz, Morawski i Wandzel.

Bardzo owocna działalność Oddziału Sekcji była zasługą nie tylko jej Zarządu, lecz również wynikała z czynnej współpracy wszystkich członków Oddziału. Dla pełnego zorientowania czytelników wymienię kilka najważniejszych imprez zorganizowanych w minionym okresie. Sekcja Lotnicza w Bydgoszczy jest jedną z ośmiu działających przy Oddziale Wojewódzkim SIMP. Według oceny przedstawicieli O/W nasza Sekcja jest jedną z najbardziej aktywnych, mimo że konkurencja jest duża, szczególnie ze strony Sekcji Poligrafów oraz Obrabiarek i Narzędzi.

W 1969 r. do najważniejszych osiągnięć należy zaliczyć spotkania z weteranami lotnictwa, jak również zorganizowane prelekcje i pokazy sprzętu lotniczego dla seniorów, żołnierzy, OHP itd. W tym roku zwołano również konferencję p.n. „Stan i perspektywy rozwoju techniki lotniczej i raketowej” oraz przy wydatnej pomocy WAT-u zorganizowano wygłoszenie 9 referatów naukowych.

W 1970 r. odbyło się: cały szereg prelekcji na tematy techniki lotniczej, prace przygotowawcze do VI Kongresu Techników Polskich, aktywny udział przedstawicieli sekcji w konferencji wojskowych kół SNT-NOT w Szczecinie i Świnoujściu, ponadto zorganizowano narady naukowo-techniczne na temat problemów eksploatacji samolotów naddźwiękowych i uaktywnienia postępu technicznego dla poprawienia eksploatacji nowoczesnego sprzętu lotniczego. Zorganizowano wspólnie z Aeroklubem Krajowe Zawody Modeli Latających Skrzydeł, zaś przy dodatkowym udziale Klubu Seniorów Lotnictwa odbył się we wrześniu festyn lotniczy zorganizowany dla ludności Bydgoszczy. Imponująco wypadły: pokazy sprzętu lotniczego, loty akrobacyjne, skoki spadochronowe, wreszcie loteria, w której wygranymi były loty samolotem sportowym nad Bydgoszczą. Również w 1970 r. ogłoszono konkurs na rysunek

dziecięcy i młodzieżowy o tematyce lotniczej oraz zwołano sympozjum historyczne pt. „Wkład Ziemi Bydgoskiej w rozwój lotnictwa polskiego” (spopularyzowanie osiągnięć i tradycji lotnictwa w okresie 50-lecia). Impreza ta, na której wygłoszono 15 referatów, obejmujących rozwój i działania lotnictwa na Pomorzu, spotkała się z wysoką oceną ze strony Dowództwa Wojsk Lotniczych i Wydziału Historycznego WAP.

W 1971 r. oprócz odczytów i lokalnych pokazów najpoważniejszą imprezą było zorganizowanie konferencji na temat remontu polowego sprzętu lotniczego. W styczniu 1972 r. zorganizowano jubileuszowe spotkanie byłych członków konspiracyjnej Szkoły Małoletnich Lotnictwa w Bydgoszczy. Z tej okazji wydano okolicznościowy informator oraz wykonano proporzyczki. Ogółem w ostatnim roku minionego okresu wygłoszono około 40 odczytów oraz przygotowano szereg imprez specjalnych.

Na zebraniu sprawozdawczo-wyborczym podjęto dyskusję na temat zagadnień związanych z dalszą działalnością sekcji. Postanowiono w większym stopniu zwrócić uwagę na działalność towarzyską, wciągając do niej rodziny członków sekcji. Dyskutancki podkreślali konieczność skoncentrowania się na problemowych zagadnieniach technicznych oraz celowość organizowania grupowych wyjazdów do zakładów instytucji lotniczych. Na zakończenie dyskusji przedstawiciel Zarządu Oddziału SIMP w Bydgoszczy powiedział: „Sekcja Lotnicza należy zaliczyć do jednej z najaktywniej działających sekcji i wyróżnić jako posiadającą w swym programie szeroki i różnorodny zakres tematów. Ciekawa problematyka prac pozwala Sekcji na popularyzację swojej działalności w szerokich kręgach ludności Bydgoszczy i okrogu pomorskiego. Praca Sekcji jest dobrą wizytówką działalności naszego stowarzyszenia dla miasta i należy się jej za to słowa uznania i podziękowania”.

Jako delegatów do Warszawy na Walny Zjazd Sekcji Lotniczej wybrano kol. kol. Łobockiego, Kulesze, Mindaika (z Aeroklubu) i Misiaka.

Nowy Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy wybrano w składzie kolegów:

przewodniczący — I. Łobocki, zastępcy — H. Misiak i S. Kowalski, sekre-

tarz — Cz. Nowak. Członkowie kol. kol. Hucz, Baran oraz pilot Dziedziec.

W zebraniu sprawozdawczo-wyborczym uczestniczyli członkowie Sekcji, należący do kół SIMP, Aeroklubu i Klubu Seniorów Lotnictwa. Przybyli również goście, wśród nich ppłk Gućwa, kierownik Aeroklubu Bydgoskiego i przedstawiciele Zarządu Oddziału Wojewódzkiego SIMP. Zarząd Oddziału Sekcji, chcąc swoim członkom przedstawić bardziej pogładowo dotychczasową działalność, wystawił gabloty, w których urządzono małą wystawę imprez zorganizowanych przez Sekcję Lotniczą. W gablotach, obok okolicznościowych napisów z datami — umieszczono kolorowe proporzyczki i zdjęcia związane tematycznie z imprezami. Wystawa ta wywołała wśród obecnych duże zainteresowanie.

Na zakończenie przekazuję informację o współpracy naszego Oddziału Sekcji Lotniczej z Aeroklubem Bydgoskim. Sekcja Lotnicza (oprócz działalności odczytowej prowadzonej przez członków Sekcji i Klubu Seniorów Lotnictwa) pomaga w organizowaniu imprez propagandowych i popiera formy współzawodnictwa o tytuł najlepszego pilota i modelarza aeroklubu. Dlatego oprócz upominków w postaci książek ufundowano dwa puchary przechodnie, które każdorazowo wręcza się przy podsumowaniu rocznej działalności aeroklubu.

Każdy puchar ma okolicznościowy napis i na stronie odwrotnej wygrawerowane jest nazwisko najlepszego pilota i modelarza oraz rok, w którym osiągnął te wyniki.

Po trzykrotnym zdobyciu pierwszego miejsca przez danego zawodnika, puchar przechodzi na jego własność. Jest to piękny i mobilizujący gest ze strony Sekcji, przy czym stanowi dodatkowo zachętę do dobrych wyników. Za ubiegły okres Aeroklub osiągnął b. dobre rezultaty działalności w skali ogólnokrajowej, co miało sposobność podkreślić niżej podpisany wręczając zwycięzcom puchary w imieniu Zarządu Oddziału Sekcji.

H. Misiak

W następnym numerze ...

Na wstępie krótka informacja o przebiegu II konferencji naukowo-technicznej n.t. *Aktualne problemy polskiego lotnictwa*. Wnioski z tej konferencji zamieścimy w następnym numerze

O *prognozach rozwoju produkcji samolotów lekkich* pisze A. Glass. W artykule omówiono wszystkie rodzaje samolotów lekkich obecnie eksploatowanych oraz obecnie produkowanych, informując zarazem o przewidywanym wzroście ich produkcji. Przewiduje się, że w najbliższym dziesięcioleciu będzie wzrastać produkcja i w roku 1980 osiągnie ok. 240 000 sztuk.

W artykule *Wykorzystanie zjawiska Dopplera do pomiaru kąta znoszenia i prędkości podróży samolotu* opisano przykłady wykorzystania zjawiska Dopplera w radarowych urządzeniach nawigacyjnych. Przedstawiono różne rodzaje urządzeń radarowych, stosowanych w różnych samolotach.

W drugiej części artykułu *Analiza charakterystyk aerodynamicznych urządzeń zwiększających siłę nośną skrzydła* omówiono dane ilustrujące przyrost współczynników siły nośnej dla różnych typów klap przy wydłużeniu $\lambda = 6$ oraz

dane ilustrujące przyrost współczynnika momentu pochylającego. Analizę oparto na danych z Raportu 938 NACA.

W artykule *Statecznik poziomy samolotu Il-62* omówiono jego konstrukcję. Zastosowano w nim zasadę podwójnego zabezpieczenia w układzie przedstawiania: w elementach konstrukcji samolotu oraz w instalacji elektrycznej zwiększa bezpieczeństwo lotu.

W *Pomocach konstrukcyjnych* będą podane dane stali nierdzewnych oraz spawanie i zgrzewanie materiałów lotniczych.

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Adres Redakcji:

Warszawa, ul. Czackiego 3/5
Tel. 27-70-09

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT
00-043 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

	Str.
J. Lason: Ekonomista lotniczy — istotny problem futurologiczny naszego lotnictwa	1
Z KRAJU I ZE ŚWIATA	2
PROBLEMY LOTNICTWA	
J. Borowski: Rozwój produkcji tłokowych silników lotniczych	4
CIEKAWY KONSTRUKCJE	
J. Świdziński: Problemy techniczne latającego laboratorium LALA-1	8
A. Kardymowicz: Ciekawe rozwiązania konstrukcyjne w Farnborough — Europe 72	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE 5	
Radzieckie stałe konstrukcyjne	17
KARTOTEKA TLIA	
SAAB-MFI 17, An-26	19
Sikorsky S-67 Blackhawk, Scheibe SF-28 Tandem-Falke	21
R. Garncarek: Analiza charakterystyk aerodynamicznych urządzeń zwiększających siłę nośną skrzydła	24
E. Babiasz: Oświetlenie wskaźników lotniczych przyrządów pokładowych	28
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY	35
HOBOCTИ ИЗ ПОЛЪНИИ	36
NEWS FROM POLAND	36
KSIĄŻKI LOTNICZE	37
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: Szybowiec Orlik A. Kocjana	38

Na okładce: Samolot LALA-1. Rys. J. Malejko

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOTWarszawa
Czackiego 3/5**Redaktor naczelny:**

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

M. Klara Szurmak

Redaktorzy działowi:

mgr inż. A. Gołędzinowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. Z. Kazimierczak, dr inż. J. Morawski, mgr inż. S. Mosica, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zaremba

Rada Programowa:

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

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. Nr 2, W-wa, Zam. 735/72. Nakład 2100 egz.
Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16
Konto PKO nr 1-9-121697

Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60 × 80. A-48.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

BOROWSKI J.

Развитие производства поршневых авиационных двигателей

В статье описаны тенденции развития производства поршневых двигателей малой мощности. Представлено актуальное положение в мире в области производства двигателей для мотопланеров и легких самолетов, а также обращено внимание на их экономические и конструкционные преимущества. Приведена также характеристика следующих двигателей нового поколения: Тиара, новых двигателей Ликоминг и двигателей Ванкеля.

ŚWIDZIŃSKI J.

Технические проблемы летающей лаборатории Ляля-1

В статье представлены наиболее интересные конструктивно-технические проблемы, связанные с проектированием и сооружением летающей лаборатории Ляля-1.

KARDYMOWICZ A.

Интересные конструкции в Фарнборут 1972

В статье описаны новые, интересные конструктивные решения самолетов и вертолетов, экспонированных в Фарнборут, в частности, примеры развития легких самолетов.

GARNCAREK F.

Анализ аэродинамических характеристик устройств, увеличивающих несущую способность крыла

Работа представляет итоги анализа избранных типов устройств повышающих подъемную силу самолетного крыла, именно простых закрылков, закрылков типа „крокодил”, щелевых закрылков, двухщелевых закрылков и предкрылков. В ней представлено влияние типа и толщины исходного профиля, числа Re и конструктивных параметров закрылка на аэродинамические характеристики крыла с выдвинутым закрылком. Добавочно представлено данные касающиеся изменений аэродинамических характеристик исходного профиля и крыла с выдвинутым закрылком при влиянии близости земли. Анализ обоснован на общедоступных данных, особенно опубликованных НАКА (NASA).

BABIASZ E.

Освещение указателей авиационных бортовых приборов

В статье описано освещение механических указателей т.е. стрелочных, ленточных и т.п. Особенно подробно описана интегральная осветительная система, применяемая во многих странах. Представлены разные методы освещения щитков и приборов, приведено также, на каких стандартах основаны сигнализационные системы. Описана трансиллюминационная система, электролюминесцентное освещение. Отдельно описано интегральное освещение приборов, производимых в стране.

BOROWSKI J.

The trends in the aircraft piston engines production

In this article the trends in development of low power piston engines production are discussed, the present world situation in the field of motorgliders and light aircraft engines is described and the economical and constructional advances of these engines are emphasized. The characteristics of Tiara engines, new Lycoming engines and Wankel engines are given also.

ŚWIDZIŃSKI J.

The technical problems of the flying laboratory LALA-1

In this paper the most interesting problems concerning the design and building of the flying laboratory LALA-1 are discussed.

KARDYMOWICZ A.

The interesting aircraft and helicopters at Farnborough 1972

In this paper new interesting constructional solutions applied in aircraft and helicopters exhibited at Farnborough including light aircraft are presented.

GARNCAREK F.

An analysis of aerodynamic characteristics of flaps increasing wing lift

The report summarizes results of analysis of the following types of aircraft wing super-lift devices: plain flaps, split flaps, slotted flaps, double-slotted flaps and leading-edge slots. Influence of the basic aerofoil type and thickness, Reynolds number and design parameters of the flap itself on the aerodynamic characteristics of the wing-flap combination is presented. Additionally data concerning ground effect on the aerodynamic characteristics of the basic aerofoil and on wing-flap combination is included.

The analysis is based on generally available data, mainly of NACA origin.

BABIASZ E.

The enlightenment of aviation board instruments

In this article the enlightenment of various kinds of board instruments is described, the integrated board instruments enlightenment is presented and the standards being used for rigual systems design are given. The transillumination, edge enlightenment, wedge enlightenment and electroluminescence enlightenment are discussed. The integrated enlightenment system of board instruments being produced in this country is described.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXVIII STYCZEŃ 1973

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

1

Mgr JAN LASON

EKONOMISTA LOTNICZY

- istotny problem futurologiczny naszego lotnictwa

Zrozumienie istoty czasów, w których żyjemy, zamysłowanie sobie, że jako naród stajemy w latach ostatniego ćwierćwiecza XX wieku przed nową historyczną próbą, przed egzaminem pracy i umiejętności wytyczania efektywnego kierunku i podnoszenia rozwoju kraju na wyższy poziom, ma obecnie kapitalne znaczenie. Ten sprawdzian, przed którym obecnie stanęliśmy, wynika z dwóch przesłanek:

po pierwsze — jesteśmy w trakcie dynamicznego rozwoju budownictwa socjalistycznego dla ludzi i przez ludzi;

po drugie — uczestniczymy w szybko rozwijającej się rewolucji naukowo-technicznej, ogarniającej coraz szerszy świat, w którym nie jesteśmy odosobnioną wyspą.

Musimy więc wykorzystywać wszystkie możliwości zdynamizowania rozwoju społeczno-gospodarczego naszego kraju. Od tego zależy wynik konfrontacji Polski z nowoczesnością, z surowymi wymogami światowego współzawodnictwa. Dotyczy to m. in. także przemysłu i usług lotniczych, które stały się integralnym i ogromnej wagi składnikiem współczesnej cywilizacji. Rysuje się więc perspektywa silnych polskich skrzydeł, bez których niepodobna sobie wyobrazić pełnego społecznego, kulturalnego i gospodarczego rozwoju kraju.

Obecnie dalszy rozwój naszego lotnictwa oraz rodzimej produkcji lotniczej znów stał się sprawą oczywistą. Dlatego też właśnie lotnictwo tak żywotnie interesuje się poszukiwaniem formuły określającej swą przyszłość i swe miejsce z punktu widzenia futurologii.

Najbliższa przyszłość przemysłu lotniczego i transportu powietrznego, to ich dalszy dynamiczny rozwój, to dalszy intensywny i ekstensywny rozwój, to wreszcie nowe wymagania, wynikające z postępu w każdej dziedzinie życia. Z tym wszystkim musimy się liczyć (czy chcemy, czy też nie) i tak programować rozwój lotnictwa, żeby nie dopuścić do dysproporcji, które już w tej chwili dają się we znaki, zwłaszcza w porównaniu do innych postępowych krajów.

Powyzsze ogólne rozważania skłaniają do nowego spojrzenia na ekonomikę zarówno przemysłu lotniczego, jak i transportu powietrznego. Przede wszyst-

kim dotyczy to kształcenia kadry inżynierskiej i ekonomistów o specjalnościach lotniczych. Jest to problem istotny, ponieważ produkcja sprzętu lotniczego i jego eksploatacja jest bardzo kosztowna i skomplikowana, a tym samym wymaga optymalnego i skutecznego ukierunkowania, a także dokładnych analiz ekonomicznych.

Obecnie szkoły wyższe o specjalności lotniczej, jak reaktywowany Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej, Wyższa Szkoła Inżynierska w Rzeszowie oraz Wojskowa Akademia Techniczna w znikomym stopniu, w stosunku do przyszłych potrzeb, uwzględniają ekonomikę lotnictwa zarówno w dziedzinie produkcji sprzętu lotniczego, jak i usług transportu powietrznego. Wynika to m. in. ze specjalizacji tych szkół, które nastawione są przede wszystkim na kształcenie inżynierów z dziedziny konstrukcji, technologii i eksploatacji sprzętu lotniczego.

(W okresie powojennym mury wyższych uczelni w naszym kraju opuściło ponad 50 tys. ekonomistów. Jaki z tego odsetek ekonomistów wykształcono ze specjalnością przemysłu lotniczego lub transportu powietrznego? Bardzo niewielki. Zachodzi więc potrzeba zmiany systemu kształcenia ekonomistów, gruntownej reformy struktury organizacyjnej, jak również treści i form nauczania, a także uwzględnienia rozwoju nowych dziedzin życia, w tym również lotnictwa, które jest zbyt kosztowne, aby po macoszemu traktować tę dyscyplinę nauki.

Kształcenie kadr dla innych dyscyplin naukowych, z wyjątkiem informatyki, zarządzania i organizacji pracy jest dobrze zorganizowane i w zasadzie zaspokaja potrzeby. Natomiast dotychczasowa forma kształcenia w dziedzinie ekonomiki lotnictwa jest niewystarczająca. Problem ten jest istotny nie tylko na dziś, ale także na jutro, ponieważ lotnictwo wymaga wysoko kwalifikowanych kadr, nie tylko o specjalnościach inżyniersko-technicznych, ale także ekonomistów, dobrych fachowców od technologii, organizacji produkcji lotniczej i jej przygotowania, analiz kosztów w każdym zakresie, powiązań międzynarodowych w zakresie handlu, kooperacji i usług, ustalania optymalnych cech konstrukcyjno-

Dokończenie na str. 33



POLSKA

● Dyrektor Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego „Delta” inż. A. Jedynak poinformował prasę, że do 1975 r. liczba inżynierów w polskim przemyśle lotniczym zwiększy się o 750. W następnym pięcioleciu liczba ta będzie podwojona. W celu realizacji tego programu, prócz wznowienia działalności Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa na Politechnice Warszawskiej utworzono ponadto w Szkole Inżynierskiej w Rzeszowie wydział o specjalności silników lotniczych. Równocześnie zawarto porozumienie z ZSRR, zgodnie z którym co roku 30 osób będzie wyjeżdżać na studia do radzieckich uczelni lotniczych. Natomiast przy wytwórniach lotniczych, m. in. w Mielcu, organizowane są studia magisterskie o kierunku lotniczym i ekonomicznym dla inżynierów nielotniczych. Ten szybki rozwój liczby fachowej kadry lotniczej podyktowany jest potrzebami odbywającego się rozwoju polskiego przemysłu lotniczego, a w szczególności powstających przy wytwórniach ośrodków badawczo-rozwojowych, zakładów doświadczalnych i biur konstrukcyjnych.

● W pierwszym kwartale 1973 r. Polskie Linie Lotnicze „Lot” otrzymają trzeci samolot Il-62, który będzie nazywany „Fryderyk Chopin”.

● Przybliżone wyniki działalności „Lotu” w 1972 r. wykazują, że przewieziono ponad 1,2 mln pasażerów wykonując pracę przewozową 88 mln tonokilometrów. Daje to wzrost o 15% w liczbie pasażerów i o 23% w pracy przewozowej w porównaniu z 1971 r.

● 2 grudnia 1972 r. minął rok od podpisania porozumienia między Polską i Związkiem Radzieckim w sprawie współpracy naszych przemysłów lotniczych. Porozumienie to ustaliło podział zadań między obu przemysłami i określało dziedzinę, w których będzie specjalizował się polski przemysł — dostarczając wyroby dla Związku Radzieckiego. Sprecyzowany został program produkcji i współpracy przy produkcji. Umowa ta zapewnia zamówienia radzieckie dla polskiego przemysłu lotniczego na najbliższe 10 lat. Ponadto określa ona także współpracę przy wspólnych pracach konstrukcyjnych, technologicznych i badawczych nad płatowcami i napędami lotniczymi oraz

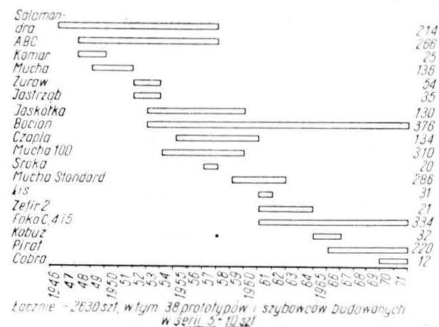
Smigłowiec Mi-2 w zimowym rynsztunku — na nartach



program współpracy instytutów naukowych. Wynikiem tej umowy było utworzenie polsko-radzieckiego biura konstrukcyjnego opracowującego samolot rolniczy M-15 o dużym udźwigu.

● Z uwagi na wprowadzone połączenia lotnicze Koszalina z Rzeszowem, Krakowem i Wrocławiem władze koszańskie przystąpiły do budowy lotniska, które oddane będzie do eksploatacji w przyszłej pięcioletce. Inicjatywa ta jest tym cenniejsza, że zamierza się otworzyć linię Koszalin — Katowice, która umożliwiłaby mieszkańcom Śląska szybki i wygodny przejazd do Kołobrzegu, gdzie istnieje wiele sanatoriów górniczych. Utrzymane też będzie stałe połączenie Koszalina z Warszawą.

● Górnicy i energetycy Turowa opracowali projekt urządzenia lotniska sanitarnego na terenie hałd — powstałych z nadkładów węgla brunatnego kopalni i popiołu kotłowego elektrowni.



Polska produkcja szybowców 1946—1971

● W Warszawie — przy Dworcu Zachodnim PKP powstanie pierwsze usytuowane w mieście lądowisko dla śmigłowców. Znajdzie się ono na dachu budynku nowoczesnego dworca autobusowego, którego budowa rozpoczyna się w przyszłym roku.

● Dwa zestawy reanimacyjne otrzymuje Wojewódzka Stacja Pogotowia Ratunkowego w Poznaniu. Jeden z nich przeznaczony jest dla samolotu sanitarnego. Będzie to więc pierwszy polski samolot mający na pokładzie urządzenie niezbędne do ratowania chorych w stanie śmierci klinicznej. Zestawy reanimacyjne (wyprodukowane przez holenderską firmę „Godard” przy współudziale zachodniemieckiej fabryki urządzeń medycznych „Helige”) były eksponowane na ostatnich Targach Poznańskich. Aby aparatura była jak najlepiej wykorzystana dla ratowania chorych, konieczny jest nowoczesny system łączności. Niezbędne w tym celu urządzenie mają dostarczyć Zakłady Doświadczalnej Telemekhaniki Górniczej w Cieszynie.

● Polska zdobyła wielkie doświadczenie w stosowaniu samolotów i śmigłowców w służbie zdrowia. Zajmujemy w tej dziedzinie jedno z czołowych miejsc na świecie. Nasze lotnictwo sanitarne przeprowadza średnio 10 tys. transportów rocznie.

Jednak — jak wykazują krajowe eksperymenty i praktyka zagraniczna — śmigłowce powinny być wykorzystywane znacznie szerzej zarówno w ratownictwie, jak również w akcjach usługowych. Wymieńmy tu: ratowanie to-

nących, ratownictwo w górach, zrzuć żywności i lekarstw w czasie klęsk żywiołowych, dostarczanie lekarstw i aparatury medycznej na statki, gaszenie pożarów lasów i okrętów, odnawianie zaginionych kutrów, zwiad przeciwłodowy, patrolowanie plaż, kontrola linii energetycznych i rurociągów, usługi dla służb inwestycyjnych i remontowych itp. Należy postulować pilne powołanie do życia samodzielnej jednostki organizacyjnej, która — bez zbędnej formalistyki — realizować będzie przekazane jej zlecenia w zakresie wymienionej działalności lotniczej



HISZPANIA

● Lotnictwo rolnicze w Hiszpanii jest największym lotnictwem gospodarczym w Europie zachodniej. Dysponuje ono przeszło stu samolotami (Gawron, Pawnee, Agwagon i AgCat) i 20 śmigłowcami. Obsługuje ono zarówno Hiszpanię, jak i kraje Afryki północno-zachodniej.



KANADA

● Wytwórnia United Aircraft of Canada (UACL) wyprodukowała 5072 silniki turbosmigłowe i śmigłowcowe PT-6, a dalsze 1030 jest zamówione. Silniki te o mocy 500—700 KM w zależności od wersji używane są na 80 typach samolotów i śmigłowców. Ich okres międzyremontowy wzrósł z 1800 h do 3000 h, a niektórzy użytkownicy osiągnęli 6200 h. Całkowita maks. trwałość silnika dochodzi do 12 100 h. Śmigłowcowa wersja zdwojonych silników PT6T Twin Pac o mocy 1800 KM ma okres międzyremontowy 1800 h. Zbudowano już 451 sztuk, a dalszych 90 jest w budowie.



NRD

● Lotnictwo rolnicze NRD użytkuje 100 samolotów: 90 Cmelaków i 10 An-2. W 1971 r. powierzchnia objęta usługami rolniczymi wyniosła 1,84... ha. Obecnie czynione są starania o zakup śmigłowców rolniczych Ka-26.



NRF

● Lotnictwo rolnicze NRF dysponuje 2 samolotami i 21 śmigłowcami. W 1971 r. obsłużyło ono 59 912 ha.



RUMUNIA

● Rumuński przemysł lotniczy zamówił w angielskiej wytwórni Rolls-Royce 300 silników odrzutowych Viper 600 o ciągu 1700 kG do jugosłowiańsko-rumuńskiego lekkiego samolotu myśliwsko-szturmowego „Jurom”, który znajduje się w projektowaniu.



SZWAJCARIA

● Wytwórnia Pilatus, znana z produkcji samolotów Pilatus Porter, uruchomiła seryjną produkcję metalowych szybowców klasy standard Basten B-4 oznaczając je Pilatus B-4 (PC-11). Dostarczono pierwsze 10 szybowców. Wytwórnia ma zamówienia na 49 szybowców i wstępne zamówienia na 20 dalszych. Szybowiec dopuszczony jest do akrobacji. Pilatus B-4 uzyskał amerykański certyfikat FAA, co otwiera mu drogę na rynek amerykański.



USA

● Na wojskowych samolotach transportowych Lockheed C-130 Hercules wystąpiły uszkodzenia zmęczeniowe płata po 10 000 h lotu. Przekonstruowano środkową część płata i wymieniono na samolotach oraz wzmocniono części zewnętrzne. Po tej przeróbce całkowita trwałość konstrukcji ma być dwa razy większa.

● Wytwórnia samolotów Grumman, która znana jest z samolotów morskich, nowego samolotu myśliwskiego F-14A Tomcat i samolotu rolniczego AgCat — szybko rozwija się. Ostatnio przejęła ona wytwórnię samolotów lekkich American Aviation — kontynuując produkcję samolotów AA-1 Yankee i AA-1A Trainer i zmieniając swą nazwę na Grumman American Aviation. Ponadto Grumman zawarł umowę z zachodniemiecko-holenderską firmą VFW-Fokker w sprawie wspólnego prowadzenia prac rozwojowych nad pionowzłotem przeznaczonym dla armii amerykańskiej, a opartym na doświadczeniach uzyskanych z samolotem VFW-Fokker VAK-191.

● Wytwórnia silników Teledyne-Continental zakupiła licencję na francuski silnik dwuprzepływowy SNECMA-Turbomeca Larzac 04 o ciągu 1350 kG. Silniki te mają być produkowane dla francuskich samolotów Falcon 10 i Corvette używanych w USA.

● Wytwórnia Pratt Whitney wyprodukowała już 6000 silników odrzutowych PW JT8-D o ciągu 7000 kG. W budowie znajduje się dalsze 600 silników. Silniki stosowane są na samolotach pasażerskich Boeing 727 i 737, Douglas DC-9 oraz Caravelle.



W. BRYTANIA

● Wytwórnia Westland wykonała makietę kadłuba wersji pasażerskiej śmigłowca Lynx. Kadłub jest dłuższy o 0,8 m w stosunku do wersji wojskowej śmigłowca. Wersja pasażerska ma zabierać 8 do 12 osób.

● Wytwórnia Rolls-Royce podniosła do 1800 h okres międzynaoprawy silnika Viper 522 stosowanego na samolocie służbowym HS-125.

● Nowa angielska wytwórnia szybowcowa Birmingham Guild rozpoczęła w lecie 1972 r. budowę pierwszej serii 6 metalowych szybowców BG-135 o rozpiętości 13,5 m. Czas budowy

pierwszego egzemplarza przewidziano na 6 miesięcy. Cena szybowca ma wynosić 2300 £ (6000 dol.).

● Wytwórnia Britten-Norman produkująca samoloty Islander i Trislander została wykupiona przez firmę Fairey. Fairey przewiduje opracowanie Islandera z chowanym podwoziem, co ma zwiększyć prędkość samolotu o 18 km/h. Produkcja Islanderów ma się nadal odbywać w Bembridge, a produkcja Trislanderów ma być przeniesiona do filii Faireya do Belgii. Wytwórnia Britten-Norman dotychczas dostarczyła 340 Islanderów oraz 7 Trislanderów i ma zamówienia na dalsze 75 samolotów.



ZSRR

● Pierwszy egzemplarz seryjny nadźwiękowego samolotu pasażerskiego Tu-144 pod koniec lata br. wykonał pierwszy lot. Samolot osiągnął w próbach prędkość 2490 km/h. Samolot zabiera 140 pasażerów.

● Odrzutowy samolot lokalnej komunikacji Jak-40 otrzymał certyfikat włoski dla wersji Jak-40EC, czyli z awioniką Collinsa. Samolot zabiera 27-34 pasażerów. Cena samolotu bez wyposażenia wynosi 900 000 dol., z wyposażeniem 1 100 000 dol.

● Jak oświadczył A. S. Jakowlew, należy spodziewać się, że czteromiejscowy dolnopłat wielozadaniowy Jak-18T napędzany silnikiem tłokowym Al-14RF o mocy 300 KM wejdzie do produkcji seryjnej i będzie używany jako służbowy, turystyczny, szkolno-treningowy, sanitarny i nawet rolniczy.

● Afganistańskim liniom lotniczym zostało sprzedane 5 samolotów Jak-40 po 500 000 dol. z 30-letnim 1,5-procentowym kredytem.

Termin nadsyłania prac na

KONKURS OTWARTY

pod hasłem

„WYKORZYSTANIE RADZIECKIEJ MYŚLI NAUKOWO-TECHNICZNEJ W POLSCE”

przedłużony

do 15 maja 1973 roku

Regulamin konkursu podajemy na III str. skrzydełka

Mgr inż. JAN BOROWSKI

ROZWÓJ PRODUKCJI TŁOKOWYCH SILNIKÓW LOTNICZYCH

Produkcja tłokowych silników lotniczych na świecie osiągnęła swój szczyt w końcowych latach II wojny światowej. W roku 1944 kraje alianckie oraz Niemcy i Japonia wyprodukowały łącznie ponad 200 tys. lotniczych silników tłokowych. Ta bardzo wysoka liczba uległa gwałtownemu zmniejszeniu w pierwszych latach po zakończeniu wojny. Przyczyną była przede wszystkim znaczna redukcja sił zbrojnych, jak też pojawienie się silnika turbinowego jako konkurencyjnego źródła napędu przewyższającego pod wieloma względami silnik tłokowy. Początek lat pięćdziesiątych przynosi szybki rozwój konstrukcji silników turbinowych i stopniowe wypieranie silnika tłokowego w zastosowaniach cywilnych i wojskowych. Coraz wyraźniej zaczyna kształtować się linia podziału zastosowań obu tych źródeł napędowych.

W zakresie mocy do ok. 450 KM dominującym pozostaje silnik tłokowy, powyżej silnik turbinowy. Silnik tłokowy pozostał natomiast prawie wyłącznym źródłem napędowym samolotów lekkich, tj. o ciężarze w locie do 5700 kg. Liczba takich samolotów użytkowanych na świecie stale wzrastała i obecnie wynosi ok. 150 tys.

Prognozy przewidują do roku 1980 wzrost produkcji z 10 do 18 tys. samolotów lekkich rocznie i roczny przyrost samolotów znajdujących się w użytkowaniu z 8 do 14 tys. Równocześnie przewiduje się, że do roku 1980 na świecie użytkowanych będzie ok. 240 tys. samolotów lekkich.

Znacznemu rozwojowi produkcji samolotów lekkich musi towarzyszyć wzrost produkcji źródeł napędu, którym w 99% stał się silnik tłokowy. Lata powojenne zaznaczyły się ostrą walką konkurencyjną wytwórni silników lotniczych

szczególnie amerykańskich, brytyjskich i francuskich, których w owym czasie było bardzo dużo. Wielu producentów szczególnie silników o dużych mocach zaprzestało produkować silniki tłokowe, a podjęło produkcję silników turbinowych. Inne firmy zmieniły całkowicie profil produkcji lub też zostały wchłonięte przez firmy większe.

Monopolistami w dziedzinie produkcji silników tłokowych stały się firmy Lycoming i Continental specjalizujące się od lat międzywojennych w produkcji silników o małych mocach. Obecnie 99% produkcji krajów kapitalistycznych w tej dziedzinie należy do tych dwóch firm, a z tego 2/3 należy do firmy Lycoming. W tej dziedzinie znajduje się także licencyjna produkcja silników Continental w brytyjskich zakładach Rolls-Royce i silników Lycoming przez zachodniemieckie zakłady BMW i włoską firmę Piaggio. Pozostałe 1% światowej produkcji stanowią silniki firm amerykańskich Nelson i Franklin, silniki wytwarzane w krajach socjalistycznych, adaptacje do celów lotniczych silników VW oraz — pochodzące z magazynów wojskowych, a wyprodukowane w końcu lat czterdziestych silniki Pratt and Whitney o mocach 450—600 KM.

Aktualna sytuacja w produkcji lotniczych silników tłokowych na świecie

Silniki do motoszybowców

Wzrost popularności motoszybowców w krajach Europy zachodniej, a zwłaszcza w NRF, spowodował popyt na silniki o bardzo małych mocach w zakresie od 10—70 KM. Podstawowym wymaganiem jest tutaj niska cena silnika. Największą popularność zyskał czterocylindrowy płaski silnik samochodowy

W artykule omówiono tendencje rozwoju produkcji silników tłokowych o małych mocach. Przedstawiono obecną sytuację na świecie w dziedzinie produkcji silników do motoszybowców i do samolotów lekkich, a także zwrócono uwagę na ich zalety ekonomiczne oraz konstrukcyjne. Podano też charakterystykę następujących silników nowych generacji: Tiara, nowych silników Lycoming oraz silników Wankla.

wy VW. Powstało kilka firm takich jak Sportavia czy Rollason zajmujących się adaptacjami tych silników do celów lotniczych. W USA silniki tego typu z powodzeniem stosuje się do samolotów ultralekkich konstrukcji amatorskiej. Amerykańska firma Revmaster oferuje np.: adaptację silnika VW1600 o następujących parametrach: moc 65 KM przy 2800 obr/min, podwójny układ zapłonowy łącznie z dwiema świecami na cylinder, gaźnik przeponowy. Cena kompletnego silnika 1078 dol., czyli około czterokrotnie mniej od najtańszych silników lotniczych o zbliżonej mocy.

Pojawiło się też ostatnio kilka konstrukcji silnikowych przeznaczonych specjalnie do motoszybowców, jak silnik Hirth Solo czy silniki o tłoku obrotowym firmy Fichtel Sachs. Roczna produkcja silników o specjalnym przeznaczeniu do motoszybowców i silników adaptowanych jest na razie niewielka i wynosi ok. 200 z tendencjami do wzrostu do roku 1980 do ponad 300 sztuk.

Silniki do samolotów lekkich

Zakres mocy 90—200 KM

Są to silniki 4-cylindrowe Continental 0-200 o mocy 105 KM będące rozwinięciem znanych w Polsce silników C-65 i C-90, których konstrukcja pochodzi z lat międzywojennych. Budowane są również z licencji w zakładach Rolls-Royce. Roczna produkcja tych silników ok. 1000 sztuk.

Zbliżone do nich konstrukcją 4-cylindrowe silniki Lycoming 0-230 o mocy 115 KM produkowane są w ilości ok. 250 sztuk rocznie.

Najbardziej popularne w tym zakresie mocy to 6-cylindrowe silniki Lycoming rodziny 0-320 o mocy 150—160 KM. Z silnikami tej rodziny zbudowano dotychczas 15 289

Rozwój produkcji...

samolotów Cessna 150 i 17 271 Cessna 172, ok. 6000 samolotów Piper Cherokee i 2500 samolotów Beech Muskeeter. W sumie daje to ponad 40 tys. samolotów 60 typów. Obecna produkcja 3000 sztuk rocznie.

Z silnikami Lycoming rodziny 0-360 o mocy 180/200 KM zbudowano 1600 samolotów Cessna 177, 2000 samolotów Piper Cherokee, 180 samolotów Piper Arrow, razem ok. 4000 sztuk samolotów 80 typów. Roczna produkcja ok. 1000 sztuk.

W nielicznych typach samolotów stosowane są silniki 4-cylindrowe Continental rodziny 0-360 o mocy 190/210 KM. Ich roczna produkcja wynosi 250 sztuk.

Zakres mocy 200—300 KM

Silniki Lycoming rodziny 0-435 6-cylindrowe o mocy 260 KM budowane w niewielkich ilościach ok. 500 szt. rocznie znalazły zastosowanie w lekkich śmigłowcach Bell 47, których zbudowano dotychczas 8000 szt., Hiller 12 i Brantly.

Z silnikami 6-cylindrowymi Continental rodziny 0-470 o mocy 225/260 KM zbudowano 5154 samoloty Cessna 150, 11 485 szt. samolotów Cessna 182 i 828 szt. Cessna Agwagon, a także 5000 szt. samolotów Beech Bonanza 33. Razem ok. 25 tys. samolotów ponad 30 typów. Obecna roczna produkcja 1000 sztuk.

Do grupy tej należą także czechosłowackie 6-cylindrowe silniki rzędowe M-137 o mocy 180 KM stosowane w samolotach Zlin Z-526 i Z-42 oraz silniki AI-14R gwiazdowe 9-cylindrowe o mocy 260 KM budowane w Polsce na licencji i stosowane w samolotach Gawron i Wilga. Roczna produkcja obu tych typów nie jest duża.

Zakres mocy 300—400 KM

Silniki Lycoming rodziny 0-480 6-cylindrowe o mocy 340 KM budowane były wyłącznie na licencji przez firmę BMW w NRF i Piaggio we Włoszech i znalazły zastosowanie w ok. 30 typach samolotów. Między innymi z silnikami tymi zbudowano ok. 500 sztuk samolotów Dornier Do-27.

Z silnikami Lycoming rodziny 0-540 o mocy 290/380 KM zbudowano ok. 100 sztuk samolotów wielozadaniowych Pilatus Porter, 130 sztuk latających furgonetek Dornier Sky-servant, ok. 300 sztuk samolotów BN-3A Islander, 4173 sztuk samolotów

rolniczych Piper Pawnee oraz ok. 580 sztuk samolotów NA Sparrow i Quail. Są one też stosowane w rumuńskim IAR-822 i brazylijskim samolocie Ipanema. Razem w przeszło 60 typach samolotów. Roczna produkcja silników rodziny 0-540 wynosi 1100 sztuk.

Z silnikami Continental rodziny 0-520 6-cylindrowymi o mocy 260/300 KM zbudowano 4000 sztuk samolotów Beech Bonanza 33A i 35; 1815 sztuk samolotów wielozadaniowych Cessna 182, 150 sztuk samolotów rolniczych Fletcher FU-24 i 50 sztuk Transavia Airtruk a także 2800 samolotów służbowych Cessna 210 i 3156 sztuk Cessna 310, łącznie przeszło 30 typów samolotów. Silników tych buduje się obecnie 1000 sztuk rocznie.

Zakres mocy powyżej 400 KM

W tym zakresie istnieje nieduże zapotrzebowanie na silniki tłokowe głównie do samolotów wielozadaniowych i rolniczych.

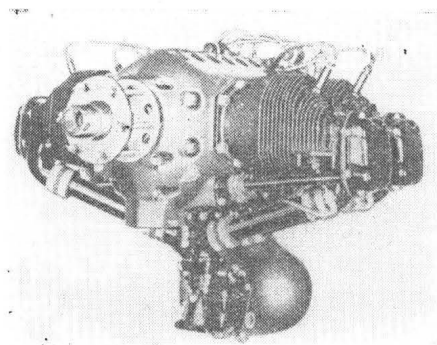
Z silnikami Lycoming rodziny 0-720 8-cylindrowymi o mocy 400/500 KM zbudowano dotychczas kilkadziesiąt sztuk samolotów pięciu typów. Wyjątek stanowi tu silnik gwiazdowy ASz-62IR o mocy 1000 KM produkowany do samolotów An-2. W użyciu znajduje się także spora liczba nowych silników Pratt and Whitney o mocy 450/600 KM pochodzących jeszcze z demobilu.

Perspektywy rozwojowe i nowe konstrukcje

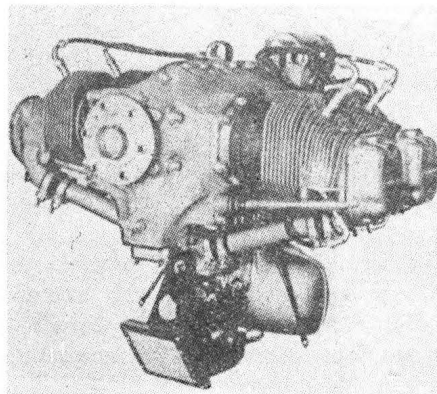
Pomimo znacznego wzrostu zastosowań silników turbinowych w lotnictwie jeszcze przez najbliższe kilkadziesiąt lat większość samolotów lekkich będzie napędzana silnikami tłokowymi. Główną ich zaletą jest ekonomia użytkowania związana z kilkakrotnie niższą od silników turbinowych ceną zakupu, mniejszymi kosztami eksploatacji, a zwłaszcza remontów oraz ogromne rozpowszechnienie tych silników pozwalające na łatwe nabycie części zamiennych czy wykonanie prac obsługowych.

Jeśli chodzi o konstrukcję, to zdecydowanie dominują 4- i 6-cylindrowe silniki czterostopowe płaskie o układzie przeciwsobnym (bokser) chłodzone powietrzem. Zalety tego układu to:

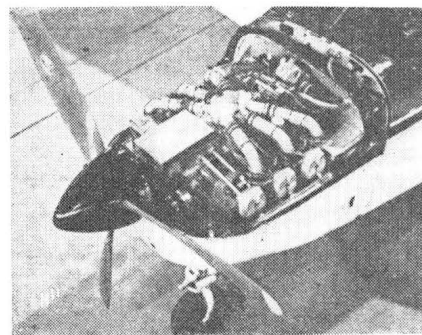
a) najlepszy stopień wyrównowania silnika, np. dla silników czte-



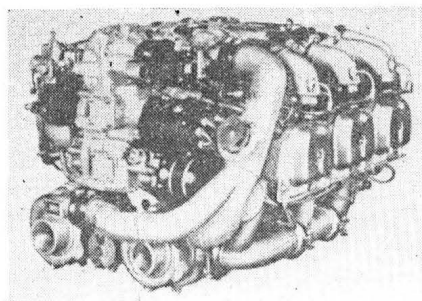
1. Silnik Continental C-75 o mocy 75 KM z połowy lat trzydziestych nie różnił się konstrukcyjnie w sposób istotny od wersji młodszych od niego o kilkanaście lat (patrz zdj. 2)



2. Continental C-90 o mocy 100 KM

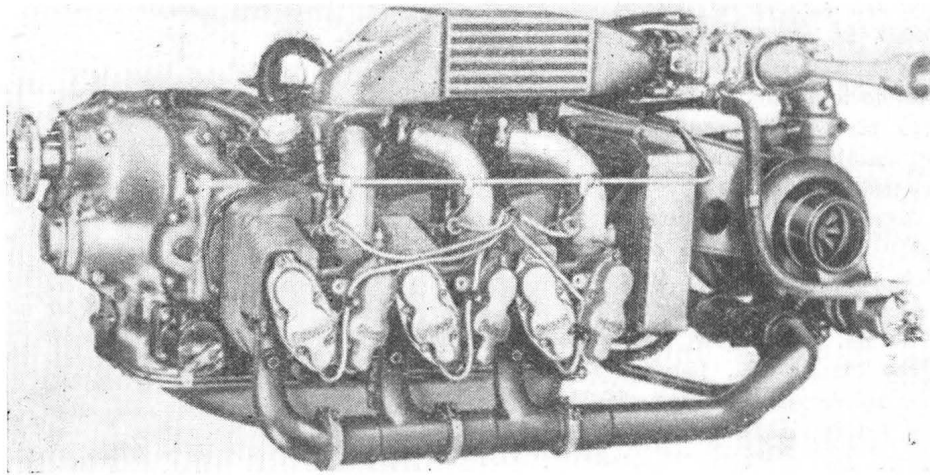


3. Silnik Continental Tiara w wersji bez doładowania o mocy 260 KM na samolocie Piper Arrow



4. Silnik Continental Tiara w wersji wysokościennej o mocy 285 KM z doładowaniem dwiema turbosprężarkami

rocylindrowych całkowite wyrównowanie sił i momentów I i II rzędu jest niemożliwe do uzyskania w układzie rzędowym bez do-



5. Silnik Continental GTSIO-520F o mocy 435 KM

datkowych mas wyrównoważających,

b) krótki i lekki kadłub silnika znacznie przewyższający pod tym względem silniki rządowe, a niewiele ustępujący silnikom gwiazdowym,

c) krótki wał korbowy o większej niż w silnikach rządowych sztywności skrętnej. Możliwość łatwiejszego opanowania I harmonicznej drgań skrętnych,

d) możliwość (wykorzystana ostatnio w nowej generacji silników Lycoming) zwiększenia sztywności kadłuba przez wprowadzenie wstępnych naprężeń ściskających drogą odpowiedniego usytuowania długich śrub ściągawczych łączących głowice naprzeciw siebie położonych cylindrów,

e) łatwość odprowadzenia oleju z cylindrów usytuowanych do dołu, w przeciwieństwie do silników odwróconych i gwiazdowych,

f) prostota technologiczna wynikająca z konieczności obróbki otworów i powierzchni tylko w dwóch wzajemnie do siebie prostopadłych płaszczyznach.

Produkowane obecnie tłokowe silniki lotnicze są podstawową konstrukcją sięgającą lat czterdziestych, a w przypadku 4-cylindrowych silników Continental nawet okresu międzywojennego. Na przestrzeni ostatnich 30 lat postęp dokonywał się prawie wyłącznie w technologii wytwarzania i wprowadzaniu doskonalszych materiałów.

W dziedzinie konstrukcji układów zasilania nastąpiło przejście do układów wtrysku niskociśnieniowego do kanałów dolotowych przed zaworem ssącym. Pozwoliło to na zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa, zwiększenie mocy jednostkowej, polepszenie własności

rozruchowych i uproszczenie eksploatacji. Popularne stało się stosowanie turbodoładowania jako sposobu na poprawienie charakterystyki wysokościowej i zwiększenie zakresu mocy obejmowanego jedną rodziną silników oraz zmniejszenie ciężaru jednostkowego. Turbodoładowanie stosowane jest obecnie już w silnikach o mocy 160 KM. Ta tendencja wpłynęła na rozwój turbosprężarek małych, które dla zachowania odpowiedniej sprawności mają b. duże prędkości obrotowe (ponad 100 tysięcy obr/min).

Ze względu na to, że większość silników o mocy do 500 KM nie ma reduktora, postęp dokonywał się bez powiększania prędkości obrotowej silników, a co za tym idzie średniej prędkości tłoka, co w połączeniu z wieloma zmianami technologicznymi pozwoliło na znaczne zwiększenie okresu międzyprawczego, który średnio wynosi 1200—2000 h, a dla niektórych silników Lycoming do 2500 godzin.

Konieczność zwiększania średniego ciśnienia użytkownego bez powiększania prędkości obrotowej doprowadziła do zwiększenia stopnia sprężania a więc i wymagań odnośnie do odporności antydetonacyjnej paliw, czyli do stosowania wysokooktanowych paliw.

W ostatnich latach szerokie perspektywy rozwoju napędu tłokowego do samolotów lekkich — znaczny postęp, jaki dokonał się w dziedzinie silników turbinowych, jak też wyczerpanie się możliwości rozwojowych silników dotąd produkowanych wytworzyły potrzebę powstania całkowicie nowych konstrukcji. Prace nad silnikami nowej generacji zostały rozpoczęte prawie równocześnie przez obu monopolistów na światowym rynku

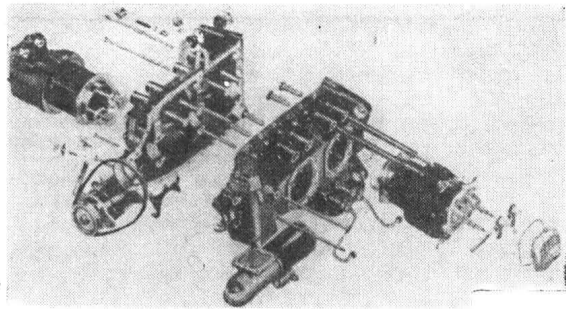
silnikowym, tj. firmy Lycoming i Continental, w połowie lat sześćdziesiątych.

W chwili obecnej pierwszy z silników nowej generacji Tiara rozwijanej przez firmę Continental wszedł do produkcji i znalazł zastosowanie w samolocie Piper Pawnee II. Silniki nowej generacji rozwijanej przez firmę Lycoming, mimo początkowych zapowiedzi, nie wyszły na razie poza stadium prób.

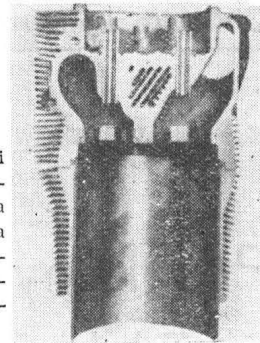
Charakterystyka silników nowej generacji

Silniki Tiara

Rozwijana przez firmę Teledyne Continental Motors nowa generacja silników Tiara składa się z jednostek 4-, 6- i 8-cylindrowych przeciwobrotowych chłodzonych powietrzem, obejmując zakres mocy od 160—500 KM. Pierwsze wyprodukowane modele są 6-cylindrowe o mocy 260 KM bez doładowania i 285 KM z doładowaniem dwoma turbosprężarkami. Pod względem podstaw konstrukcji silniki Tiara bazują na rozwiązaniach klasycznych. Kadłub dzielony w płaszczyźnie pionowej. Wał podparty na łożyskach ślizgowych, co drugie wykorbienie. Rozrząd popychaczowy; zawory o osiach równoległych do osi cylindra. Komory spalania wanienkowe. W związku ze znacznym zwiększeniem prędkości obrotowej, która dla mocy maksymalnej wynosi 4500 obr/min a przelotowej 4000 obr/min konieczne było zastosowanie reduktora. Jest to reduktor jednostopniowy z kołami o zębach prostych i przełożeniu 2:1. Sztwywny wał rozrządu umieszczony nad wałem korbowym otrzymuje napęd bezpośrednio od wału śmigła przez sprzęgło wielowypustowe i napędza drugim swoim końcem skrzynkę napędów agregatów silnikowych. Upraszcza to konstrukcję, nie pozwala jednak na zmianę przełożenia reduktora. Konstrukcja skrzynki napędów umożliwiła zmniejszenie liczby kół zębatach z dotychczasowych trzy-nastu do siedmiu. Jednym z głównych zagadnień, na które zwrócono szczególną uwagę, był problem możliwości maksymalnego wytłumienia drgań skrętnych wału korbowego i wału śmigła przenoszonych następnie na konstrukcję płatowca.



6. Niektóre elementy nowoczesnego silnika lotniczego o układzie przeciwsobnym. Zwracają uwagę: rozrusznik elektryczny typu samochodowego oraz prądnica napędzana paskiem klinowym



7. Przekrój cylindra i głowicy silnika Continental Tiara. Widoczna cienkościenna stalowa tuleja cylindrowa zalana w cylindrze ze stopu lekkiego z odlewanymi żebrami

Problem opanowano drogą konstrukcji specjalnego tłumika hydraulicznego spełniającego równocześnie rolę sprzęgła elastycznego pomiędzy wałem silnika a reduktorem.

W silniku Tiara 6-260 krytyczne częstotliwości drgań skrętnych wału korbowego pojawiają się przy prędkościach 1100 i 2800 obr/min. Przy sztywnym sprzęgnięciu z reduktorem i dostatecznie sztywnym wale korbowym pierwsza częstota nie jest niebezpieczna, niemożliwe jednak wtedy staje się wytłumienie drugiej części rezonansowej. Odwrotnie ma się sytuacja przy sprzęgnięciu sprężystym, gdzie po wytłumieniu drugiej harmonicznej pozostaje nie wytłumiona pierwsza i to o większej amplitudzie. Konstrukcja specjalnego tłumika opatentowanego przez firmę Continental łączy w sobie cechy sprzęgnięcia sztywnego i elastycznego. Do prędkości obrotowej silnika 1700 obr/min tłumik zachowuje cechy sprzęgnięcia sztywnego, powyżej zaś tej prędkości staje się układem podatnym z tłumieniem hydraulicznym.

Konstrukcja kadłuba przewiduje użycie tego samego podstawowego oprzyrządowania produkcyjnego dla jednostek 4-, 6- i 8-cylindrowych. Zmniejszono także do dwóch liczbę długich dokładnych otworów znajdujących się w płaszczyźnie podziału kadłuba i wymagających operacji wytaczania. Dopracowanie rozmieszczenia i kształtu żeber chłodzących na cylindrze i głowicy pozwoliło zmniejszyć o 23% jednostkowy wydatek powietrza chłodzącego. Zmniejszenie prędkości obrotowej śmigła i liczby kół zębatach w silniku oraz opracowanie nowego układu wylotowego umożliwiło obniżenie poziomu hałasu — zarówno na zewnątrz samolotu, jak i w kabine.

Ciężar jednostkowy nowych silników waha się w okolicach 0,5 kG/KM w zależności od wersji.

Przewiduje się znaczne zwiększenie automatyzacji produkcji, co przy przewidywanej liczbie ok. 10 tys. sztuk rocznie powinno przynieść utrzymanie się cen nowych silników na poziomie cen porównywalnych silników produkowanych dotychczas. Firma Teledyne Continental Co. inwestując przeszło 20 mln dol. w program rozwoju nowej generacji silników Tiara spodziewa się zwiększyć swój udział w światowej produkcji do 50%.

Nowe silniki Lycoming

Nowa generacja silników rozwijana przez firmę AVCO Lycoming przy współpracy z zachodniemiecką firmą Porsche znaną z produkcji wysokiej klasy samochodów sportowych z silnikami chłodzonymi powietrzem ma zbliżone parametry do silników Tiara, z tym że ich konstrukcja jest bardziej nowoczesna. Prędkość obrotowa tych silników ma w wersji samolotowej wynosić 4500 obr/min, a w śmigłowej z chłodzeniem wymuszonym 6000 obr/min. Ze względu na tak wysoką szybkobieżność i wynoszącą aż 73 KM/dem³ moc jednostkową wał korbowy został podparty przy każdym wykorbieniu, co jednocześnie przyniosło zwiększenie sztywności kadłuba. Kadłub usztywniono także przez poprowadzenie długich śrub ściągowych łączących głowice naprzeciw siebie leżących cylindrów. Wszystko to pozwoliło na znaczne zmniejszenie grubości ścianek kadłuba, a więc i ciężaru. Śruby ściągające przechodzące na wskroś przez kadłub pozwoliły na zastosowanie aluminiowych cylindrów z cienkimi tulejami żeliwnymi lżejszymi od dotychczasowych i o lepszym współczynniku przewodzenia ciepła. Charakterystyczne jest także zastosowanie po raz pierwszy w silnikach przeciwsobnych rozrządu z wałami rozrządczymi w głowicy, co wynikało z konieczności zmniejszenia mas w układzie pracującym z wysoką prędkością obro-

tową; pozwoliło też na odchylenie osi zaworów od osi cylindra i korzystniejsze ukształtowanie komory spalania. Stosunek skoku do średnicy wynosi 0,635, co pozwoliło na utrzymanie średniej prędkości tłoka zapewniającej znaczną trwałość a jednocześnie na skrócenie korbowodu i zmniejszenie szerokości silnika. Firma Lycoming przewiduje osiągnięcie przez te silniki ciężarów jednostkowych 0,45 kG/KM i okresów międzynaaprawczych 3000 h. Dotychczas brak jest informacji o wprowadzeniu tych silników do produkcji.

Inne rozwiązania

Nowe perspektywy przed lotniczymi silnikami tłokowymi stawia rozwój silników o tłoku obrotowym typu Wankla. Silniki te mają w porównaniu z klasycznymi wiele zalet, jak mały ciężar i objętość jednostkowa, prosta i potencjalnie tańsza konstrukcja; możliwość całkowitego wyrównoważenia oraz wysoka równomierność momentu obrotowego zapewniające dużą kulturę pracy.

Prace badawcze nad lotniczym zastosowaniem silników Wankla podjęła przed kilkunastu laty znana niegdyś z produkcji tłokowych silników dużej mocy amerykańska firma Curtiss Wright. Prototypy tej firmy mają bardzo korzystne parametry, np. śmigłowiec silnik RC2-90Y2 chłodzony powietrzem o mocy 310 KM przy 6000 obr/min ma ciężar jednostkowy 0,416 kG/cm³ i wymiary gabarytowe 496 × 636 × 863 mm przy dość dużym jednak jednostkowym zużyciu paliwa wynoszącym 244 G/KMh.

Niezwykle interesujący prototyp zaproponowała trudniąca się produkcją dwusuwowych silników małej mocy do celów latających i samolotów amatorskich firma McCulloch. Jest to silnik pięciocylindrowy dwusuwowy o układzie

Dokończenie na str. 40

Mgr inż. JERZY ŚWIDZIŃSKI

W artykule przedstawiono najciekawsze problemy konstrukcyjno - techniczne związane z projektowaniem i budową latającego laboratorium LALA-1.

Problemy techniczne LATAJĄCEGO LABORATORIUM LALA-1

Ambitny program stworzenia nowoczesnego samolotu rolniczego o dużym udźwigu, który mógłby stać się godnym następcą An-2 w latach ostatniej „dzielni” dwudziestego stulecia, postawił przed polskim przemysłem lotniczym wiele trudnych problemów organizacyjnych i technicznych. Dynamiczny rozwój usług agrolotniczych we wszystkich krajach RWPG, a w szczególności w Związku Radzieckim stawia sprzętowi latającemu wysokie wymagania pod względem jego sprawności, wydajności i ekonomiczności. Aby sprostać temu trudnemu zadaniu, konieczny jest w tej dziedzinie poważny skok jakościowy. Nic dziwnego, że prace nad koncepcją nowego samolotu rolniczego idą więc nieraz w kierunku niekonwencjonalnych rozwiązań, np. w zakresie wyboru nie stosowanych dotąd rodzajów układów napędowych, nowych systemów urządzeń rolniczych itp. Dla uniknięcia niespodzianek i ograniczenia do minimum ryzyka związanego z takim projektem, konieczne jest przeprowadzanie badań i prac doświadczalnych. Dużą część tych prac powierzono Instytutowi Lotnictwa. Między innymi przed Instytutem postawiono zadanie praktycznego zbadania wpływu napędu odrzutowego na własności i cechy samolotu rolniczego. W tym celu należało opracować i zbudować odpowiednie urządzenia badawcze. Przeprowadzono dyskusję nad wieloma wariantami takiego urządzenia, od stoisk stacjonarnych, przez urządzenia oparte na poruszających się po ziemi pojazdach kołowych i szynowych, aż po urządzenie latające.

Za najlepiej spełniające postawione wymagania uznano urządzenie latające, bowiem umożliwia ono przeprowadzenie badań w sposób najbardziej kompleksowy i w warunkach najbardziej zbliżonych do rzeczywistych warunków eksploatacyjnych nowego samolotu rolniczego. Okazało się także, że urządzenie latające da się zrealizować w dość krótkim czasie i to stosunkowo niewielkimi kosztami. Stało się to możliwe dzięki wykorzystaniu seryjnego samolotu rolniczego An-2R, wyposażonego w standardowe urządzenia agrolotnicze, który należało jedynie przystosować do zabudowy silnika odrzutowego AI-25 przez

odpowiednią przeróbkę. Oprócz zabudowy silnika i układu rozruchowego oraz omaskowania, chwytu powietrza, instalacji paliwowej i przeciwpożarowej, należało całkowicie przebudować tylną część kadłuba, aby umożliwić wylot gazów odrzutowych z silnika oraz podnieść usterzenie poziome i wprowadzić podwójne usterzenie pionowe, przekonstruować i przesunąć podwozie tylne oraz rozwiązać na nowo sposób wejścia do kabiny. Były to zmiany poważne, dotyczyły one jednak tylko części samolotu.

Zachowano w nie zmienionym stanie całą komorę dwupłata wraz ze współpracującą częścią kadłuba, podwozie główne oraz kabinę załogi wraz z całym wyposażeniem i głównymi elementami sterowania. Zachowano również w całości dotychczasowy zespół napędowy, tzn. tłokowy silnik ASz-62IR ze śmigłem AW-2. Pozwoliło to skrócić prace projektowe i warsztatowe, przede wszystkim jednak ułatwiło i skróciło formalności związane z dopuszczeniem przebudowanego samolotu do eksploatacji w locie.

W ten sposób uzyskany samolot doświadczalny, nazwany LALA-1 (latające laboratorium-1), umożliwił przeprowadzenie badań w zakresie:

— oddziaływania strumienia gazów wylotowych silnika odrzutowego na równomierność poprzeczną pasma chemikaliów oraz na rośliny uprawne (w locie niskim);

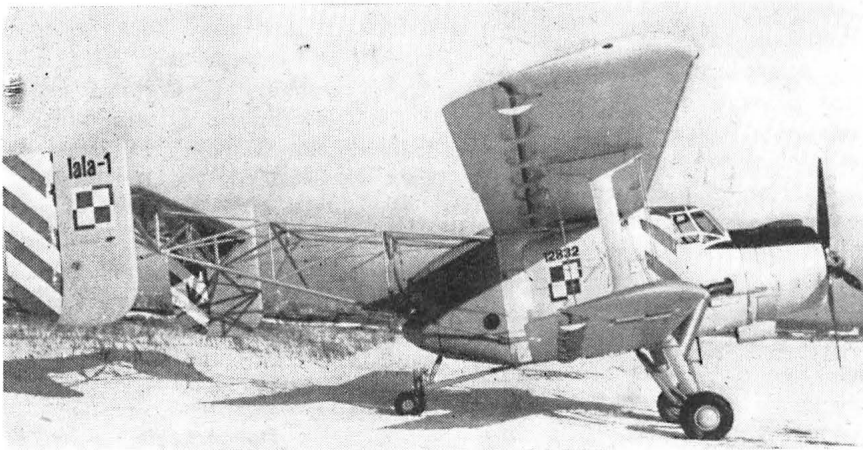
— odporności silnika odrzutowego na wpływy zanieczyszczenia chemikaliami i zapyłoną atmosferą w locie roboczym oraz podczas manewrów na ziemi (kołowanie, start, lądowanie);

— wpływu zastosowania napędu odrzutowego na technikę pilotażu podczas zabiegów agrolotniczych,

— wpływu hałasu silnika odrzutowego na warunki pracy załogi i obsługi naziemnej.

Zachowanie na samolocie silnika tłokowego (obok dodanego silnika odrzutowego) umożliwiło również przeprowadzenie bezpośredniego porównania własności samolotu rolniczego z dwoma różnymi rodzajami napędu: tłokowo-śmigłowym i odrzutowym.

Decyzję o budowie latającego laboratorium podjęto w czerwcu 1971 roku. Prace konstrukcyjne trwa-



1. Widoczne: trójprzęsłowa kratownica tylna, wyniesione do góry usterzenie, osłony silnika odrzutowego, podwozie tylne i boczny uchwyt powietrza. Płyty usterzenia pionowego wykonane są z obciętych połówek usterzenia poziomego.

Problemy techniczne...

ly około sześciu miesięcy, równoległe biegi jednak czynności wykonawcze. Obłot samolotu, początkowo tylko z pracującym silnikiem tłokowym odbył się 10 lutego 1972 roku. Drugi, właściwy obłot już z dwoma pracującymi silnikami nastąpił 26 kwietnia tegoż roku, a więc w 10 miesięcy od rozpoczęcia prac nad projektem, co należy uznać za sukces techniczno-organizacyjny.

Obecnie latające laboratorium kontynuuje szeroko zakrojone badania agrotechniczne. Początkowo proponowany program rozszerzono o badanie nowych, niekonwencjonalnych systemów urządzeń agrolotniczych. Trud włożony w opracowanie i zbudowanie samolotu przynosi więc wymierne korzyści. Zarówno własności lotne samolotu o rzadko spotykanym napędzie mieszanym, jak i wyniki prowadzonych badań agrolotniczych są tematami niezwykle interesującymi i zasługują na odrębne, obszerne opracowania. Niniejszy artykuł ma na celu przedstawienie w skrócie najciekawszych problemów technicznych, jakie wystąpiły przy projektowaniu i budowie samolotu.

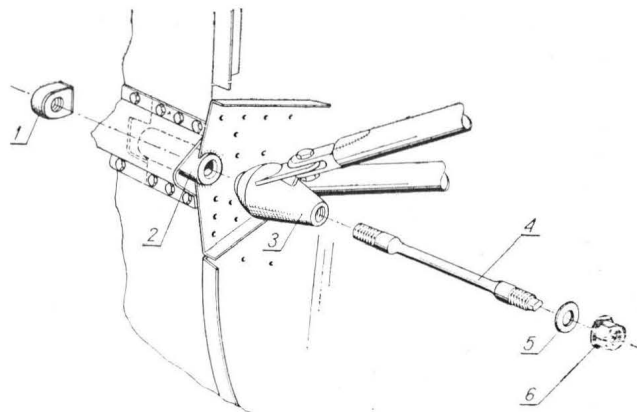
Część tylna kadłuba

W przerobionym samolocie zachowano w zasadzie konstrukcję kadłuba w jego przedniej części; tylną część trzeba było usunąć ze względu na konieczność zabudowy silnika odrzutowego i zapewnienia mu nieskrępowanego wylotu gazów odrzutowych do tyłu. Konieczne więc było zamknięcie pozostałej przedniej części kadłuba i dodanie struktury zastępującej odciętą część tylną dla przeniesienia sił od usterzenia i podwozia tylnego. Kadłub ucięty został tuż za wręgą 10, a więc w okolicy krawędzi spływu górnego płata. W miejscu przecięcia wbudowano mocną wręgę 10A usztywniającą wykroj. Strukturę zastępczą wykonano w postaci dwóch kratownic: dłuższej, wspierającej usterzenie i krótszej, służącej do podparcia silnika odrzutowego i podwozia tylnego.

Ze względu na obecność silnika i wylot gazów, żadna z wymienionych kratownic nie mogła być zbudowana jako zespół sztywny sam w sobie. Zadanie zamknięcia kadłuba spełnia więc wręga 10A; jest ona wykonana jako bardzo sztywna rama z grubej (1,5 mm) blachy duralowej, obramowanej zarówno na obwodzie, jak i na obrzeżu wewnętrznego wykroju kątownikami wyciskanymi z duralu o wymiarach $30 \times 30 \times 3$. Naroża wręgi wzmocnione są ponadto nakładkami, a ściana — nanitowanymi kątownikami. Wymiary wykroju we wrzędzie zostały tak dobrane, aby można było przezeń wyjąć i włożyć umieszczony w kadłubie zbiornik chemikaliów w przypadku konieczności jego wymiany lub demontażu.

Na obwodzie wręgi 10A zostały zabudowane cztery okucia mocowania kratownic tylnych: okucia te wykonane ze stali 30 HGSA mają postać gniazd z przelotowymi otworami o osiach równoległych do osi samolotu i są zaopatrzone w płetwy rozkładające siły skupione na ścianę wręgi i na pokrycie kadłuba. Dla lepszego przejścia sił w okolicy każdego okucia pokrycie zostało wzmocnione dużą nakładką i zewnętrzną omegówką biegnącą wzdłuż tworzącej kadłuba aż do wręgi 8. Kratownica tylna, zbudowana z rur ze stali 30 HGSA, składa się z czterech podłużnic usztywnionych wykrzyżowaniami w płaszczyznach ścian bocznych oraz w płaszczyźnie ściany górnej i podpartych poprzecznymi rozpórkami. Dolna ściana kratownicy musiała pozostać otwarta (niewykrzyżowana), gdyż tamtędy przechodzi strumień gazów wylotowych z silnika.

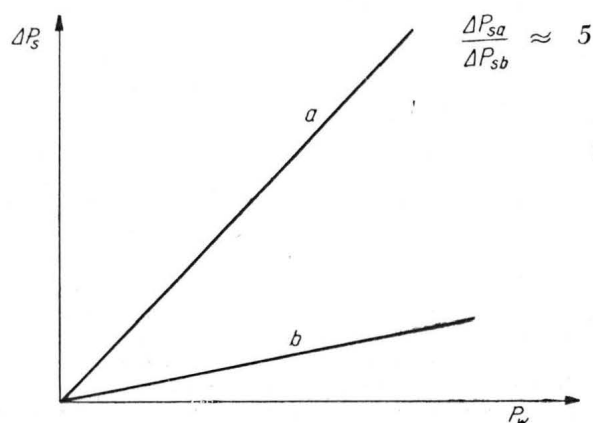
(W wyniku przeprowadzonej analizy ciężarowej kratownicę wykonano jako trójprzęsłową, zwiększenie przesyłu do trzech spowodowało zmniejszenie ciężaru o ok. 15%. Dla ułatwienia wykonawstwa dokonano technologicznego podziału kratownicy. Składa się ona z czterech płaskich podzespołów wykonanych metodą spawania: dwóch ścian bocznych i dwóch wręg-rozpórek w kształcie obróconej litery K. Pozostałe elementy to luźne pręty (6 szt.) wykrzyżowujące górną ścianę kratownicy. Podzespoły kratownicy łączone są ze sobą pasowanymi sworzniami



2. Połączenie kratownica-kadłub, węzeł dolny, lewy: 1 — nakrętka kotwiczna, 2 — okucie kadłubowe, 3 — węzeł kratownicy, 4 — sworzeń, 5 — podkładka, 6 — nakrętka naprężająca

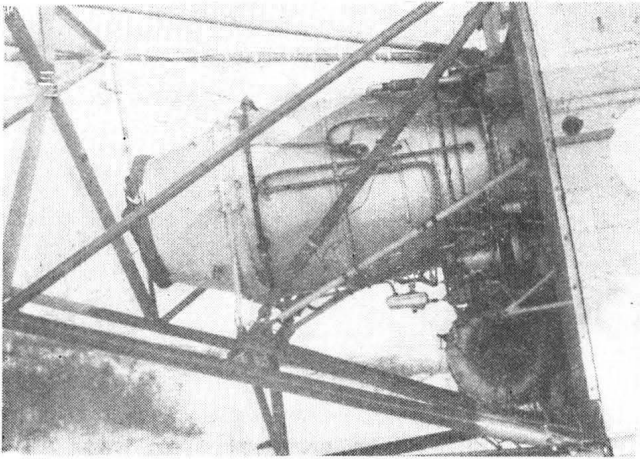
dwuciętymi, dla uniknięcia luzów. Kratownica tylna jest nieszywna na skręcanie, sztywność tę uzyskuje dopiero po połączeniu w czterech punktach do sztywnego kadłuba. Druga, krótsza kratownica służy, jak już wspomniano, do podparcia amortyzatora podwozia tylnego oraz zastrzałów tylnej części silnika odrzutowego. Została ona wykonana w postaci spawanego z rur ostrosłupa o podstawie trapezowej, zwróconego wierzchołkiem w dół, jest ona przymocowana w dwóch punktach do dolnych węzłów kadłubowych i podparta dwoma zastrzałami do górnych.

W ten sposób obie kratownice łączą się ze sobą i z kadłubem w czterech węzłach, wyznaczonych przez opisane już okucia, z tym że kratownice połączone są ze sobą sworzniami ścinanymi (dwuciętymi), a z kadłubem sworzniami przedsprężonymi pracującymi wyłącznie na rozciąganie. Do wyeliminowania naprężeń tnących i gnących sworznie mają względem tulei okuć dość znaczny luz, a siły składowe działające w płaszczyźnie wręgi przenoszone są przez kuliste wypusty wystające z węzłów kratownicy i wchodzące w stożkowe gniazda okuć kadłubowych. Sworznie wykonane są zgodnie z zasadami obowiązującymi dla sworzni pracujących na rozciąganie, tzn. średnica ich części „roboczej”, zajmującej większą część długości sworznia, jest mniejsza niż średnica rdzenia gwintu, a powierzchnia części roboczej jest wygładzona dla wyeliminowania działania karbu. Początkowo sworznie wykonane były z łbami i miały być wsadzane do okuć kratownicy i kadłuba od tyłu, po czym miały być dociągane nakrętkami od strony wnętrza kadłuba. Okazało



3. Uzyskany na podstawie pomiarów tensometrycznych wykres zależności przyrostu siły w sworzniu ΔP_s od siły przyłożonej do węzła P_w : a — sworzeń nie naprężony wstępnie, b — sworzeń przedsprężony

Problemy techniczne...



4. Zespół silnika odrzutowego. Widoczne: silnik AI-25, silnik startowy AI-9, obsada czopa głównego podparta zastrzałami do tyłu i do góry oraz zastrzał podpierający tył silnika

się jednak, że czynność ta jest niewykonalna z powodu braku odpowiedniego dostępu i miejsca na narzędzie (klucz). Dociąganie sworzni od strony ła nie wchodziło w rachubę ze względu na możliwość ukłęcia sworzni.

Problem ten rozwiązano drogą zmiany konstrukcji sworzni — zostały one nagwintowane z obu stron. Jednocześnie zmieniono kształt nakrętki od strony kadłuba, tak aby nie mogła się obracać w swym gnieździe. Sworznie zostały wkręcone w nakrętki przez okucia do oporu przez pokręcanie kluczem za splaszczanie wykonane za zewnętrznym gwintem. Po osadzeniu kratownicy sworznie zostały naprężone nakrętkami nakręconymi na zewnętrzny gwint, wystający z węzłów kratownicy.

Następny problem stanowiło uzyskanie naprężeń wstępnych sworzni odpowiedniej wartości wynikającej z warunku, aby do maksymalnych (obliczeniowych) obciążeń zewnętrznych kratownicy nie występował luz na okuciach. Wybrano sposób bezpośredniego pomiaru naprężeń tensometrami naklejonymi na pracującą powierzchnię specjalnych sworzni pomiarowych. Nakrętki dociągano kluczem dynamometrycznym, aż do uzyskania wymaganych naprężeń wyznaczając w ten sposób konieczną wartość momentu dokręcającego. W montażu ostatecznym należało tylko dociągać nakrętki tym samym kluczem do tej samej wartości momentu, przy identycznych warunkach smarowania. Zaletą sworzni przedsprężonych jest teoretyczna stałość istniejących w nich naprężeń, niezależnie od zmian obciążeń zewnętrznych. Zostało to potwierdzone w czasie próbnego obciążenia kratownicy. Mierzony tensometrami przyrost sił rozciągających w sworzniach stanowił tylko ułamek sił działających na węzły okuc w wyniku obciążenia kratownicy. Próbę obciążenia przeprowadzono dla sprawdzenia sztywności kratownicy. Okazało się, że sztywność ta jest znacznie większa niż przewidują to wymagania BCAR, część K. Dowiodło to prawidłowości przyjętych założeń konstrukcyjnych i potwierdziło poprawność obliczeń. Pełna próba statyczna nie mogła być przeprowadzona, gdyż samolot zbudowano tylko w jednym egzemplarzu.

Usterzenie

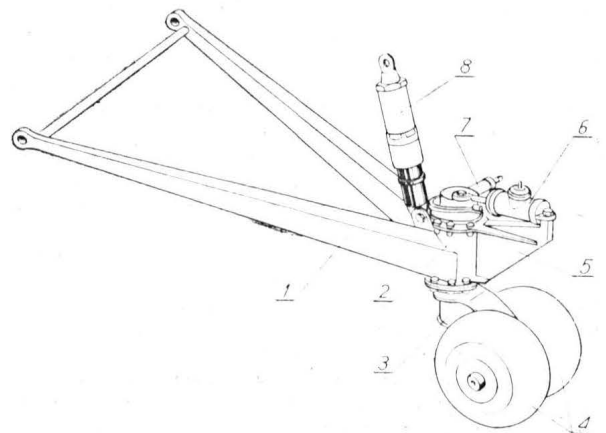
Zgodnie z założeniem maksymalnego wykorzystania istniejących zespołów i elementów konstrukcji, do samolotu LALA-1 postanowiono użyć usterzenie wysokości z przerobionego samolotu An-2. Zachowano również ramię usterzenia, podnosząc je jedynie do góry zarówno dla odsunięcia go od strumienia gorących gazów, jak też i dla uzyskania pewnego podobieństwa do nowego samolotu. Jak wiadomo, usterzenie samolotu An-2 zabudowane jest w sposób półwolnonośny, a mianowicie zamocowane w czterech

punktach do tylnej części kadłuba i podparte z obu stron zastrzałami połączonymi z usterzeniem w dwóch punktach każdy. W samolocie LALA-1 sytuacja odwrócono, zamocowując usterzenie do kratownicy okuciami zewnętrznymi (zastrzałowymi), a okucia centralne podparto zastrzałami w kształcie litery V. Do połączenia okuc zastrzałowych z kratownicą kadłubową służą płaskie trójkątne elementy kratowe. Elementy te wraz z wymienionymi zastrzałami, piramidką łączącą cztery okucia centralne i pręt łączącym dolne punkty tych wszystkich elementów tworzą rodzaj poprzecznej kratownicy stanowiącej zespół usztywniający usterzenie poziome.

Ponieważ zabudowa centralnego usterzenia pionowego byłaby niewygodna, zdecydowano się na zastosowanie usterzenia podwójnego, w postaci płyt brzegowych. Dla uniknięcia konstrukcji i wykonawstwa nowych elementów użyto do tego celu połówek usterzenia poziomego, które obciążono na żebrze 4, wykorzystując tylko końcówki. Na żebrze 4 (końcowym) każdej połówki statecznika zabudowano rurowy wysięgnik z okuciem oporowym. Tak uzyskane płyty zamocowano, wykorzystując dawne okucia zastrzałowe, do końców statecznika poziomego, gdzie dodano odpowiednie okucia. Stateczniki pionowe podparto ponadto w dolnej części zastrzałami w kształcie litery V, opierającymi się wierzchołkami o dolne punkty kratownicy usterzenia poziomego. Podobnymi zastrzałami wychodzącymi z tychże punktów podparto również końce statecznika poziomego w punktach okuc zawieszenia stateczników pionowych. W ten sposób zespół usterzenia został usztywniony i wzmocniony zewnętrzną kratownicą. Wzmocnienie takie było celowe, gdyż należało się spodziewać wystąpienia na usterzeniu większych sił niż w samolocie An-2, a to m.in. ze względu na obecność płyt brzegowych zwiększających wydłużenie efektywne usterzenia poziomego.

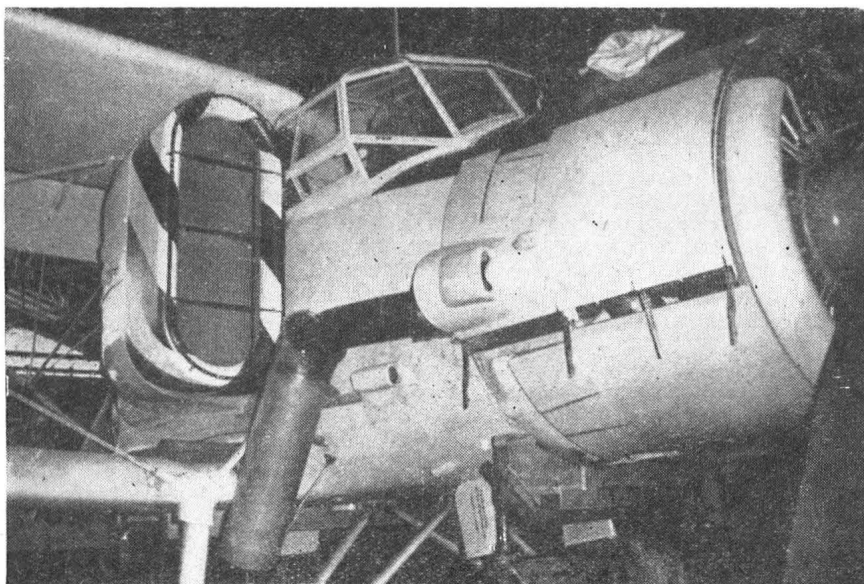
Kratownica usterzenia służy również do zamocowania usterzenia do kratownicy tylnej kadłuba. Kratownice są ze sobą połączone przegubowo w dolnych punktach. Górne węzły zaopatrzone są w łączniki śrubowe, które służą do regulacji kąta ustawienia statecznika poziomego.

Aby zmniejszyć opór aerodynamiczny kratownicy, postanowiono oprofilować niektóre pręty, zwłaszcza te leżące poprzecznie do kierunku przepływu. Oprofilowanie wykonano w postaci nakładek czołowych i spływowych, przyklejonych do rur i oklejonych tkaniną szklaną. Nakładki wykonane zostały ze styropianu spienianego w bardzo prostych metalowych formach, tak że nie wymagały poza klejeniem żadnej ręcznej obróbki. Ponieważ usterzenie samolotu An-2 jest kryte płótnem, przy zabudowie na samolocie LALA-1 istniało niebezpieczeństwo zapalenia się go od gorących gazów wylotowych z silnika odrzutowego. Rzyzko to należało wyeliminować. W tym celu (po raz pierwszy w kraju) pokryto szkielec usterzenia niepalną tkaniną szklaną i zabezpieczono emalią

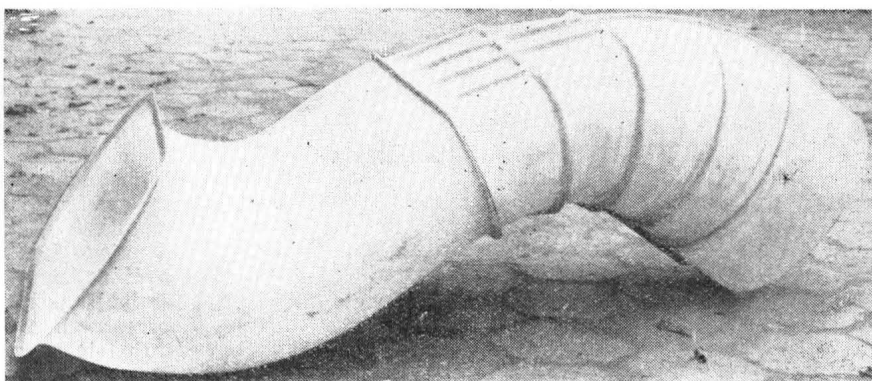


5. Podwozie tylne: 1 — wahacz, 2 — obsada widełca, 3 — widelec, 4 — koła, 5 — wspornik tłumika, 6 — tłumik „shimmy”, 7 — dźwignik blokowania, 8 — amortyzator

6. Boczny chwyt powietrza. Widoczne rozmiary chwytu, zaokrąglone krawędzie, siatka ochronna i kanał, odprowadzający spaliny z silnika ASz-62 pod skrzydło



7. Laminatowy kanał zasilania powietrzem silnika AI-25 (wariant I). Widok z dołu. Widoczny „esowy” kształt kanału



poliestrową. Udany ten eksperyment został przedstawiony Czytelnikom w postaci osobnego opracowania w TLiA nr 10/1972. W czasie prób naziemnych samolotu przeprowadzono również pomiary rozkładu temperatury strumienia gazów w okolicy usterzenia. Okazało się, że temperatury te są tak niskie, że niebezpieczeństwo pożaru usterzenia praktycznie nie istnieje. Oczywiście nie zmniejsza to uzyskanego osiągnięcia, tym bardziej że zastosowanie tkaniny szklanej zwiększa odporność usterzenia również na działanie chemikaliów rozprzestrzenianych przez samolot.

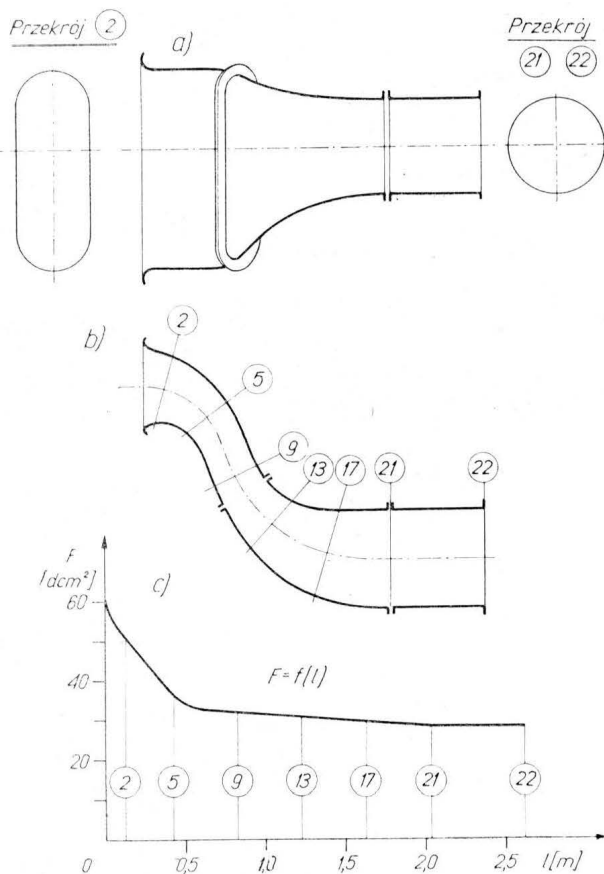
Podwozie tylne

Z względu na odcięcie tylnej części kadłuba i zastąpienie jej odchyloną do góry kratownicą powstała konieczność przesunięcia do przodu punktu zabudowy podwozia tylnego, a zarazem konieczność całkowitej przebudowy samego podwozia. Przy wyborze nowego miejsca położenia osi podwozia tylnego zachowano dawny kąt postojowy samolotu. Położenie osi dobrano w przybliżeniu w połowie odległości między osiami kół głównych a osią dawnego koła ogonowego (An-2). Spowodowało to dwukrotny wzrost obciążeń działających na podwozie tylne. Z tego powodu zastosowano zamiast jednego — dwa koła tylne z samolotu An-2. Zostały one osadzone na wspólnej osi po obu stronach pojedynczego widelca, ułożyskowanego w obsadzie w sposób umożliwiający pełny obrót (360°) widelca wraz z kołami dookoła pionowej w przybliżeniu osi obsady (podobnie resztą jak w samolocie An-2). Obsada widelca stanowi tylny węzeł spawanego ze stali 30 HGSA widłowego wahacza wleczzonego, którego przednie węzły służą do zawieszenia na okuciach zabudowanych pod kadłubem w okolicy wręgi 10A. Wychylnie zawieszony

zespół podparty jest w tylnym węźle wahacza pojedynczym amortyzatorem, którego górny punkt wsparty jest o dolny węzeł opisanej wyżej, krótszej kratownicy. Zastosowano gotowy amortyzator olejowo-powietrzny z podwozia głównego samolotu MD-12, znaleziony w pozostałościach po kasacji tego samolotu zapasach, wymagający tylko drobnych przeróbek dostosowujących go do pracy w nowych warunkach. Pozwoliło to na znaczne zmniejszenie zakresu prac konstrukcyjnych i wykonawczych. Widelec zespołu kół, osadzony obrotowo w obsadzie, jest centrowany w tylnym położeniu urządzeniem krzywkowo-rolkowym i blokowany dźwignikiem pneumatycznym, którego czop wchodzi w otwór w kołnierzu osi widelca. Oba urządzenia zostały zaadaptowane z podwozia tylnego samolotu An-2.

Podczas prób wykonanego podwozia tylnego na młocie zrzutowym zaobserwowano wystąpienie silnych drgań typu „shimmy” już przy prędkościach obrotowych bębna odpowiadających prędkości kołowania 40 km/h, przy czym drgania występowały zarówno przy widelcu odblokowanym, jak i zablokowanym. Stwierdzono, że w tym ostatnim przypadku wystąpienie drgań wywołane jest zbyt dużym luzem na czopie blokującym. Po usunięciu luzu drgania ustąpiły i nie pojawiły się w przebadanym zakresie prędkości kołowania (do 120 km/h).

Znacznie poważniejszym problemem była eliminacja drgań przy widelcu odblokowanym (np. wskutek przeoczenia pilota lub w wyniku wady instalacji). Zastosowany w pierwszym etapie prób tłumik „shimmy” z samolotu MD-12, wzorowany na rozwiązaniu z samolotów LIM, okazał się niewystarczający i nie spowodował zwiększenia bezpiecznej prędkości kołowania. Powodem był prawdopodobnie zbyt skomplikowany system przekazywania ruchu czopa widelca na zespół tłoczków tłumika, z dużą liczbą współpracujących części i występujących między nimi lu-



8. Kształt kanału wlotowego AI-25: A — widok z boku, B — widok z góry, C — rozwinięcie, F — powierzchnia przekroju kanału

zów. Postanowiono więc zastosować inny tłumik, tym razem adaptowany z samolotu TS-11, w którym ruch czopa widelca przekazywany jest bezpośrednio i w sposób b. sztywny na tłok tłumika. Zastosowanie tego tłumika spowodowało radykalną poprawę sytuacji, tzn. drgania ustąpiły i bezpieczna prędkość kołowania zarówno z widelcem zablokowanym, jak i odblokowanym mogła zostać ustalona na 120 km/h. W ramach dalszych ulepszeń wprowadzono bezpośrednią sygnalizację elektryczną położenia tłoka dźwigni blokującego (za pomocą mikrowyłączników sterowanych ruchem samego tłoka), przy czym sygnalizowane jest zarówno położenie zablokowane, jak i całkowicie odblokowane.

Zespół napędowy

Jak już wspomniano, na samolocie LALA-1 pozostał, adaptowany w całości z samolotu An-2, zespół napędowy tłokowo-śmigłowy z silnikiem ASz-62 IR o mocy 1000 KM. Jako zespół dodatkowy zabudowano turbinowy silnik odrzutowy dwuprzepływowy AI-25 o maks. ciągu statycznym 1500 kG. W skład tego zespołu napędowego, obok wymienionego silnika, wchodzi jeszcze silnik rozruchowy AI-9 (stanowiący wytwornicę powietrza do rozruchu powietrznego), oddzielna instalacja paliwowa zasilająca oba silniki, osobna instalacja przeciwpożarowa oraz kanał chwytu powietrza, zasilający silnik AI-25.

Silnik AI-25 jest produkowany seryjnie i stosowany w eksploatacji samolotów pasażerskich krótkiego zasięgu typu Jak-40. W samolocie LALA-1 zastosowano schemat zabudowy silnika identyczny jak dla centralnego silnika na samolocie Jak-40. Dwa czopy główne wsunięte w gniazda bocznych węzłów przedniej części silnika przejmują siły skie-

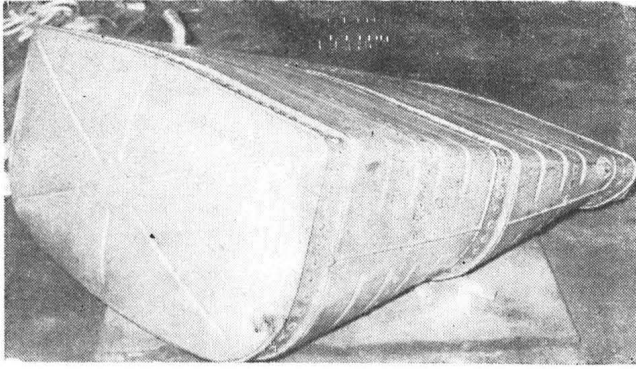
rowane wzdłuż osi podłużnej (X) i pionowej (Z) oraz momenty względem tych osi. Przesuwanie silnika wzdłuż osi czopów (Y) wyeliminowane jest za pomocą ukośnego zastrzału zamocowanego stycznie do obwodu przedniej części silnika, a obrót dookoła osi czopów udaremniony jest przez dwa zastrzały podpierające tylne boczne węzły silnika.

Silnik AI-25 zabudowany jest względem samolotu tak, że jego oś jest równoległa do osi silnika ASz-62, jest jednakże przesunięta o 500 mm w górę i 200 mm w prawą stronę. Czopy główne osadzone są przesuwnie w rurowych, stalowych obsadach zamocowanych w kadłubie tuż przed wręgą 10A. Kołnierze obsad związane są dwoma zastrzałami z tylnymi, górnymi węzłami krótkiej kratownicy znajdującej się za wręgą 10A (na tych samych węzłach wsparte są tylne zastrzały silnika). Lewa, dłuższa obsada podparta jest dodatkowo zastrzałem w płaszczyźnie pionowej. Dla unieruchomienia czopów głównych w obsadach są one przetknięte na wylot sworzniami. Silnik rozruchowy AI-9 wbudowany jest poprzecznie do kierunku lotu za wręgą 10A na kratowym wsporniku spawanym z rur stalowych. Wlot powietrza do silnika znajduje się z lewej strony. W tym miejscu znajduje się w osłonie silników otwór zabezpieczony siatką. Wylot gazów z silnika odbywa się w prawą stronę przez rurę wylotową stanowiącą przedłużenie dyszy silnika. Silnik AI-9 połączony jest przewodem rurowym z układem rozruchowym na silniku AI-25.

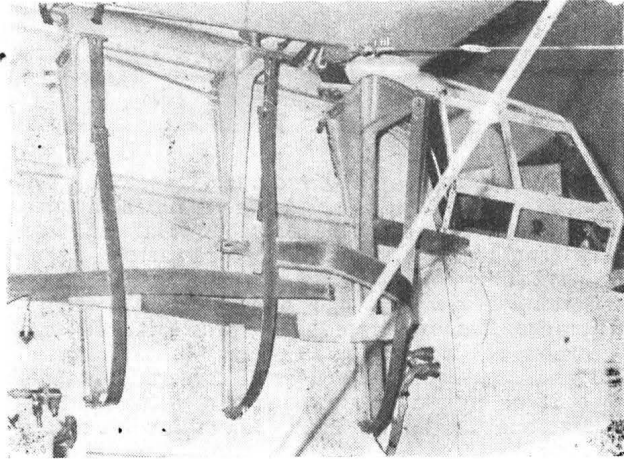
Oba silniki wraz z krótszą kratownicą tylną osłonięte są osłonami z blachy duralowej, z których dwie boczne są łatwo zdejmowane do przeglądów i obsługi. Przestrzeń wokół silników podzielona jest na strefy pożarowe, osobną dla silnika AI-25 i osobną dla AI-9. Trzecią strefę pożarową stanowi wnętrze drugiego konturu silnika AI-25. Każda ze stref może być oddzielnie gaszona za pomocą pokładowej instalacji pożarowej. Główną strefą jest oczywiście przestrzeń wokół silnika AI-25. Czoło silnika znajduje się w przybliżeniu w płaszczyźnie wręgi 9. Na wrędze tej umieszczono główną przegrodę ogniową wykonaną z blachy żaroodpornej 1H18N9T. Wręga 10A pozostawała początkowo nie osłonięta, jednakże przed pierwszym lotem z pracującym silnikiem odrzutowym na wniosek komisji dopuszczającej samolot do lotu przegroda ogniowa została uzupełniona ukośnymi arkuszami blachy 1H18N9T zmniejszającymi przestrzeń wokół silnika w rejonie kadłuba i chroniącymi duralową konstrukcję nośną kadłuba wraz z wręgą 10A. W rejonie osłon silnika przestrzeń wokół silnika została skutecznie zmniejszona przez zastosowanie bardzo grubych, podwójnych ścian.

Pewien problem stanowiło stworzenie osobnej strefy pożarowej wokół silnika AI-9, tzn. wydzielenie przestrzeni tego silnika z przestrzeni silnika głównego. Ze względu na małą odległość między obu silnikami zastosowanie sztywnej przegrody nie wchodziło tu w rachubę. Po wielu próbach wybrano przegrodę typu miękkiego złożoną z dwóch warstw miękkiej tkaniny azbestowej przełożonych i obłożonych cienką folią aluminiową. Dla ochrony przed uszkodzeniami mechanicznymi zewnętrzne warstwy folii oklejono cienką tkaniną szklaną.

Tak wykonana „kołderka” wytrzymała w czasie prób pięciominutowe działanie standardowego płomienia o temperaturze 1100 °C (wg BCAR), przy czym temperatura po stronie chłodnej praktycznie nie wzrosła. Innym problemem związanym z silnikiem AI-9 był trudny do opanowania objaw fałszywego włączenia się sygnału pożaru po wyłączeniu silnika AI-9. Powodem był zbyt szybki wzrost temperatury silnika (czujniki p.poz. reagują na gradient temperatury wyższy niż 2 °C/s) po ustaniu chłodzenia, które odbywa się drogą zewnętrznego opływu silnika powietrzem zasysanym przez gazy opuszczające dyszę silnika (efekt injektorowy). Poprawienie skuteczności injektora przez zwiększenie wysunięcia krawędzi płaszcza chłodzącego rurę wylotową zmniejszyło wprawdzie temperaturę wokół silnika w czasie jego pracy, jednak po wyłączeniu silnika gradient



9. Zbiornik nafty o pojemności 400 l



10. Gniazdo zbiornika na prawej burcie kadłuba z systemem pasów mocujących

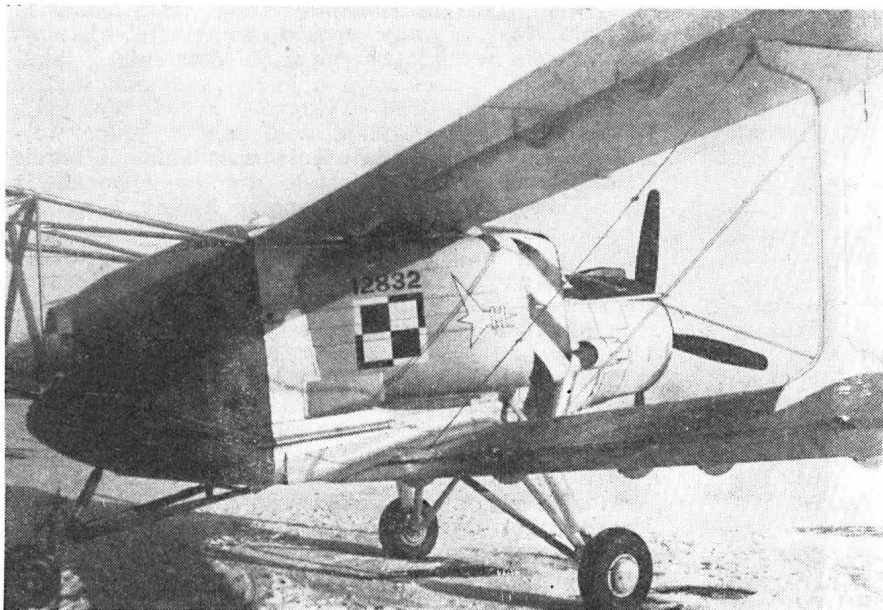
wzrostu temperatury był jeszcze wyższy. Próbowano zapewnić chłodzenie silnika AI-9 także po wyłączeniu umieszczając dodatkowe urządzenia injektorowe u wylotu z silnika AI-25, nie przyniosło to jednak spodziewanych rezultatów, prawdopodobnie ze względu na małą intensywność zewnętrznego przepływu silnika. Ostatecznie zwalczono objawy „fałszywego pożaru” przez nałożenie na czujniki kosztulek ochronnych, co podniosło nieco wartość gradientu temperatury wywołującego pojawienie się sygnału.

Wiele poważnych problemów wyłoniło się przy opracowaniu kanału zasilającego silnik AI-25 powietrzem. W konstrukcji należało uwzględnić duże zapotrzebowanie powietrza przez silnik — 44 kg/s —

jak również konieczność uzyskania dużych sprawności silnika, a więc małych strat na wlocie — przy małych prędkościach lotu przewidzianych w czasie eksploatacji samolotu. Zarówno położenie chwytu powietrza, jak i zasadniczy kształt kanału, musiały uwzględniać obecność elementów konstrukcji nośnej kadłuba i wyposażenie jego wnętrza (zbiornik chemikaliów, kabina załogi). Chwyt powietrza o łagodnie zaokrąglonych krawędziach umieszczony został z prawej strony kadłuba na wysokości kabiny. Niemal zaraz za chwyttem kanał silnie się zagina i wchodzi do wnętrza kadłuba przez otwór wycięty w pokryciu między wręgami 5 (tylna ściana kabiny) i 6 (przednia wręga dźwigarowa). Ponowne zagięcie już we wnętrzu kadłuba naprowadza osł kanału na osł silnika. Chwyt powietrza ma kształt owalny. W miejscu przejścia przez burtę kadłuba, a więc w miejscu największej krzywizny kanał jest bardzo silnie spłaszczony, co było konieczne ze względu na niewielki odstęp wręg 5 i 6, które ze względu na wytrzymałość konstrukcji musiały pozostać nie naruszone. Spłaszczenie to jest jednak korzystne, gdyż stanowi jakby naturalną kierownicę zapobiegając powstawaniu na wewnętrznej ścianie zagiętego kanału zjawisk kawitacji wywołanych przemieszczaniem się mas powietrza pod wpływem sił bezwładności. Dopiero wewnątrz kadłuba przekrój kanału zmienia się stopniowo na kołowy. Ostatni odcinek kanału, na długości równej średnicy, jest dokładnie cylindryczny. Ważny wpływ na sprawność kanału ma jego zbieżność. Na całej długości (z wyjątkiem ostatniego odcinka) kanał jest łagodnie zbieżny, przy czym zmiana przekroju odbywa się liniowo. W ten sposób uzyskano w czasie przepływu równomierny spadek ciśnienia wzdłuż ścian kanału. Tak ukształtowany kanał okazał się bardzo prawidłowy w eksploatacji. W żadnych warunkach pracy silnika nie stwierdzono nigdy zjawiska pompażu, co przy raczej skomplikowanym kształcie kanału należy uznać za sukces.

Ze względu na złożony kształt kanał został wykonany z laminatu szklanego. Zastosowano tkaninę szklaną ST-31 i żywicę Epidian 53. W pierwszym wariantcie ściany kanału wykonano z kilku warstw tkaniny przesyconej żywicą i wzmocniono je na zewnątrz usztywnieniami o przekroju trójkątnym, z laminatu wypełnionego styropianem, przy czym usztywnienia klejone były do gotowej skorupy. Taka konstrukcja kanału okazała się za słaba, co spowodowało uszkodzenie kanału wywołane panującym wewnątrz podciśnieniem w czasie próbnej pracy silnika na ziemi.

Dla drugiego wariantu kanału wybrano konstrukcję przekładkową z dwóch potrójnych warstw laminatu przedzielonych przekładką z pianki Polocel (spieniony polichlorek winylu) o grubości 15 mm na krzy-



11. Osłona zbiornika nafty na prawym boku kadłuba, za paszczą chwytu powietrza



12. Opuszczanie kabiny. Widoczne otwarte drzwi kabiny, stała drabina i poręcz wzdłuż kadłuba

wiznach przestrzennych i 30 mm na powierzchniach rozwijalnych. Po wykonaniu kanał poddano próbom na hamowni, których celem między innymi było ustalenie rozkładu ciśnień, następnie przeprowadzono próbę statyczną obciążając kanał wytworzonym wewnątrz podciśnieniem i dodatkowo zewnętrznym układem mechanicznym. Obie próby dały wynik pozytywny i przebadany element dopuszczono do normalnej eksploatacji.

Baczną uwagę zwrócono również na warunki panujące w okolicach chwytu powietrza m.in. na wzajemne oddziaływanie chwytu powietrza i śmigła. Pomiarów przeprowadzonych przy pracującym silniku odrzutowym wykazały minimalne tylko zakłócenie pola prędkości w płaszczyźnie śmigła (w granicach błędu pomiaru). Również praca śmigła na pełnym ciągu nie powoduje żadnego zauważalnego zakłócenia pracy silnika odrzutowego.

Ponieważ wylot spalin z kolektora silnika ASz-62 znalazł się naprzeciw chwytu powietrza silnika odrzutowego, konieczne było skierowanie spalin poza zasięg chwytu, co uzyskano przez zastosowanie skośnego kanału z blachy, który obejmował górnym końcem zagiętą w dół końcówkę kolektora, a dolnym końcem wychodził pod dolne skrzydło. Przy pierwszych próbach silnika odrzutowego na ziemi okazało się, że podciśnienie w okolicy chwytu powietrza indukuje w kanale kolektora przepływ odwrotny do zamierzonego, tzn. z dołu do góry. Po uruchomieniu silnika ASz-62 stwierdzono jednak, że injektorowy efekt strumienia spalin z kolektora przeważa i kierunek przepływu w skośnym kanale jest prawidłowy, tzn. góra-dół.

Jak już wspomniano, silniki turbinowe AI-25 i AI-9 zasilane są paliwem (naftą) z oddzielnej instalacji paliwowej. Głównym elementem instalacji jest zbiornik zawierający 400 litrów paliwa. Zbiornik zabudowany jest na zewnątrz kadłuba z prawej strony pod owiewką stanowiącą przedłużenie chwytu powietrza. Wlew paliwa do zbiornika znajduje się w górnej owiewce prawego skrzydła. Kształt zbiornika określony jest miejscem przeznaczonym na jego zabudowę, jest więc on płaski a wysoki, co powoduje duże obciążenie szczególnie dolnej części, wywołane ciśnieniem hydrostatycznym. Obciążenia te rzutują na wymaganą sztywność i wytrzymałość zbiornika. Konstrukcja i technologia zbiornika były dopracowane w oparciu o wyniki badań rezonansowych i wytrzymałościowych oraz prób odporności na drgania przeprowadzonych na stoisku wibracyjnym, przy czym parametry drgań były ustalone na podstawie pomiarów przeprowadzonych na samolocie. Po początkowych niepowodzeniach i ostatecznym dopracowaniu konstrukcji wykonano dwa egzemplarze zbiornika, z których jeden przeszedł pomyślnie długotrwałą próbę odporności na drgania, co stanowiło

podstawę dopuszczenia drugiego identycznego egzemplarza do zabudowy i eksploatacji na samolocie.

Duża wysokość zbiornika spowodowała trudności w rozwiązaniu układu pomiarowego zawartości zbiornika, gdyż uniemożliwiła zastosowanie standardowego pływakowo-dźwigniowego paliwomierza potencjometrycznego. Znalezione jednakże proste i efektywne rozwiązanie w postaci paliwomierza kontaktronowego. Pływak paliwomierza z zabudowanymi magnesami stałymi przesuwają się po rurze, wzdłuż której rozmieszczone są kontaktrony. Początkowo zastosowano tylko cztery kontaktrony, które włączały kolejno cztery lampki na uproszczonym wskaźniku w kabynie, wskazując na wypełnienie zbiornika w 1/4, 1/2, 3/4 i całkowite. Tak duża podziałka wskazań okazała się jednak niewygodna w eksploatacji, szczególnie w końcowej fazie wyczerpywania się paliwa. Praktycznie, paląca się lampka „1/4 zbiornika” była sygnałem do przerwania lotu, gdyż pilot nie orientował się, ile paliwa pozostało jeszcze faktycznie w zbiorniku. W wersji ulepszonej liczbę kontaktronów w rurze paliwomierza zwiększono do 40, łącząc je szeregowo włączonymi opornikami. Układ wskazujący stanowi obecnie czterocewkowy logometr prądu stałego o kącie wychylenia wskazówki 290°. Zdolność rozdzielcza paliwomierza wynosi 10 litrów (wskazówka porusza się skokami, co 10 litrów).

Kabina załogi

Odcięcie tylnej części kadłuba i wbudowanie silnika odrzutowego wraz z kanałem wlotowym uniemożliwiło wsiadanie do kabiny załogi przez ładownię. Należało znaleźć inny sposób wejścia do kabiny. W tym celu wycięto boczną część oszklwienia z lewej strony kabiny i zamocowano je na zawiasach wzdłuż górnej krawędzi. Tak wykonane drzwi wychylają się do góry i umożliwiają względnie wygodne wejście do kabiny. Dla ułatwienia wsiadania na burcie kadłuba zamocowano na stałe drabinę wykonaną z rur stalowych. Ponadto wewnątrz kabiny i na zewnątrz niej umieszczono kilka uchwytych pomagających przy wsiadaniu i wysiadaniu. Baczną uwagę zwrócono na sprawę bezpieczeństwa załogi. Siedzenia obu pilotów wyposażono w pasy plecowe, których nie było na seryjnym samolocie An-2. Na wypadek awarii drzwi kabiny mogą być odrzucone (niezależnie od dachu kabiny, który można odrzucać jak na wszystkich samolotach An-2). W razie konieczności opuszczenia samolotu w powietrzu pilot odrzuca drzwi i wydostaje się na drabinę, skąd przechodzi na chodnik u nasady dolnego lewego płata. Trzymając się umocowanej wzdłuż kadłuba rurowej poręczy pilot przechodzi do krawędzi splotu płata, skąd skacze. W czasie prób awaryjnego opuszczania samolotu (przeprowadzonych na ziemi) uzyskano czas ok. 4 sekundy od rozpoczęcia wychodzenia do skoku.

Mgr inż. ANDRZEJ KARDYMOWICZ

W artykule omówiono nowe, ciekawe rozwiązania konstrukcyjne samolotów i śmigłowców ekspozycyjnych na wystawie w Farnborough, m. in. przykłady rozwoju lekkich samolotów.

Ciekawe

rozwiązania konstrukcyjne w Farnborough-Europe 72

Po raz pierwszy wystawa w Farnborough stała się nie tylko brytyjską, ale i europejską. Pozostaje to w ścisłym związku z tym, że coraz więcej rodzajów sprzętu lotniczego produkują współpracujące firmy różnych krajów Europy.

Dobry początek zrobił niegdyś Concorde, następnie współpraca objęła opracowanie samolotu wojskowego Jaguar, europejskiego aerobusu A300B, samolotu bliskiego wsparcia Panavia oraz śmigłowców.

Akcenty współpracy europejskiej były też podkreślane w niemal każdym prospekcie czy opisie nowego sprzętu.

Niezależnie od względów pozaekonomicznych, współpraca firm różnych krajów umożliwia zmniejszenie kosztów opracowania samolotu czy śmigłowca przez zastąpienie kilku typów o tym samym przeznaczeniu, które byłyby zbudowane niezależnie w różnych krajach — jednym, spełniającym w dość dużym stopniu wymagania kilku odbiorców. Gdy wymagania te zbyt się od siebie różnią, pozostaje jeszcze możliwość budowania różnych wersji, co i tak jest opłacalne.

Samoloty, śmigłowce, silniki czy osprzęt prezentowane na wystawie na ogół są mniej lub więcej znane z opisów w literaturze fachowej, prospektów, nierzadko — z poprzednich wystaw. Dlatego sens wystawy nie polega na przedstawieniu rewelacyjnych nowości, a raczej na umożliwieniu bliższego zapoznania się z niektórymi szczegółami konstrukcji, kierunkami rozwoju sprzętu, bądź uzyskania — w drodze bezpośrednich kontaktów z przedstawicielami producentów — aktualnych danych technicznych wystawianej wersji samolotu czy śmigłowca.

Dlatego niniejszy artykuł nie ma stanowić próby kompletnego opisu wszystkich maszyn biorących udział w Farnborough — Europe 72 — taka próba nie miałaby szans powodzenia — ale raczej przedstawienia ciekawszych rozwiązań konstrukcyjnych czy koncepcji samolotów, a przede wszystkim — w ilustracjach — szczegółów konstrukcji, które choć drobne — w istotny sposób podnoszą wartość sprzętu, stanowiąc przykłady rozwiązań różnych problemów konstrukcyjnych.

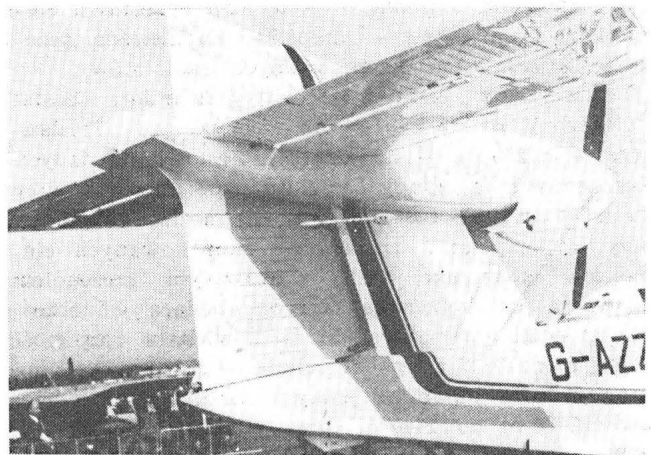
Wśród samolotów lekkich, najnowszym z biorących udział w wystawie był australijski N-22 Nomad. Samolot ten — klasy „furgonetki powietrznej” wyróżniał się prostotą i funkcjonalnością tak całego układu, jak poszczególnych rozwiązań konstrukcyjnych, daleko posuniętą unifikacją części konstrukcji, podziałami technologicznymi itp. przy równoczesnych dobrych osiągnięciach. Stanowił on w swojej klasie rewelację. Szczegółowy jego opis został podany w odrębnym artykule w TLiA 1972 nr 12.

Podobnej klasy samolotami były Britten-Norman Islander, Trislander i Defender. Nie były to wprawdzie prototypy, ale stanowiły tak interesujący przykład rozwoju określonego typu samolotu i dostosowania go do różnych wymagań odbiorców, że wydaje się słuszne bardziej szczegółowe omówienie porównawcze wszystkich wersji.

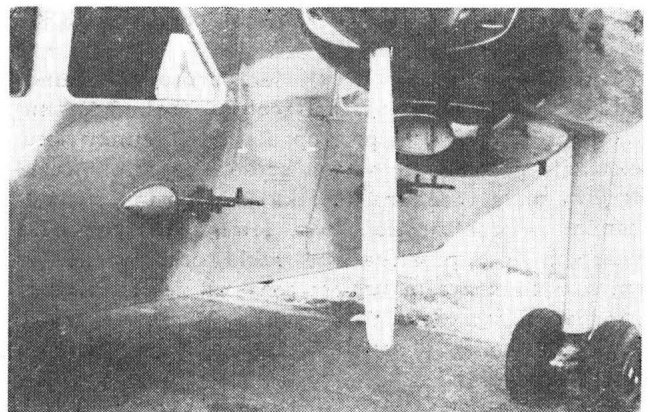
Pierwszym z nowych Britten-Normanów był BN-2 Islander wyposażony w turbodoładowarkę (firmy Rajay), zapewniającą zwiększenie osiągnięć na większych wysokościach lub w warunkach gorącego klimatu. Samolot przeszedł już próby w centralnej Afryce, czyli w terenie odpowiadającym warunkom jego przypuszczalnej eksploatacji.

Drugim nowym modelem był BN-2A-8S Islander o powiększonym (o 0,8 m³) bagażniku przednim.

Osiągnięto to przez dodanie segmentu nosa samolotu przed kabiną pilota. Ponadto liczba miejsc pasażerskich wzrosła z 10 do 12.



1. Zespół usterzeń Britten-Norman Trislandera



2. Uzbrojenie Britten-Norman Defendera

Ciekawe rozwiązania...

Dane techniczne samolotów Britten-Norman

	Trislander	Islander	Islander	Islander
Silniki	3xLycoming 0-540-E 260 KM	2xLycoming 0-540-E 260 KM	2xLycoming IO-540-K 300 KM (z wtryskiem paliwa)	2x260 KM z turbodoładowarką Rajay
Śmigło	Hartzell 2-lop. stałych obrotów przestaw, w chor. D = 2,03 m	Hartzell D = 2,03 m	Hartzell	Hartzell
Maksymalny ciężar całkowity	4530 kG	2990 kG	2990 kG	2990 kG
Ciężar samolotu wyposażonego bez awioniki	2600 kG	1620 kG	1620 kG	1620 kG
Rozpiętość	16,15 m	14,9 m	14,9 m	14,9 m
Powierzchnia nośna	31,3 m ²	30,2 m ²	30,2 m ²	30,2 m ²
Maksymalna liczba miejsc pasażerskich	17	9	9	9
Zbiorniki paliwa — w skrzydłach	2 × 253 l	2 × 259 l	2 × 259 l	2 × 259 l
na końcach skrzydeł	2 × 111 l	2 × 111 l	2 × 111 l	2 × 111 l
Osiągi przy ciężarze całkowitym:	4530 kG	2750 kG	2990 kG	2750 kG
Długość rozbiegu	397 m	171 m	165 m	170 m (179 m*)
Długość startu na 15 m	594 m	333 m	323 m	333 m (372 m*)
dobiegu	259 m	137 m	140 m	173 m (191 m*)
ładowania z 15 m	440 m	293 m	299 m	293 m (409 m*)
Wznoszenie na wys. 0 m	5,1 m/s	5,3 m/s	5,53 m/s	
Pułap teoretyczny	4513 m	4950 m	5340 m	7625 m
praktyczny	3720 m	4450 m	—	
Prędkość maks. na wys. 0 m	294 km/h	274 km/h	290 km/h	293 km/h**
przelot. 75% mocy, ~ 2000 m	283 km/h	257 km/h	274 km/h	270 km/h***
przelot. 67% mocy, 2750 m	275 km/h	254 km/h	270 km/h	
przelot. 59% mocy, 3960 m	267 km/h	248 km/h	264 km/h	

* Wartości podane w nawiasach odnoszą się do wysokości lądowiska równej 3048 m

** Na wysokości 4870 m

*** Na wysokości 3048 m, 75% mocy

Powiększony bagażnik będzie dostępny jako wyposażenie dodatkowe do produkowanych Islanderów i Trislanderów, a ponadto — w formie zestawu elementów do montażu — umożliwi analogiczną przebudowę wcześniej wyprodukowanych samolotów.

Dopuszczalny ciężar całkowity Islandera został zwiększony o 136 kG — do 2990 kG, zaś Trislandera — o 295 kG — do 4530 kG. Zestawienie danych technicznych tej grupy samolotów podane w tabeli ilustruje zakres zastosowań, jaki został osiągnięty przy wykorzystaniu w zasadzie zunifikowanych elementów konstrukcyjnych. Ciekawszym szczegółem Islandera jest końcówka skrzydła, będąca jednocześnie zbiornikiem paliwa, która powiększa rozpiętość z 14,9 m do 16,15 m, powierzchnię — z 30,2 do 31,3 m² i wpływa na pułap na jednym silniku powiększając go z 2075 m do 2440 m (przy silniku 300 KM).

Wersja uzbrojona Islandera — nazwana Defender jest wyposażona w cztery wysięgniki pod skrzydłami, na których dopuszczalne jest umocowanie ładunków po 371 kG (na wewnętrznych) oraz po 113 kG (na zewnętrznych).

Najciekawsze w tej wersji jest uzbrojenie samolotu w cztery karabiny maszynowe (kal. 7,62 mm) ustawione w kadłubie prostopadle do kierunku lotu. Celowanie odbywa się w ten sposób, że rolę muszki odgrywa mała czerwona tarczka umocowana na wysięgniku w pobliżu końcówki lewego skrzydła, zaś szczybiną jest prostokąt ze szkła organicznego, z naniesionym krzyżem umieszczonym na lewej bocznej szybie w płaszczyźnie głowy pilota. Wszystkie cztery k.m. zwrócone są w lewo i strzelają w przybliżeniu wzdłuż skrzydła.

Klasę samolotów lekkich reprezentował też Dornier Skyservant, który nie był wprawdzie konstrukcją

nową (pierwszy lot prototypu — w lutym 1966, ale stanowił przykład samolotu dopracowanego w szczegółach zarówno od strony technologicznej, jak i eksploatacji. Przy jego opracowaniu wykorzystano zresztą doświadczenia z Do-27 i Do-28, które zostały wyprodukowane w łącznej liczbie prawie 800 sztuk. Samolot jest przeznaczony do pracy na lotniskach polowych i jest do tego przystosowany nie tylko pod względem osiągnięć, ale i konstrukcji. Szczegóły konstrukcji tyłu kadłuba i osłon silnika pokazują zdjęcia.

Warto wspomnieć, że w prospekcie reklamującym samolot podkreśla się, że zdobył on 6 rekordów świata w klasie C1e (15.III.1972).

Wiadomości o zdobytych rekordach niejednokrotnie można było spotkać w prospektach reklamowych samolotów czy śmigłowców. Wydaje się, że wysunięta w swoim czasie — i nie podchwycona — inicjatywa inż. pil. A. Ablamowicza zdobywania możliwych do zdobycia rekordów na polskim sprzęcie zasługuje tu na przypomnienie — i realizację ze względów choćby czysto handlowych.

Podobnej klasy jak Skyservant — choć różniący się od niego pod względem układu — jest samolot Twin Otter 300 przeznaczony do krótkodystansowej komunikacji, korzystania z lądowisk nie przygotowanych. Samolot — zabierający do 20 pasażerów — jest napędzany silnikiem PT6A-27 o mocy 620 KM, przy czym moc ta jest utrzymywana do temperatury 32 °C. Śmigła są przestawialne na ujemny ciąg, co ma szczególne znaczenie przy lądowaniu na śliskich pasach, ponadto znacznie ułatwia manewrowanie na lądowiskach o ograniczonej powierzchni. Prędkość przelotowa samolotu z tymi silnikami wynosi 334

Dokończenie na str. 23

1. Stale konstrukcyjne węglowe

1.1. Oznaczanie stali konstrukcyjnych węglowych

Stale o zwykłej jakości oznaczane są literami St i cyframi 1, 2, 3, 4 itd. podającymi numer stali, przy czym stale o większej zawartości węgla mają większe numery. Litera B przed symbolem stali oznacza stal bessemerowską, brak tej litery — stal martenowską. Indeks kp na końcu symbolu oznacza stal nieuspokojoną. Druga grupa stali o zwykłej jakości oznaczana jest symbolem St, po którym następuje liczba określająca zawartość węgla w stali w setnych częściach procenta. Litera B na początku oznacza stal bessemerowską, litera M — stal martenowską. Podobnie jak w stalach pierwszej grupy indeks kp na końcu symbolu używany jest w przypadku stali nieuspokojonych. Przykłady dla pierwszej grupy: St 0, St 4kp, St 7. Przykłady stali drugiej grupy: B St 33, M St 12kp, M St 56. Stale o podniesionej jakości oznaczane są jak stale o zwykłej jakości drugiej grupy z dodaniem na końcu litery a, np.: M St 21 a. Węglowe stale konstrukcyjne zwykłej i podniesionej jakości oznaczane są liczbami mówiącymi o zawartości węgla w setnych częściach procenta. Indeks kp na końcu symbolu oznacza stal nieuspokojoną, litera A — stal o minimalnej zawartości siarki i fosforu. Dla stali o zwiększonej zawartości manganu po liczbie oznaczającej zawartość węgla dodawana jest litera G — przy zawartości manganu około 1%. Cyfra 2 występująca po literze G stosowana jest przy zawartości manganu około 2%. Litera Ł na końcu symbolu oznacza stal odlewniczą.

1.2. Krótkie charakterystyki i przeznaczenie konstrukcyjnych stali węglowych 10, 10A, 10kp

Oznaczają się dużą plastycznością, dobrą spawalnością wszystkimi metodami spawania, można je nawęgląć i cyjanować. Obróbka termiczna: wyżarzanie i normalizacja; nawęglanie przy 900—920°C, hartowanie z 800—820°C w wodzie, odpuszczanie przy 150—170°C; cyjanowanie w temp. 840°C, hartowanie w wodzie, odpuszczanie w temp. 140—180°C z chłodzeniem na powietrzu. Zastosowanie: w stanie wyżarzonym i normalizowanym na części o niedużej wytrzymałości — R_m — 28÷42 kG/mm², np. śruby, nakrętki, podkładki, rury, sworznie itd. Stal 10 stosuje się do wyrobu części nawęglanych, które pracują przy małych naprężeniach, ale narażone są na zużycie. Drut ze stali 10A używa się jako spoiwo przy spawaniu węzłów i części ze stali 20, 10 G 2, 25 HGSA, 30 HGSA. Stal 10kp stosuje się na elementy tłoczne.

15A

Ma wysoką plastyczność, jest dobrze spawalna wszystkimi metodami. Ob-

róbka termiczna: wygrzewanie w temp. 890±10°C. Zastosowanie: nity z wytrzymałością doraźną na ścinanie do 35 kG/mm², na części do nawęglania i azotowania nie wymagające zwiększonej wytrzymałości rdzenia.

20, 20A

Mogą być poddawane obróbce plastycznej na zimno, mają zadowalającą skrawalność, są spawalne łukowo i stykowo (pierwsza metoda może wywołać pęknięcia), można je nawęgląć i azotować. Obróbka termiczna: wyżarzanie i normalizacja w temp. 880±10°C, małe wyżarzanie w temp. 700±10°C. Zastosowanie: w większości przypadków stosuje się w stanie wyżarzonym lub normalizowanym na elementy spawane lub tłoczone o niezbyt dużej wytrzymałości — R_m 35—50 kG/mm²; rury ze stali 20A wykorzystuje się do wyrobu nitów rurowych, przewodów hydraulicznych, powietrznych i innych.

25

Ma zadowalającą skrawalność, dobrze spawalna łukowo i kontaktowo oraz zadowalającą metodą gazową i atomowo-wodorową. Obróbka termiczna: normalizowanie, wyżarzanie, małe wyżarzanie. Zastosowanie: w stanie wyżarzonym albo normalizowanym na części słabo obciążone — R_m 42—59 kG/mm²; po azotowaniu może być stosowana na części pracujące na ścieranie.

35

Charakteryzuje się dobrą skrawalnością, zadowalającą spawalnością wszystkimi metodami. Obróbka termiczna: normalizowanie, wyżarzanie, hartowanie z chłodzeniem w wodzie lub w oleju i duże odpuszczanie. Za-

stosowanie: w stanie normalizowanym i po hartowaniu z odpuszczeniem do wykonania spawanych, tłoczonych i obrabianych mechanicznie części o R_m 52—75 kG/mm². Maksymalna temp. nagrzewania przed kuciem — 1230°C.

45, 45A, 45 Ł

Dobra skrawalność, zadowalająca spawalność metodą łukową i atomowo-wodorową, zła metodą gazową. Obróbka termiczna: hartowanie i odpuszczanie na żądaną wytrzymałość, wyżarzanie, normalizacja. Zastosowanie: w stanie wyżarzonym, normalizowanym i zahartowanym stal 45 stosuje się do części pracujących pod małymi obciążeniami. Części ze stali 45 o grubości od 8 mm wzwyż mogą być zahartowane do R_m 70—100 kG/mm², części o mniejszej grubości do R_m 110—130 kG/mm². Stal 45A stosuje się do wyrobu wałków i taśm. Stal 45Ł — na odlewy kształtowe.

50

Ma dobrą skrawalność, zadowalającą plastyczność. Obróbka termiczna: wyżarzanie, normalizacja, hartowanie i odpuszczanie. Zastosowanie: do wyrobu płaskich sprężyn, części obrabianych mechanicznie. R_m 70—90 kG/mm².

70

Stosuje się na druty o dużej i bardzo dużej wytrzymałości służące do wyrobu sprężyn spiralnych pracujących na ściskanie i rozciąganie. Obróbka termiczna tych sprężyn wykonanych z drutu ciągniętego na zimno polega na odpuszczeniu w temp. 260—300°C po nawinięciu dla usunięcia naprężeń wewnętrznych. Omawiane stale konstrukcyjne węglowe jakościowe i wysokojakościowe zestawiono w tabeli 1.

Tabela 1. Konstrukcyjne stale węglowe o zwykłej i zwiększonej jakości

Gatunek stali	Zawartość węgla	Rodzaj obróbki termicznej	Własności mechaniczne			
			R_m [kG/mm ²]	R_e [kG/mm ²]	δ [%]	HB [kG/mm ²]
10 A	0,05—0,15	walcowana na gorąco bez obróbki termicznej	32	18	30	95—143
15 A	0,15—0,20	wygrzewanie	45—65	—	3	—
20 A	0,15—0,22	wyżarzanie lub normalizowanie	40—50	22	24	111—152
25	0,22—0,30	wyżarzanie, normalizowanie	42—59	—	—	—
35	0,32—0,40	normalizowanie, wyżarzanie hartowanie z odpuszczeniem	52—75	35—45	18—22	156—187
40	0,37—0,45	wyżarzanie lub normalizowanie	58	34	17	143—187
45	0,40—0,50	wyżarzanie lub normalizowanie	60—85	32	13	170—229
45 A	0,40—0,50	hartowanie i odpuszczanie	70—85	—	11	187—241
50	0,47—0,55	wyżarzanie, normalizowanie, hartowanie	70—90	34	—	—
70	0,65—0,75	odpuszczanie sprężyn ciągniętych na zimno	180	164	—	—

2. Stale konstrukcyjne stopowe

2.1. Oznaczanie stali konstrukcyjnych stopowych

Stale stopowe poza zwykłymi składnikami wchodzącymi w skład każdej stali zawierają dodatkowe składniki podnoszące ich własności mechaniczne i technologiczne. Są nimi: chrom, nikiel, mangan, krzem, azot, bor, cyrkon, tantal, miedź, wolfram, molibden, wanad, kobalt, tytan, niob, aluminium i inne. Mangan i krzem występujące w stalach jako domieszki naturalne uważane są za składniki stopowe dopiero od zawartości powyżej 1% dla manganu i 0,8% dla krzemu.

Stale stopowe oznaczane są systemem literowo-cyfrowym. Poszczególnym składnikom stali odpowiadają następujące litery w symbolu tej stali: nikiel — N, chrom — H, wolfram — W, wanad — F, molibden — M, tytan — T, kobalt — K, krzem — S, mangan G, aluminium — Al, miedź — D, niob — B, bor — R, fosfor P.

Pierwsze liczby symbolu stali oznaczają zawartość węgla w setnych częściach procenta, cyfry stojące za literami — średnią zawartość danego składnika w procentach, jeśli jest ona większa niż 1,5%. Litera A na końcu symbolu wskazuje na wysoką jakość stali (mała zawartość siarki i fosforu). Jedna cyfra na początku symbolu oznacza zawartość węgla w dziesiątych częściach procenta. Brak liczby na początku oznacza zawartość węgla 1% lub więcej.

W niektórych przypadkach dopuszcza się uproszczenia oznaczeń, np. zamiast 18 H2 N4 W A można napisać 18 HNWA.

Niektóre stale wysokostopowe są wciągnięte w specjalne grupy i oznaczane literami: Z — stale chromowe nierdzewne, Ja — chromoniklowe nierdzewne, SZ — łożyskowe. Stale wyprodukowane w zakładach „Elektrostał” oznaczane są literami EI i kolejnym numerem.

2.2. Krótkie charakterystyki i przeznaczenie stali stopowych konstrukcyjnych

2.2.1. Stale manganowe

10 G2 i 12 G2

Mają duże własności plastyczne, są dobrze spawalne wszystkimi metodami. Obróbka termiczna: hartowanie, wyżarzanie, normalizacja. Zastosowanie: po normalizacji do wyrobu elementów spawanych i tłoczonych. Dla 10 G2 — R_m 40—60 kG/mm², 12 G2 — R_m 60—90 kG/mm².

20 GA

Zwiększona wytrzymałość, duże własności plastyczne, dobra spawalność. Obróbka termiczna: wyżarzanie, hartowanie w oleju i odpuszczanie. Stosuje się na nity. Po hartowaniu i odpuszczaniu R_m 125—130 kG/mm².

65 G

Zle obrabialna. Postacie dostawy: pręty, druty, blachy. Obróbka termiczna: hartowanie, i odpuszczanie. Zastosowanie: sprężyny, podkładki sprężyste. Po obróbce termicznej R_m 150—165 kG/mm² $\delta=4\%$.

2.2.2. Stale chromowo-manganowo-krzemowe

Duża wytrzymałość, w stanie wyżarzonym wysoka plastyczność, zadowalająca obrabialność skrawaniem. Dobrze spawa się łukowo, zadowalająco metodą gazową i kontaktową. Obróbka termiczna: normalizacja, duże wyżarzanie, hartowanie w oleju i małe odpuszczanie. Zastosowanie: elementy spawane i tłoczone. Po obróbce termicznej R_m 130 kG/mm².

30 HGSA

Ma większe niż poprzednia stal własności mechaniczne. W stanie wyżarzonym ma zadowalającą plastyczność, dobrze spawa się łukowo, zadowalająco pozostałymi metodami. Charakteryzuje się małą głębokością hartowania, w związku z czym ogranicza się grubość detali z niej hartowanych do: 25 mm dla prętów oraz 15 mm dla rur i detali płaskich. Obróbka termiczna: wysokie wyżarzanie, normalizacja, hartowanie w oleju. Zastosowanie: na elementy spawane, tłoczone, kute, obrabiane mechanicznie. R_m 120—140 kG/mm².

30 HGSNA

Duża wytrzymałość, dobra spawalność łukowa, zadowalająca atomowo-wodorowa, zła — gazowo. Duża plastyczność i ciągliwość, mniejsza od stali 30 HGSA wrażliwość na koncentrację naprężeń. Dobra hartowność detali o grubościach 50—60 mm. Obróbka termiczna: hartowanie w oleju i odpuszczanie z chłodzeniem na powietrzu. Zastosowanie: na wysoko obciążone części podwozi, okucia, sworznie. R_m 140—180 kG/mm².

30 H2 GSN2 WM

Stosuje się na elementy o złożonej konstrukcji. Spawa się łukowo, po spawaniu nie można ochłodzić poniżej 200 °C, należy grzać w temp. 650 °C, a następnie chłodzić na powietrzu.

EI 643

W stanie wyżarzonym zadowalająco obrabialna mechanicznie, spawalna łukowo. Wrażliwa na koncentrację naprężeń. Stosuje się na części podwozi, sworznie.

2.2.3. Stale chromowe

15 HA

Może zastępować stale 13 H2 A i 12 HN3 A. Obróbka term.: normalizacja, wyżarzanie, hartowanie i odpuszczanie (hartowanie w oleju). Zastosowanie: części przeznaczone do hartowania lub nawęglania. R_m 60—65 kG/mm².

38 HA

Duża wytrzymałość oraz ciągliwość, dobra hartowność. Obróbka termiczna: normalizacja, wyżarzanie, hartowanie w oleju i odpuszczanie z chłodzeniem w oleju lub wodzie. Zastosowanie: części obrabiane mechanicznie, jak cylindry, tuleje, koła zębate, sworznie i inne.

SZH15

Stosuje się na łożyska wahliwe. Przed wykonaniem części stal przekuwa się i poddaje obróbce termicznej dla rozdrobnienia struktury węglików. W rezultacie stal ma zwiększoną twardość i odporność na ścieranie.

2.2.4. Stale chromowo-molibdenowe

20 HMA

Ma zwiększoną wytrzymałość, dużą ciągliwość, dobrze się spawa. Obróbka termiczna: normalizacja, wyżarzanie, hartowanie w oleju. Zastosowanie: jako materiał na spoiwa przy spawaniu części ze stali 30 HGSNA, 30 HGSA i 25 HGSA obrabianych na R_m 90 kG/mm².

35 HMFA

Ma dużą wytrzymałość. Obróbka termiczna: wyżarzanie, normalizacja, hartowanie w oleju. Zastosowanie: wały korbowe silników o małej mocy i inne.

2.2.5. Stale chromowo-wanadowe

50 HFA

Duża wytrzymałość i granica sprężystości. Stosuje się na sprężyny. Obróbka termiczna: hartowanie, normalizacja, wyżarzanie. Po hartowaniu i odpuszczeniu $R_m = 140—150$ kG/mm².

Dok. w następnym numerze

Dwumiejscowy lekki wielozadaniowy samolot wojskowy: obserwacyjny, rozpoznawczy, łącznikowy oraz bezpośredniego wsparcia na polu walki; może służyć jako samolot wstępnego szkolenia dopuszczony do akrobacji.

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy grzbietopłat zastrzałowy o metalowej konstrukcji.

Plat. Konstrukcja metalowa jednodźwigarowa z pojedynczym zastrzałem. Profil NACA 23010 o grubości względnej 10%. Wznios 1°30'. Skos ujemny 5°. Lotki metalowe wyważone masowo. Kłapy metalowe wychylane elektrycznie.

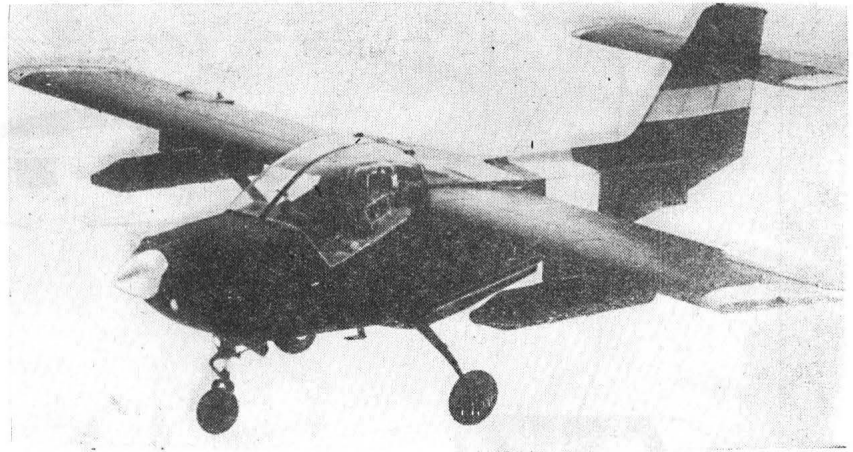
Kadłub. Konwencjonalna konstrukcja metalowa o przekroju prostokątnym (bez podwójnych krzywizn). Dwa nastawne fotele obok siebie. Sterownice podwójne. Z tyłu kabiny pomieszczenie dla wyposażenia (100 kg) lub miejsce dla trzeciej osoby. Drzwi zapewniające dostęp do trzeciego fotela z lewej strony. Kabina ogrzewana i wentylowana.

Usterzenie. Wolnoonośne metalowej konstrukcji. Usterzenie wysokości płytowe (z dużą kłapką), wyważone masowo.

Podwozie. Stałe trójkołowe z kołem przednim lub z kółkiem tylnym. Możliwość szybkiej zmiany jednej wersji podwozia na drugą. Golenie główne ze stali sprężynowej. Koła główne z hamulcami tarczowymi. Można zakładać narty lub pływaki.

Napęd. Chłodzony powietrzem 4-cylindrowy, wtryskowy, płaski silnik Lycoming IO-360-A1B o mocy 200 KM. Śmigło metalowe Hartzell o stałych obrótach. 2 integralne zbiorniki paliwa w skrzydłach o łącznej pojemności 190 l. Objętość oleju 7,5 l.

Uzbrojenie. 6 podskrzydłowych zamków do uzbrojenia podwieszanego o łącznym ciężarze 300 kg (np. 6 × 50 kg). Możliwość zastosowania 6 pocisków przeciwzołgowych Bofors Bantam (2 osoby załogi), 28 pocisków rakietowych (75 lub 68 mm) w 4 zasobnikach Abel



(1 osoba załogi), 18 pocisków rakietowych Bofors (75 mm) po 3 na każdym zamku (1 osoba załogi), k.m. w zasobnikach lub innego uzbrojenia w różnych wariantach.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI

SAAB-MFI 17 jest wersją rozwojową samolotu szkolnego MFI 15, którego prototyp z silnikiem o mocy 160 KM został oblatany w lipcu 1969 r. Nowy prototyp MFI 15 z silnikiem Lycoming o mocy 200 KM, dodanym trzecim miejscem i podniesionym usterzeniem wysokości oblatano w lutym 1971 r. MFI 17 różni się od poprzednich wersji dodaniem 6 podskrzydłowych zamków do uzbrojenia podwieszanego.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość 8,7 m
Długość (z kołem przednim) 7,0 m

Wysokość (z kołem przednim) 2,6 m
Powierzchnia nośna 11,8 m²
Ciężar własny 600 kg
Ciężar całkowity maks. 900÷1100 kg
Ciężar całkowity maks. (do akrobacji) 825 kg
Prędkość maks. 262 km/h
Prędkość przelotowa 238 km/h
Prędkość min. (kłapy wychylone) 91 km/h
Wznoszenie 7,9 m/s
Czas wznoszenia (na h = 2000 m) 5 min
Pułap 6950 m
Długotrwałość lotu 4 h 45 min
Rozbieg 85 m
Dobieg 115 m
Współczynnik obciążenia dopuszczalnego + 6/-3

Osiągi podano dla ciężaru całkowitego 825 kg.

R. M.

Samolot transportowy bliskiego i średniego zasięgu. Może służyć jako wielozadaniowy: pasażerski (40 pasażerów), sanitarny (24 chorych na noszach i lekarz), towarowy, do wywożenia skoczków spadochronowych i zrzucania ładunków na spadochronach.

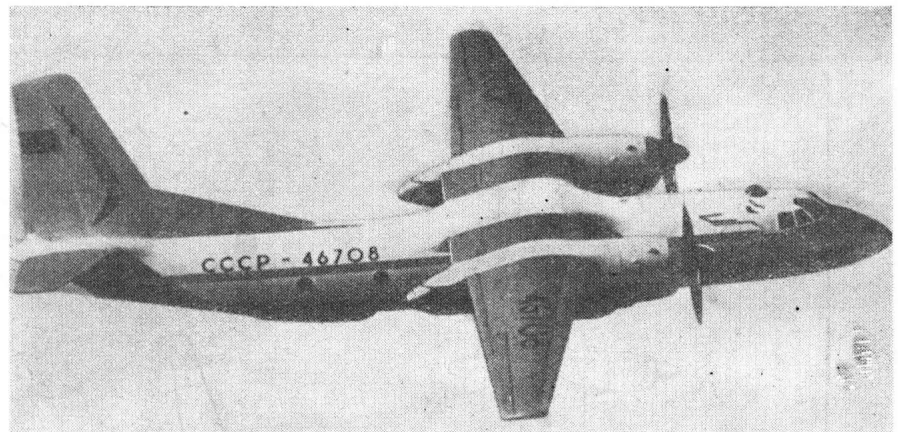
KONSTRUKCJA. 3-silnikowy wolnoonośny górnopłat o metalowej konstrukcji.

Plat. 5-częściowy, dwudźwigarowy o konstrukcji metalowej. Wzdłużne elementy usztywniające łączone z pokryciem za pomocą zgrzewania punktowego. Wznios zewnętrznych części skrzydeł -2°. Kąt zaklinowania 3°. Wyważone masowo lotki z kłapkami odciążającymi wykonane z laminatu szklanego. Wychylane hydraulicznie kłapy typu Fowler, jednoszczelinowe w środkowej części i dwuszczelinowe w częściach zewnętrznych płata. Krawędź natarcia płata odladzana.

Kadłub. Konstrukcja metalowa; półskorupowa. 5-osobowa kabina załogi w przedniej części, w tylnej ładownia wyposażona w transporter podłogowy o nośności 4500 kg i suwnicę sufitową o udźwigu 1500 kg. Napęd transportera i suwnicy elektryczny lub ręczny. Z tyłu kadłuba odchylana w dół rampa załadunkowa mogąca służyć jako trap dla przewożonych samochodów, przesuwana również pod spód kadłuba umożliwiając załadunek bezpośrednio z platformy samochodu. Wzdłuż ładowni boczne składane siedzenia. Kabina załogi i kabina ładownia hermetyczne i klimatyzowane.

Usterzenie. Wolnoonośne o metalowej konstrukcji. Krawędzie natarcia usterzenia odladzane.

Podwozie. Chowane hydraulicznie do przodu trójzespolowe ze sterowaniem podwójnym kołem przednim (700 × 250 mm). Koła podwozia głównego 900 × 300 mm) zdwojone. Ciśnienie w oponach kół głównych i kół przednich odpowiednio 2,5÷3,5 kg/cm² i 3,5÷5 kg/cm².



Awaryjne wypuszczenie podwozia pod własnym ciężarem.

Napęd. 2 silniki turbośmigłowe AI-24T o mocy 2820 KM każdy, napędzające 4-łopatowe śmigła o średnicy 3900 mm. Dodatkowy turbinowy silnik odrzutowy RU 19-300 o ciągu 900 kg umieszczony w prawej gondoli silnikowej, służący do startu (np. w razie awarii 1 silnika głównego) oraz jako silnik wspomagający w sytuacjach awaryjnych.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI

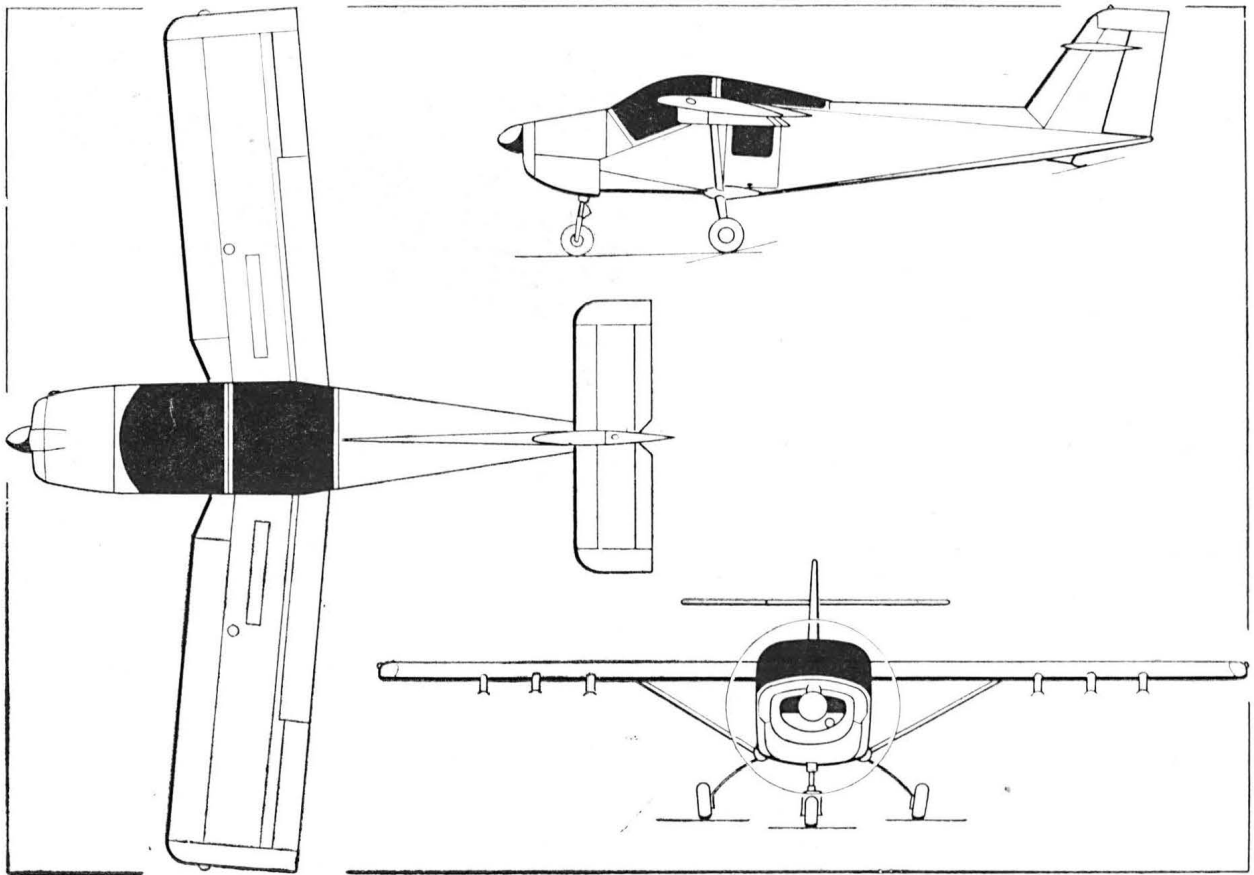
An-26 jest wersją rozwojową samolotu pasażerskiego An-24 oblatanego 20.XII.1959 r. i wprowadzonego do eksploatacji pasażerskiej w 1962 r. An-26 jest następcą An-24T (pierwsza wersja transportowa samolotu An-24) i An-24RT (wersja z dodatkowym silnikiem turboodrzutowym). Różni się od poprzednich wersji zmienioną i powiększoną rampą załadunkową i przekonstruowanym tyłem kadłuba. Samolot An-26 pokazano po raz pierwszy publiczności na Salonie Paryskim w 1969 r.

DANE TECHNICZNE

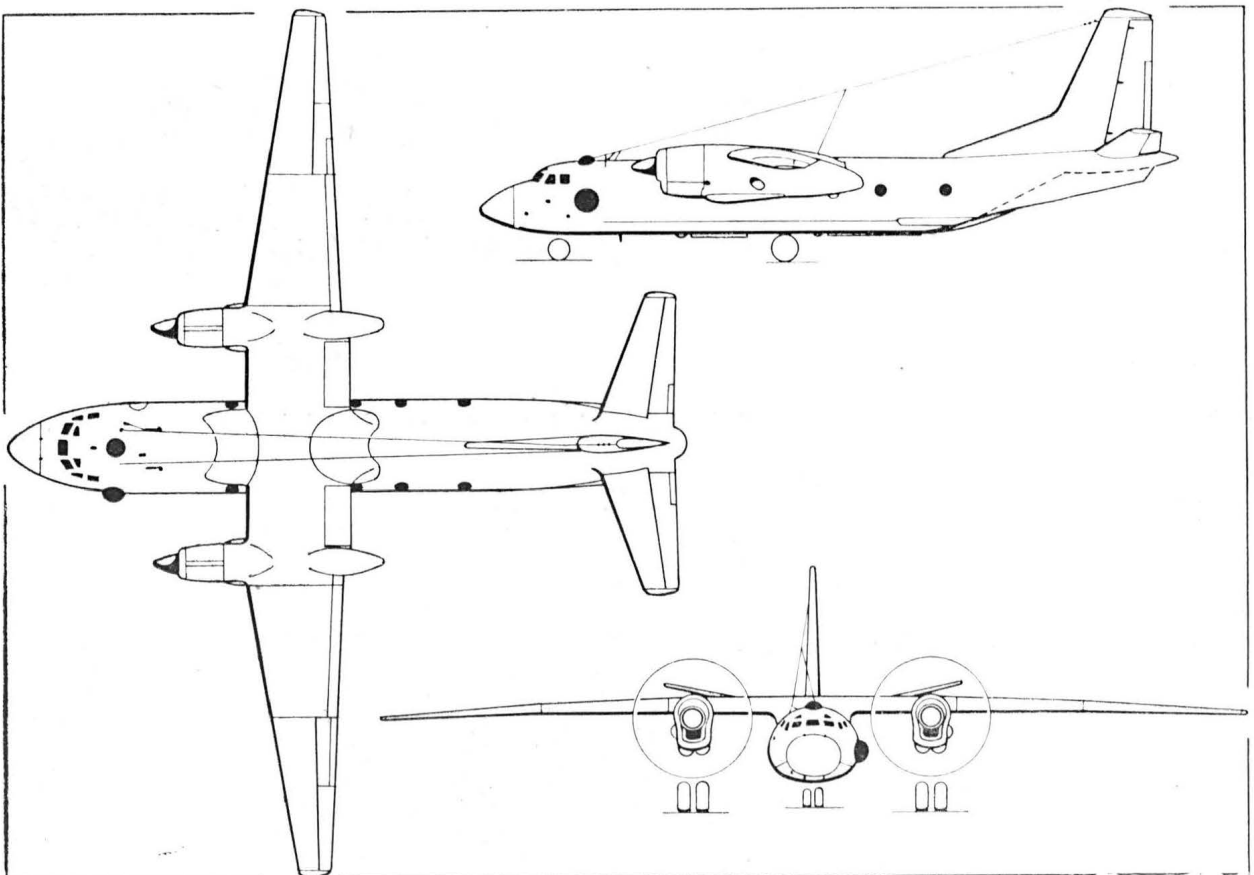
Rozpiętość 29,20 m
Długość 23,80 m
Wysokość 8,58 m
Powierzchnia nośna 74,98 m²
Ciężar własny 16 914 kg
Ciężar użyteczny 5500 kg
Ciężar całkowity maks. 24 000 kg
Paliwo maks. 5500 kg
Prędkość maks. 540 km/h
Prędkość przelotowa 440÷450 km/h
Prędkość lądowania 175 km/h
Wznoszenie 3,3 m/s
Pułap 7600—8000 m
Zasięg maks. 2500—2700 km
Zasięg (ciężar użyteczny maks.) 1300—1400 km
Wymiary luku załadunkowego 3400×2400 mm
Wymiary ładowni 15,68×2,17×1,77 m

R. M.

SAAB-MFI 17



An-26



Dwumiejscowy śmigłowiec bojowy

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy jednowirnikowy śmigłowiec ze śmigłem ogonowym.

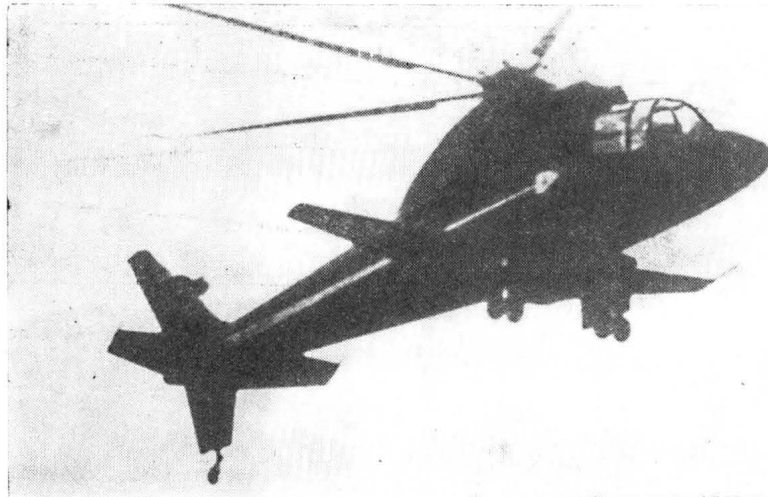
Wirnik i przeniesienie napędu. 5-łopatowy przegubowy wirnik nośny z tłumikami drgań. Łopaty nie składane o metalowej konstrukcji. Profil NACA 0012. Konwencjonalne 5-łopatkowe śmigło ogonowe o metalowej konstrukcji. Stosunek prędkości obrotowej silnika do prędkości obrotowej wirnika nośnego i śmigła ogonowego odpowiednio 1:0,010 38 i 1:0,063 59.

Kadłub, płat i usterzenie. Konstrukcja metalowa półskorupowa. Fotele pilota i drugiego pilota (strzelca) w układzie posobnym. Kabina ogrzewana lub chłodzona. Dwudźwigarowo łatwo odemowalne wolnoośne skrzydła o metalowej konstrukcji. Profil NACA 4415 u nasady i NACA 4412 na końcu. Wznios 10°. Kąt zaklinowania 8°. Hydraulicznie wychylane metalowe hamulce aerodynamiczne. Usterzenie o metalowej konstrukcji z płytowym statecznikiem poziomym.

Podwozie. Podwójne koła główne z hydraulicznie sterowanymi hamulcami tarczowymi, chowane hydraulicznie do tyłu. Pneumatyczna awaryjna instalacja wypuszczania podwozia. Stałe, samonastawne i blokowane, pojedyncze kółko ogonowe. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Ciśnienie w oponach kół głównych i kółka ogonowego odpowiednio 10,2 kG/cm² i 7,7 kG/cm².

Napęd. 2 silniki turbinowe General Electric T 58-GE-5 po 1500 KM. 2 zbiorniki paliwa o łącznej pojemności 1513 l. 2 dodatkowe zbiorniki mogą być podwieszane pod skrzydłami. Na życzenie montowana instalacja do zasilania paliwem w locie. Objętość oleju 18,5 l.

Uwagi. W konstrukcji śmigłowca zastosowano łączenie elementów za pomocą zgrzewania punktowego z klejeniem.



Uzbrojenie. Działo 30 mm (20 mm) lub granatnik 40 mm w zasobniku obrotowym TAT 140 pod kadłubem. 2 zasobniki po 3 pociski XM-26 TOW lub wyrzutnie raketowe XM-159 na 2 zamkach podskrzydłowych.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI

Prace projektowe rozpoczęto w sierpniu 1969 r. Prototyp S-67 został oblatany 20.VIII.1970 r., zaś w miesiąc później zakończono pomyślnie wstępne próby w locie. W grudniu 1970 r. S-67 ustalił światowe rekordy prędkości lotu (w klasie E-1): 348,971 km/h na bazie 3 km i 355,485 km/h na bazie 15/25 km. Przewidziana odmiana transportowa o poszerzonym kadłubie zabierająca 15 żołnierzy lub 6 rannych na noszach.

DANE TECHNICZNE

Srednica wirnika	18,90 m
Srednica śmigła ogonowego	3,15 m
Długość	22,66 m
Wysokość	4,57 m
Rozpiętość	8,33 m
Ciężar własny	5676 kG
Ciężar całkowity	11 067 kG
Prędkość maks.	327 km/h
Prędkość nurkowania	370 km/h
Prędkość przelotowa	222 km/h
Wznoszenie	11,9 m/s
Pułap	5180 m
Zasięg	1805 km

Osiągi podano dla śmigłowca o ciężarze całkowitym 8391 kG, bez zewnętrznych podwieszeń.

R. M.

KARTOTEKA TLiA

Scheibe SF-28 Tandem-Falke

NRF

Dwumiejscowy motoszybowiec szkolno-treningowy

KONSTRUKCJA. Wolnoośny dolnopłat o mieszanej konstrukcji.

Płat. Dwudzielny o drewnianej jednodźwigarowej konstrukcji o obrysie trapezowym. Skrzydła wyposażone w hamulce aerodynamiczne na górnej powierzchni. Profil płata G6-533.

Kadłub. Kratownicowy spawany z rur stalowych pokryty płótnem. Fotele pilotów w układzie posobnym. Na życzenie montowany hak holowniczy do startu za wyciągarką. Bagaż 90 kG (z jednym pilotem).

Usterzenie. Wolnoośne o drewnianej konstrukcji.

Podwozie. Oprofilowane aerodynamicznie koło główne 800 × 4 wyposażone w hamulec. Kółko ogonowe sterowane. Dodatkowo kółka stabilizujące na sprężystych wysięgnikach mocowane pod skrzydłami.

Napęd. Silnik tłokowy Sportavia-Limbach SL-1700 EA o mocy 60 KM napędzający dwupołożeniowe śmigło Hoffmann. Jedno położenie śmigła do lotu silnikowego, drugie do lotu szybowcowego. Rozrusznik elektryczny. Ciężar paliwa 27 kG, oleju 3 kG.



Uwagi. Cena motoszybowca 39 500 DM.

3-4 osoby mogą złożyć motoszybowiec do transportu w ciągu 10 min.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI

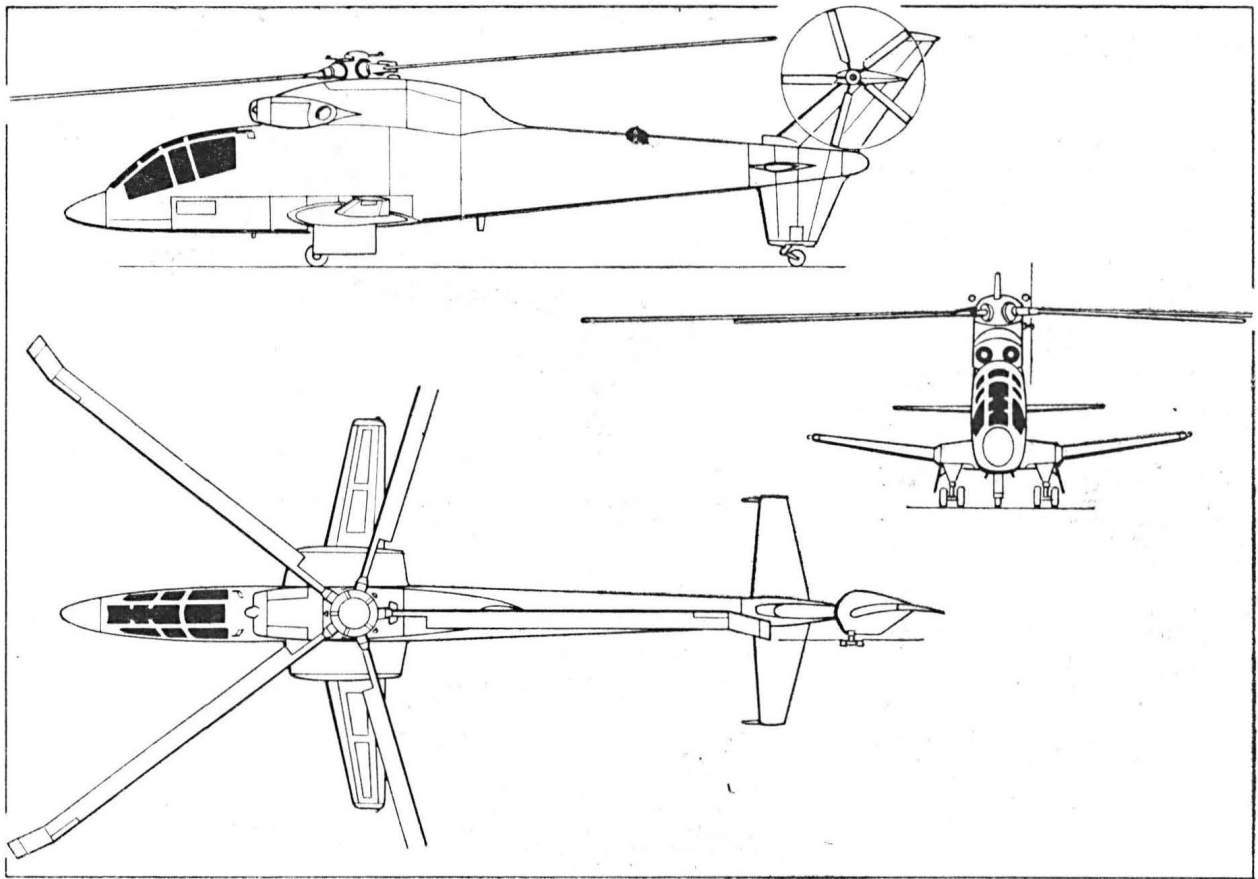
Wersja rozwojowa motoszybowca SF-25 Falke, który miał miejsca pilotów obok siebie oraz skrzydło ze skosem do przodu. Zbudowano około 300 sztuk SF-25. Prototyp SF-28 został oblatany w 1971 r. z silnikiem o mocy 40 KM. Seryjne SF-28 wyposażone są w silniki o mocy 60 KM.

DANE TECHNICZNE

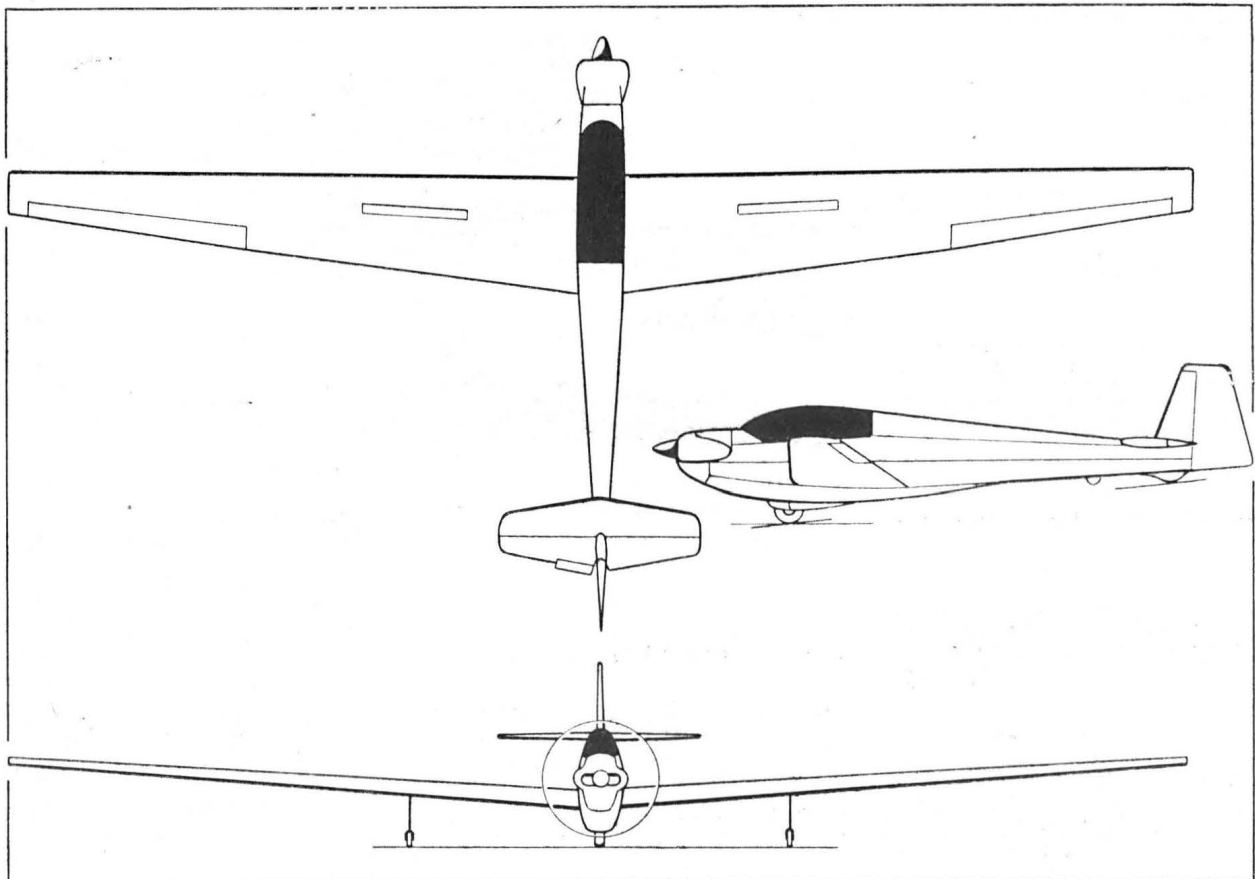
Rozpiętość	16,30 m
Długość	8,30 m
Wysokość	1,53 m
Wydłużenie	14,50 m
Powierzchnia nośna	18,50 m ²
Ciężar własny	390 kG
Ciężar całkowity	590 kG
Obciążenie powierzchni	31,9 kG/m ²
Obciążenie mocy	9,84 kG/KM
Doskonałość	26÷27
Wznoszenie	2,2 m/s
Prędkość maks.	170 km/h
Prędkość przelotowa	140 km/h
Prędkość min.	62 km/h
Rozbieg	175 m
Dobieg	150 m
Długość trwania lotu	3 h
Zasięg	420 km
Zużycie paliwa	12 l/h

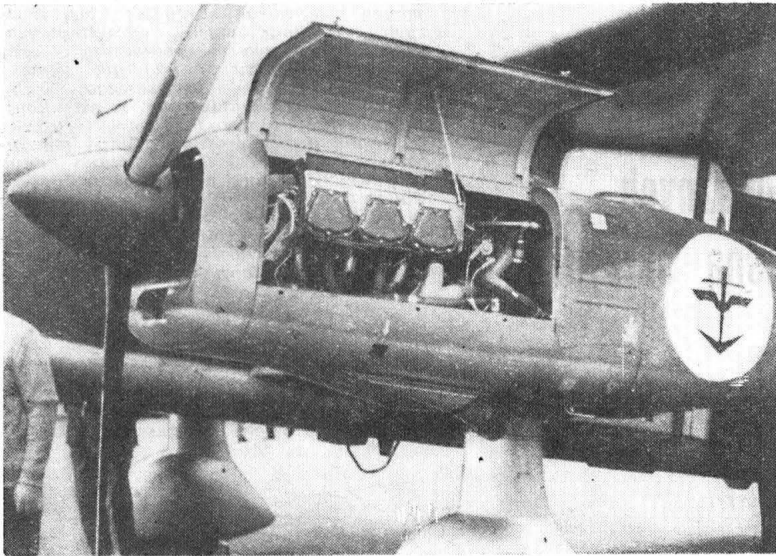
I. M.

Sikorsky S-67 Blackhawk

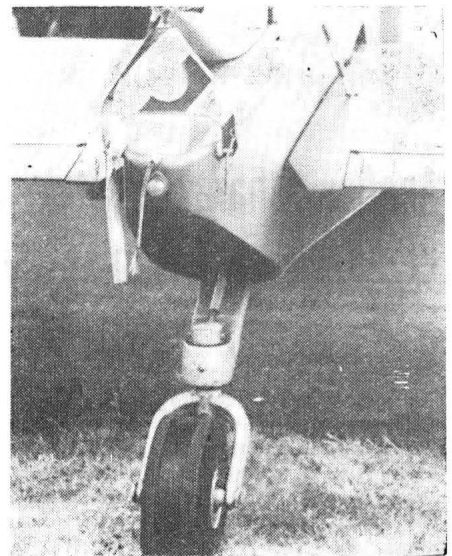


Scheibe SF-28 Tandem-Falke





3. Prostota konstrukcji osłon i wygodny dostęp do silnika Skyservanta



4. Dornier Skyservant — podwozie tylne

km/h na wysokości 1524 m zaś maksymalny zasięg 1580 km.

Precyzja, z jaką można sterować odwracaniem ciągu śmigła, była ilustrowana manewrem podnoszenia koła przedniego przez zahamowanie kół głównych i przestawienie śmigieł na ciąg wsteczny. Samolot wykonywał też bardzo krótkie lądowania dzięki hamowaniu śmigłami w trakcie dobiegu.

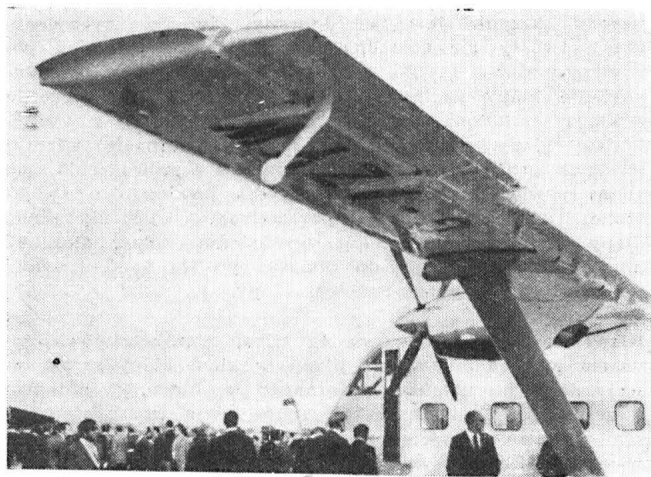
Interesującym szczegółem, wspólnym dla Nomada i Twin Ottera, są turbulizatory na stateczniku pionowym ustawione po obu stronach statecznika, w odległości 20—30 cm od krawędzi natarcia.

Short Skyvan 3 jest samolotem prawie tej samej wielkości, ale zupełnie różni się od Twin Ottera pod względem koncepcji i rozwiązań konstrukcyjnych.

Maksymalny ciężar w locie Skyvana 3 napędzanego silnikami Garret 331-201 wynosi 5680 kG w wersji cywilnej, a 6220 kG w wersji wojskowej.

Przestronna kabina ładunkowa i wielki luk z tyłu umożliwiają przewożenie pojazdów; Skyvan 3 jest jedynym samolotem lekkim z takimi możliwościami.

Pasażerska odmiana Skyvana — nazwana Skyliner może pomieścić 19—20 pasażerów, a wytwórnia rozważa możliwość zbudowania wariantu 30-miejscowego. Na zdjęciu pokazany jest Skyliner, uwagę zwraca kształt końcówki skrzydła, zaopatrzonej w „łyżwę”.



5. Skrzydło Shorta Skylinera

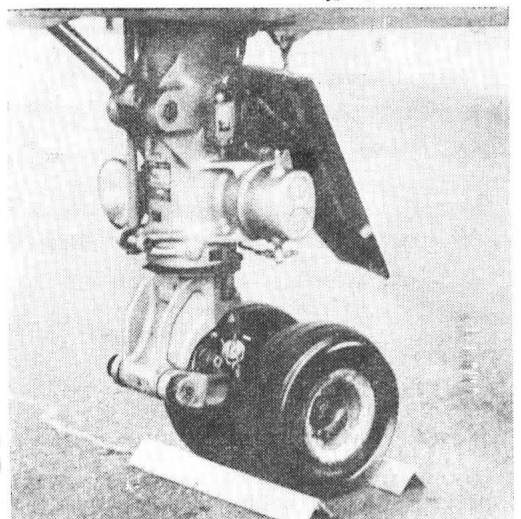
Podobnie rozwiązane są także stery kierunku samolotu, zaopatrzone w bardzo długą powierzchnię wyważającą ster masowo i aerodynamicznie.

Falcon E.20 firmy Marcel Dassault jest szybkim samolotem służbowym. Standardowe wyposażenie obejmuje 8—10 foteli pasażerskich. Załogę stanowią 3 osoby. Możliwe jest powiększenie liczby miejsc do 14, ponadto samolot może być wykorzystany do treningu załóg samolotów komunikacyjnych lub pomiarów i skalowania naziemnych urządzeń radiolokacyjnych. Prototyp Falcona wystartował w 1963 r., ale samolot jest budowany w nowych wersjach.

Seria E, przedstawiona w Farnborough, była wyposażona w 2 silniki General Electric CF 700-2D-2 (turbowentylatorowe) o ciągu statycznym 1957 kG każdy. Przeglądy silników wymagane są co 2100 godzin lotu, przewiduje się wkrótce osiągnięcie 3000 godzin. Ciężar w locie samolotu wynosi 13 000 kG, zaś zasięg maksymalny 3520 km.

Dzięki niskiemu umieszczeniu kadłuba nad powierzchnią lotniska samolot nie wymaga schodków, gdyż drzwi — zawieszane na dolnej krawędzi — po otwarciu stanowią drabinkę. Drobnym, ale istotnym szczegółem jest użycie opon o specjalnym profilu kierującym rozbryzgiwaną — podczas przejeżdżania kałuż — wodę płasko nad powierzchnią betonu, tak by nie trafiała do wlotów silników.

Dokończenie w następnym numerze



6. Opony przedniego podwozia Marcel-Dassault Falcona

Analiza charakterystyk aerodynamicznych urządzeń zwiększających siłę nośną skrzydła

W artykule podano wyniki analizy następujących typów urządzeń zwiększających siłę nośną skrzydła: klap prostych, krokodylowych, szczelinowych, dwuszczylinowych i podwójnych oraz slotów. Przedstawiono wpływ typu i grubości profilu podstawowego, liczby Reynoldsa i parametrów konstrukcyjnych samej kłapy na charakterystykę aerodynamiczną profilu z klapą wychyloną. Dodatkowo zamieszczono dane ilustrujące zmianę charakterystyk aerodynamicznych profilu podstawowego i profilów z wychylonymi klapami wywołaną wpływem bliskości ziemi. Analizę oparto na dostępnych materiałach, głównie na danych opublikowanych przez NACA.

Zakres artykułu został ograniczony do typów urządzeń zwiększających siłę nośną skrzydła stosowanych w konstrukcjach samolotów lekkich. Rozważono kłapy proste, krokodylowe, szczelinowe, dwuszczylinowe i podwójne oraz sloty. Pominięto kłapy o skomplikowanej kinematyce wychylenia lub konstrukcji, jak podwójne kłapy Fowlera, kłapy potrójne, kłapy wieloszczelinowe (np. typu Blackburn z dwoma slotami, Venetian-Blind).

Ze szczególną uwagą potraktowano zagadnienie maksymalnych przyrostów siły nośnej w zależności od wychylenia kłapy i wpływu bliskości ziemi na charakterystykę aerodynamiczną skrzydła. W artykule zamieszczono materiały umożliwiające sporządzenie charakterystyk aerodynamicznych samolotów z wychylonymi klapami i slotem, także z wpływem bliskości ziemi. W materiałach tych podawane są zwykle wartości średnie dla różnych typów i różnych grubości profilu.

Celem zaznaczenia możliwych odchyżeń od wartości średnich w miarę posiadanych danych na części wykresów zaznaczono wartości z wyników dmuchań konkretnych profilów z klapami o określonej geometrii.

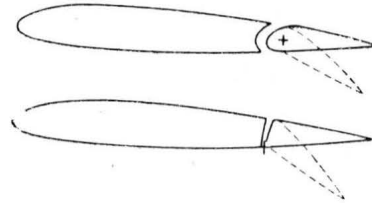
Oznaczenia

- A — wydłużenie
- $a = \frac{\partial C_z}{\partial \alpha}$ — nachylenie krzywej $C_z = f(\alpha)$
- a_0, a_6 — nachylenie krzywej $C_z = f(\alpha)$ odpowiednio dla wydłużenia nieskończonego i wydłużenia δ
- b — rozpiętość skrzydeł
- b_k — rozpiętość kłapy
- c — lokalna cięciwa skrzydła
- c_k — cięciwa kłapy
- \bar{c} — średnia cięciwa skrzydła
- c' — efektywna cięciwa skrzydła
- c_t — cięciwa na końcu skrzydła
- c_r — cięciwa u nasady skrzydła
- C_z, C_m — współczynnik siły nośnej i momentu pochylającego odniesiony do cięciwy c
- C_z', C_m' — współczynnik siły nośnej i momentu pochylającego odniesiony do cięciwy efektywnej c'
- $\Delta C_z, \Delta C_m$ — przyrost współczynnika siły nośnej i momentu pochylającego odniesiony do cięciwy c dla skrzydła prostokątnego $A = 6$, kłapy na całej rozpiętości i $\alpha - \alpha_{C_z=0} = 6^\circ$
- $\Delta C_z', \Delta C_m'$ — przyrost współczynnika siły nośnej i momentu pochylającego odniesiony do cięciwy c' dla skrzydła prostokątnego $A = 6$, kłapy na całej rozpiętości i $\alpha - \alpha_{C_z=0} = 6^\circ$
- $C_{z \max}$ — maksymalny współczynnik siły nośnej
- $\Delta C_{z \max}$ — przyrost $C_{z \max}$ na skutek wychylenia kłapy lub zastosowania slotu
- t — maksymalna grubość profilu
- α — kąt natarcia skrzydła
- $\alpha_{C_z=0}$ — kąt natarcia skrzydła przy $C_z = 0$ dla profilu podstawowego
- δ_k — kąt wychylenia kłapy

Wiadomości wstępne

Kłapy proste (rys. 1). Są one najprostszym urządzeniem zwiększającym siłę nośną skrzydła. Kłapa prosta powstaje

przez oddzielenie tylnej części profilu skrzydła i takie jej zawieszenie by odchyłona w dół zwiększała wygięcie



1

profilu, a tym samym i siłę nośną. O przyroście siły nośnej decyduje stosunek cięciwy kłapy do cięciwy skrzydła i kąt wychylenia kłapy.

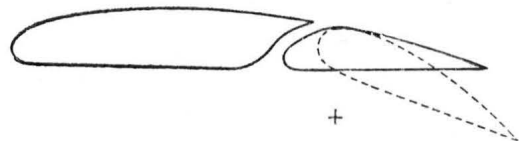
Kłapy krokodylowe (rys. 2). Kłapa krokodylowa jest równie prostym typem urządzenia zwiększającego siłę nośną



2

skrzydła, co kłapa prosta. W przypadku kłapy krokodylowej w dół odchyła się tylko dolna część powierzchni skrzydła. Tak samo jak dla kłapy prostej wzrost siły nośnej następuje na skutek wzrostu wygięcia profilu. Charakterystykę aerodynamiczną kłapy krokodylowej określa stosunek długości cięciwy kłapy do cięciwy profilu. Współczynnik siły nośnej wzrasta z wychyleniem kłapy do $70^\circ-80^\circ$, po czym łagodnie się zmniejsza przy dalszym wychyleniu do 90° .

Kłapy szczelinowe (rys. 3). Kłapa szczelinowa różni się od kłapy prostej tym, że obrys noska kłapy i spływu



3

kesonu skrzydła jest tak dobrany, że po wychyleniu kłapy tworzy się szczelina wprowadzająca strumień powietrza o dużej energii na górną powierzchnię kłapy. Wychylenie kłapy na ogół powoduje wzrost cięciwy profilu z klapą wychyloną. Ponieważ wzrost siły nośnej z wychyleniem kłapy otrzymuje się przez kombinację wzrostu wygięcia profilu, zwiększenie cięciwy i wprowadzenia nad górną powierzchnię kłapy strumienia powietrza o zwiększonej energii istotnymi parametrami konstrukcyjnymi kłapy szczelinowej są: kąt wychylenia kłapy, stosunek długości cięciwy kłapy do długości profilu i efektywność szczeliny (slotu) przed noskiem kłapy.

Kłapy dwuszczylinowe (rys. 4). Kłapa dwuszczylinowa powstała przez zamocowanie przed noskiem kłapy szczelinowej slota nieruchomo związanego z klapą. Dodatkowa szczelina przed slotem i slot umożliwiają lepsze sterowanie warstwą przyścienną. Mechanizm wychylenia i zawieszania kłapy dwuszczylinowej nie różni się niczym od mechanizmu wychylenia i zawieszania kłapy szczeli-

Analiza charakterystyk...



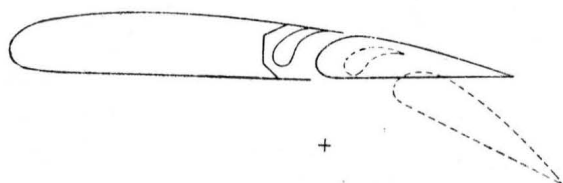
4

nowej. Parametrami konstrukcyjnymi klapy dwuszczelinowej są:

długość cięciwy slotu, kąt między cięciwą slotu i cięciwą klapy, kształt i wielkość szczeliny między slotem i klapą, długość cięciwy klapy, kąt wychylenia klapy dwuszczelinowej.

Kłapa dwuszczelinowa umożliwia osiągnięcie niewiele niższych przyrostów siły nośnej niż opisana niżej kłapa podwójna przy znacznie prostszej konstrukcji. Dodatkową zaletą klapy dwuszczelinowej jest możliwość osiągnięcia gładkiego profilu z klapą schowaną.

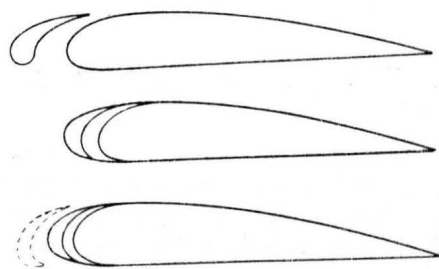
Kłapa podwójna (rys. 5). Kłapa podwójna jest najbardziej skomplikowanym z opisywanych tu urządzeń zwiększają-



5

cych siłą nośną skrzydła. Punkty obrotu klapy przedniej i klapy tylnej dobiera się tak, aby zapewnione były optymalne wielkości szczelin i wzajemnych kątów ustawienia klapy dla wychylenia klapy podwójnej do startu i lądowania. Optymalne położenie klapy w całym zakresie kątów wychylenia można zapewnić tylko przez zastosowanie prowadzenia klapy w prowadnicach. Kłapa podwójna daje przyrost maksymalnej siły nośnej $\Delta C_{z \max}$ o 40% do 45% większy niż kłapa szczelinowa o tej samej cięciwie przy kątach wychylenia 55° do 65° .

Sloty (rys. 6). Dla niektórych samolotów w celu osiągnięcia maksymalnej siły nośnej przy małym oporze i zła-



6

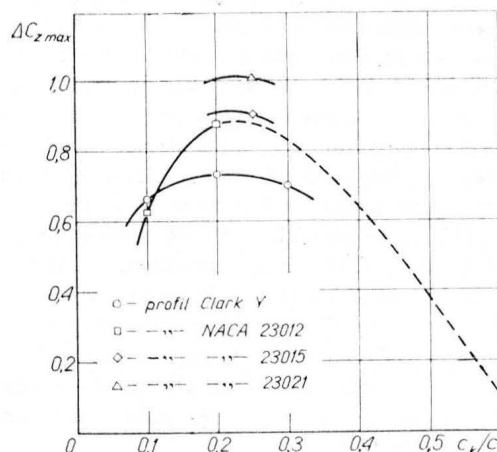
godzenia charakteru przeciągnięcia stosuje się slot na krawędzi natarcia skrzydła. Slot może być stały, umieszczony przed profilem podstawowym skrzydła lub utworzony przez wycięcie szczeliny w części noskowej profilu, albo ruchomy — w położeniu zamkniętym zostaje zachowany obrys profilu podstawowego. Slot powoduje przesunięcie oderwania strug do kąta natarcia większego o ca 10° niż dla profilu podstawowego — bez, lub z niewielką zmianą pochylenia krzywej $C_z(\alpha)$. Slot powinien być użyty na całej rozpiętości, a przerwy między kadłubem i slotem powinny być w miarę możliwości uszczelnione. Zastosowanie klapy zmniejsza efektywność slotu. Slot powoduje stosunkowo niewielki przyrost oporu profilowego rzędu $\Delta C_x = 0,01$, ale ogranicza przepływ laminarny do powierzchni slotu i może utrudnić zastosowanie urządzeń do odladzania.

Przyrost współczynnika maksymalnej siły nośnej

Przyrost współczynnika maksymalnej siły nośnej skrzydła samolotu zależy jest od charakterystyki dwuwymiarowej profilu i od geometrii skrzydła. W przypadku skrzydła o dużej zbieżności przeciągnięcie na końcu skrzydła może zniwelować zyski ze zwiększonej siły nośnej u nasady skrzydła lub maksymalna siła nośna może nie być wykorzystana ze względu na utratę sterowności poprzecznej. Straty mogą wynieść do 10% $C_{z \max}$. Przeciągnięcie u nasady skrzydła (skrzydło prostokątne) też może być niekorzystne przez:

- zmniejszenie $C_{z \max}$ ze względu na oderwanie strug,
- zmianę wyważenia.

W niniejszej pracy ograniczono się do analizy charakterystyk dwuwymiarowych profili wyposażonych w urządzenia zwiększające siłę nośną profilu podstawowego. Maksymalną siłę nośną profilu osiąga się przy kącie natarcia zbliżonym do kąta przeciągnięcia. Kąt natarcia α_{\max} profilu wyposażonego w kłapy przy krawędzi splywu odpowiadający maksymalnej sile nośnej jest zwykle mniejszy od odpowiadającego mu kąta natarcia α_{\max} profilu podstawowego — zjawisko oderwania występuje wcześniej. Przyrost siły nośnej dla danego typu klapy zależy od ich parametrów konstrukcyjnych. Dla wszystkich typów klapy z wyjątkiem klapy prostych zwiększenie cięciwy klapy aż do około 0,4 cięciwy profilu zwiększa przyrost siły nośnej, przy czym przyrost ten maleje przy zbliżeniu się do podanej wyżej wartości. Dla klapy prostych optymalna wielkość cięciwy klapy waha się od 0,2 do 0,25 cięciwy profilu. Przyrost $\Delta C_{z \max}$ w zależności od głębokości klapy prostej przedstawiono na rysunku 7.



7

Dla profili serii NACA 230 optymalna cięciwa klapy prostej wynosi około 0,23 cięciwy profilu, a dla profilu Clark Y-0,18 do 0,2 cięciwy profilu. Przyrost maksymalnej siły nośnej rośnie z kątem wychylenia klapy aż do pewnej jego wielkości różnej dla różnych typów klapy. Zamieszczona tablica 1 podaje optymal-

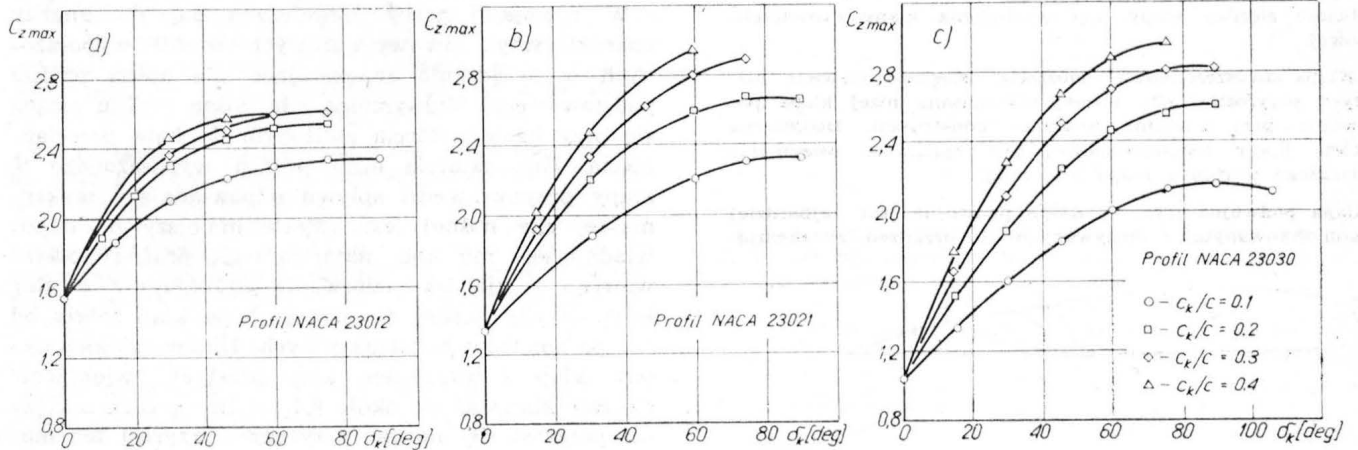
Tablica

Typ klapy	Prosta	Krokodylowa	Szczelinowa	Dwuszczelinowa	Podwójna
Optymalny kąt wychyl. klapy	$60^\circ \div 70^\circ$	$60^\circ \div 80^\circ$	$40^\circ \div 50^\circ$	$45^\circ \div 70^\circ$	$55^\circ \div 65^\circ$

Analiza charakterystyk...

ne kąty wychylenia klap dające największe przyrosty maksymalnej siły nośnej profilu.

Optymalny kąt wychylenia kłapy zależy od typu i grubości profilu, parametrów konstrukcyjnych kłapy i sposobu wychylenia kłapy. Dla kłap prostych mniejsze optymalne kąty wychylenia $\delta_{k \max}$ odpowiadają kłapom o większych cięciwach. Na rysunku 8 przedstawiono przyrost $C_{z \max}$ z kątem wychylenia kłapy prostej 0,2 cięciwy profilu. Kłapy proste o bardzo dużych cięciwach wykazują spadek przyrostu siły nośnej po przekroczeniu niewielkiego kąta wychylenia — np. dla kłapy prostej o głębokości 0,6 cięciwy skrzydła siła nośna rośnie do kąta wychylenia 12° . Dla kłap krokodylowych optymalny kąt

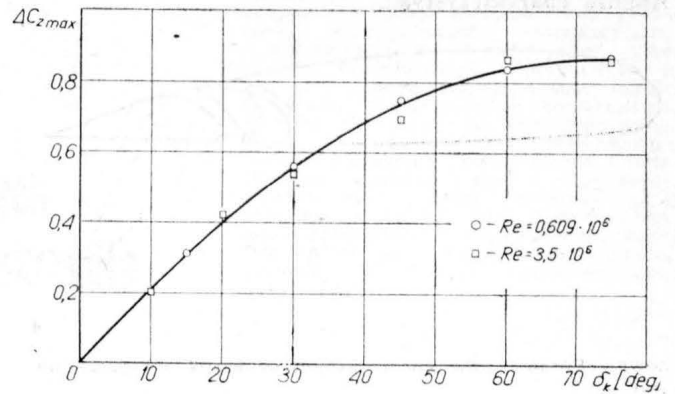


9

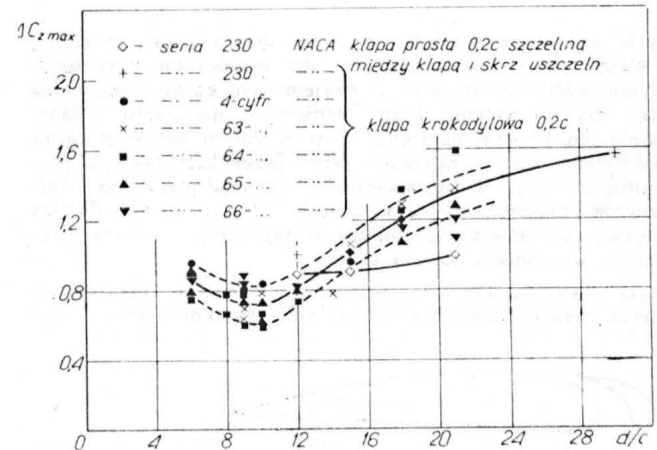
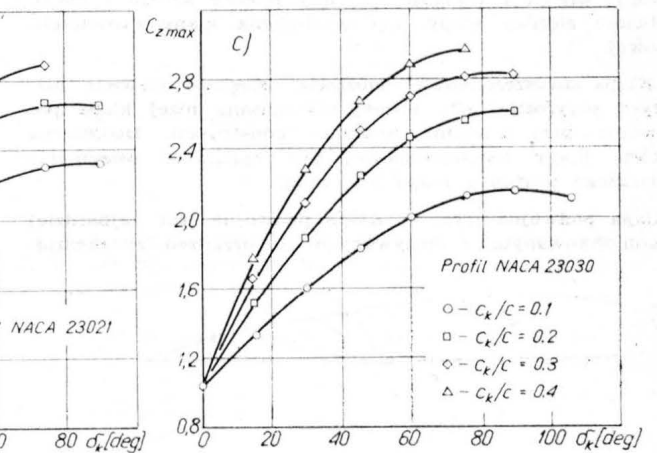
wychylenia rośnie z grubością profilu i zmniejsza się ze wzrostem głębokości kłapy. Na przykład dla profilu NACA 23012 i kłapy o cięciwie 0,4 cięciwy profilu równy jest około 50° a dla profilu NACA 23030 i cięciwie 0,1 cięciwy profilu wynosi 90° . Zmianę $C_{z \max}$ z głębokością kłapy krokodylowej i wychyleniem kłapy dla profili NACA 23012, NACA 23021 i NACA 23030 przedstawione na rysunku 9.

Przyrosty $\Delta C_{z \max}$ dla kłap prostych i szczelinowych zależą od parametrów konstrukcyjnych szczelin między kesonem skrzydła i kłapami. Szczelne połączenie kłapy prostej z kesonem skrzydła znacznie zwiększa $\Delta C_{z \max}$. Rysunki 7, 8 i 10 podają przyrosty $C_{z \max}$ dla przypadku kłap prostych połączonych szczelnie z kesonem skrzydła. Przyrost $\Delta C_{z \max}$ przy szczelinie równej 0,0032 cięciwy profilu stanowi około 50% przyrostu $\Delta C_{z \max}$ dla przypadku szczelnego połączenia kłapy z kesonem skrzydła (profil Clark Y, kłapa 0,2c na całej rozpiętości skrzydła o wydłużeniu $A = 6$, $Re = 0,609 \cdot 10^6$).

Dla kłap szczelinowych o przyroście $\Delta C_{z \max}$ decyduje efektywność szczelin między kesonem skrzydła i kłapą, a w przypadku kłap dwuszczelinowych także efektywność szczelin między slotem (kłapą przednią) i kłapą tylną. Zależy to od geometrii obrysów elementów szczelin i wzajemnego położenia kłapy i sływu kesonu skrzydła. Najlepsze położenie kłapy zależy zawsze od zarysu dolnej powierzchni sływu kesonu skrzydła czy też kłapy przedniej i od obrysu noska kłapy. W przypadku zastosowania prowadzenia kłap w prowadnicach możliwe jest osiągnięcie optymalnego położenia kłapy dla każdego kąta wychylenia. W przypadku wychylenia kłapy przez obrót wokół stałego punktu dobieranego zazwyczaj tak, aby uzyskać możliwie dobre własności przy



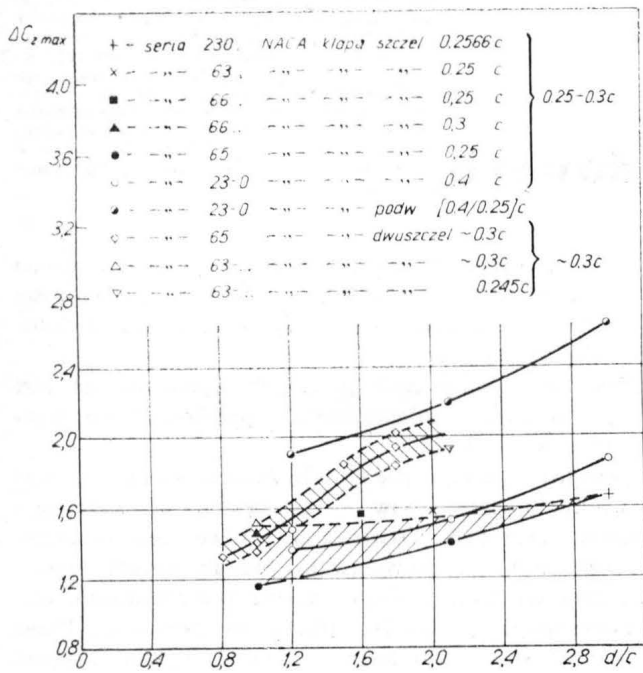
8



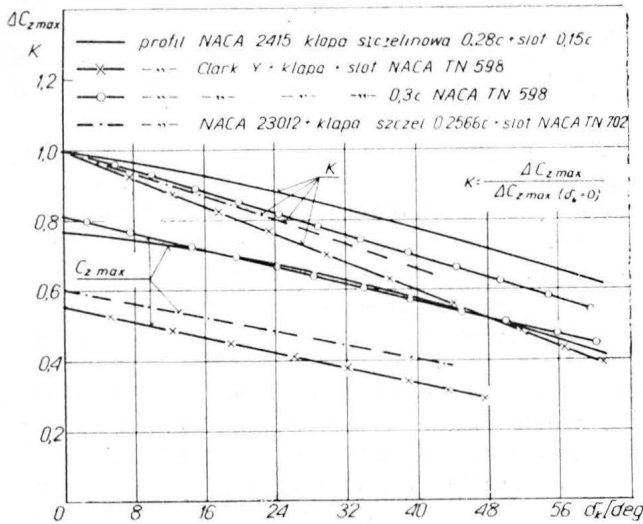
10

wychyleniu kłapy do startu i do lądowania uzyskuje się przyrosty $\Delta C_{z \max}$ mniejsze od maksymalnie możliwych w całym zakresie kąta wychylenia kłapy. Rysunek 11 podaje $\Delta C_{z \max}$ uzyskane dla kłap szczelinowych i podwójnych przy optymalnym położeniu kłap. W przypadku zastosowania obrotowego zawieszania kłap przyrosty $\Delta C_{z \max}$ są mniejsze. Należy je zmniejszyć w przybliżeniu w stosunku przyrostów ΔC_z dla kłapy wychylonej przez obrót wokół stałego punktu do ΔC_z dla optymalnego położenia kłapy. Przyrosty $\Delta C_{z \max}$ dla kłap dwuszczelinowych przedstawione na rys. 11 odpowiadają przypadkom wychylenia kłap dwuszczelinowych przez obrót wokół stałego punktu. Wybór położenia krawędzi sływu kesonu skrzydła dla kłap szczelinowych czy podwójnych ma duży wpływ na zwiększenie się cięciwy profilu z kłapą wychyloną, a tym samym i na przyrost $\Delta C_{z \max}$.

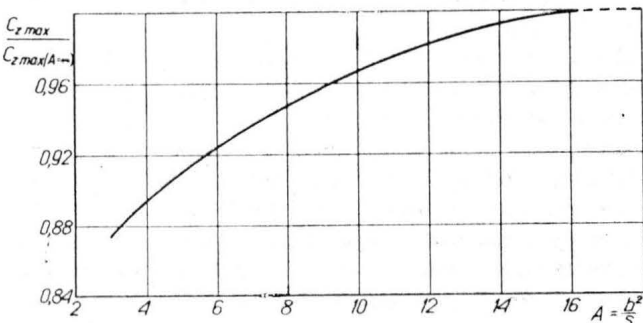
Analiza charakterystyk...



11



12



13

Po przesunięciu krawędzi splywu kesonu skrzydła aż do krawędzi splywu profilu podstawowego otrzymujemy kłapę Fowlera. Przyrost $\Delta C_{z \max}$ dla kłapy Fowlera jest o około 30% większy niż dla kłapy szczelinowej o tej samej cięciwie. Kłapa Fowlera wymaga zastosowania prowadnic, zrealizowanie wy-

chylenia przez ruch obrotowy nie jest możliwe. Na rysunku 10 zestawiono przyrosty $\Delta C_{z \max}$ dla różnych typów profili dla kłap krokodylowych 0,2c i prostych, a na rys. 11 dla kłap szczelinowych, dwuszczylinowych i podwójnych. Z tych wykresów można wywnioskować, że na wartość przyrostu $\Delta C_{z \max}$ wpływa głównie grubość profilu. Wpływ grubości profilu jest najwyraźniejszy dla kłap krokodylowych i dwuszczylinowych. Dla kłap krokodylowych $\Delta C_{z \max}$ zmniejsza się przy wzroście grubości profilu od 6% do 10%, po czym silnie rośnie, gdy grubość profilu wzrasta do około 20%. Przy dalszym zwiększeniu grubości profilu przyrost $\Delta C_{z \max}$ jest łagodniejszy. $\Delta C_{z \max}$ dla kłap dwuszczylinowych wzrasta silnie od 8% do 18% grubości profilu. Wpływ grubości profilu na przyrost $\Delta C_{z \max}$ dla kłap prostych, szczelinowych i podwójnych jest mniejszy. Najwyraźniej rośnie z grubością profilu $\Delta C_{z \max}$ dla kłap podwójnych, najmniej dla kłap prostych. Z rysunku 11 widać, że w zakresie grubości profilu od 14% do 21% (dalej brak danych) zamiast skomplikowanych kłap podwójnych z powodzeniem można stosować znacznie prostsze konstrukcyjnie kłapy dwuszczylinowe. Przy małych grubościach profilów od 8% do 12% przyrost $\Delta C_{z \max}$ dla kłap dwuszczylinowych jest niewiele większy od przyrostu $\Delta C_{z \max}$ dla kłap jednoszczylinowych. W jednym przypadku (profil 10% serii NACA 66, kłapa 0,3c) osiągnięto te same rezultaty stosując kłapę jedno- i dwuszczylinową. Przyczyną małej efektywności kłapy dwuszczylinowej dla cienkich profilów jest trudność umieszczenia w obrysie profilu slotu odpowiedniej wielkości i kształtu oraz zachowania optymalnego kąta ustawienia slotu względem kłapy.

Sloty na krawędzi natarcia skrzydła zwiększają siłę nośną profilu zapobiegając oderwaniu i tym samym przedłużając krzywą $C_z = f(\alpha)$. Stosuje się sloty o cięciwie od 0,1 do 0,3 cięciwy profilu podstawowego powodujące przyrost $\Delta C_{z \max}$ od 0,5 do 0,9. Analiza Younga wykazała, że maksymalny przyrost współczynnika siły nośnej można w przybliżeniu wyrazić wzorem

$$\Delta C_{z \max} = 3,3 \cdot \text{cięciwa slotu} / \text{cięciwa skrzydła}.$$

Wychylenie kłapy zmniejsza efektywność slotu. Przyrost współczynnika maksymalnej siły nośnej $\Delta C_{z \max}$ od slotu przy wychylonej kłapie i współczynnik K wyrażający spadek przyrostu $\Delta C_{z \max}$ z wychyleniem kłapy przedstawiono na rysunku 12.

$$C_{z \max \text{ od slotu } \delta_k} = C_{z \max} (\delta_k = 0) \cdot K$$

gdzie $K = f(\delta_k)$.

Na rysunku 13 przedstawiono wpływ wydłużenia skrzydła na $C_{z \max}$. Rysunek ten umożliwia uwzględnienie wpływu skończonego wydłużenia skrzydła na $C_{z \max}$ profilu. Przy korzystaniu z wykresów $\Delta C_{z \max}$ dla kłap szczelinowych, dwuszczylinowych i podwójnych lepszą zgodność obliczonych wartości otrzymamy uwzględniając wpływ wydłużenia skrzydła według rysunku 13.

cd. na III str. okł.

Oświetlenie wskaźników lotniczych przyrządów pokładowych

Oświetlenie wskaźników na tablicy przyrządowej samolotu konieczne stało się z chwilą, gdy pierwsi śmiałowie zaczęli latać także i w nocy. Mimo kilkudziesięciu lat, które w tej chwili upłynęły, nie wszędzie w sposób zadowalający rozwiązano tę sprawę i w wielu jeszcze współczesnych samolotach przyrządy pomiarowe są nieodpowiednio oświetlone.

Rozwój układów wskazujących poszedł w dwóch kierunkach, pierwszy to tradycyjne układy mechaniczne (wskazówkowe, wstęgowe itp.), drugi to układy z lampami oscyloskopowymi, cyfrowymi lampami wyładowczymi itp. urządzeniami typu *head up*, *head down*, a więc układy informujące sygnałami świetlnymi.

Tematem artykułu jest oświetlenie wskaźników mechanicznych, które zapewne jeszcze przez wiele lat utrzymają się na tablicach z przyrządami pokładowymi samolotów.

Oświetlenie wskaźników lotniczych powinno spełniać wiele ostrych warunków; wskaźniki muszą być oświetlone dostatecznie jaskrawo, by możliwe było łatwe i bezbłędne odczytanie wskazań; oświetlenie tarcz musi być równomierne, pozorna jaskrawość poszczególnych wskaźników zgrupowanych na tablicy powinna być jednakowa (wskaźniki jaśniejsze przyciągają wzrok obserwatora), niedopuszczalne jest, by źródło światła było widoczne przy normalnych położeniach głowy obserwatora.

Należy unikać wszelkich cieni, błysków, odbić, światła rozproszonego i błędzącego. Wobec coraz szerszego stosowania barwnych elementów układów wskazujących (np. do oznaczania charakterystycznych zakresów) pożądana jest, by można było je odróżniać również w warunkach nocnych. Wymagane jest też, by pilot mógł swobodnie obserwować otoczenie samolotu, co jest szczególnie ważne dla pilotów samolotów bojowych oraz pilotów małych statków powietrznych uzupełniających lub opierających swą nawigację na obserwacji charakterystycznych punktów terenowych.

Te ogólnie znane wymagania nie są jednak, jak dotąd, ujęte w żadne międzynarodowe przepisy. Przepisy zdatowności cywilnych statków powietrznych zarówno krajowe (PSL) jak i zagraniczne (BCAR; FAR; Normy letnoj godnosti grażdzańskich samolotów) ujmują to zagadnienie bardzo powierzchownie. Znane normy przedmiotowe dotyczące oświetlenia przyrządów to: amerykańska norma SAE 264D z roku 1956 o oświetleniu przyrządów, kabin oraz o sposobie sygnalizacji (w przygotowaniu jest nowy dokument SAE — sygnowany ARP 1161) oraz brytyjska norma BS. G.191 z września 1965 r. „Oświetlenie integralne lampkami żarowymi lotniczych wskaźników pokładowych”.

Norma brytyjska określa wartość napięcia zasilającego, poziom jaskrawości, kolor światła, wytrzy-

W artykule omówiono oświetlenie wskaźników mechanicznych, tj. wskazówkowych, wstęgowych itp., szczegółowo omówiono integralny system oświetleniowy, stosowany w wielu krajach. Przedstawiono różne sposoby oświetlenia tablic i przyrządów, podano też, na jakich normach oparte są układy sygnalizacyjne. Omówiono metodę transiluminacyjną, oświetlenie krawędziowe, oświetlenie klinowe, oświetlenie elektroluminescencyjne. Oddzielnie omówiono oświetlenie integralne przyrządów produkowanych w kraju.

małość elektryczną obwodu, sposób przeprowadzenia prób i pomiarów oświetlenia. Poziom jaskrawości (luminancji) unormowano jedynie dla wskaźników czarno-białych.

(Spełnienie wszystkich podanych wymagań nie jest łatwe, o czym niejednokrotnie przekonali się konstruktorzy i piloci.

Stosowano dotąd wiele najróżnorodniejszych metod oświetlenia przyrządów — począwszy od zapalek i latarek ręcznych. Oświetlano tablice zewnętrznymi reflektorami, co powodowało jednak błyski, wprowadzało do kabiny dużo światła rozproszonego, obniżało adaptację wzroku pilota do ciemności. Przez wiele lat stosowano pokrycia cyfr i znaków masami fosforescencyjnymi (siarczek cynku lub strontu); te masy świecące stałego działania zawierały domieszkę pierwiastków radioaktywnych, co przy znacznym zwiększeniu liczby przyrządów w kabine i wydłużeniu czasu trwania lotów okazało się niebezpieczne dla zdrowia załogi samolotu. Na promieniowanie mas fosforescencyjnych narażona była także obsługa naziemna oraz pracownicy przemysłu (robotnicy nakładający masy na tarcze przyrządów). Mimo sygnalizowanego niebezpieczeństwa masy te ze względu na swą niezawodność nie wyszły jeszcze całkowicie z użycia, dąży się jednak do ich eliminowania wszędzie, gdzie jest to tylko możliwe. Masy fosforescencyjne zostają zastąpione masami fluorescencyjnymi; masy fluorescencyjne świecą podczas napromieniania światłem zewnętrznym i pewien czas potem. Jako źródło światła stosowane są lampy emitujące niewidzialny dla oka ultrafiolet, np. używane w kraju lampy ARUFO. Zaletą systemu jest brak wszelkich cieni, błysków, odbłasków, możliwość stosowania mas różnokolorowych, wadą — dość droga instalacja, nieobojętny dla zdrowia wpływ ultrafioletu, brak możliwości regulacji jaskrawości oświetlenia, zbyt duży kontrast.

Nieco inny kierunek prac konstruktorów to różnorodne sposoby oświetlenia tablic i oddzielnych przyrządów lampkami żarowymi. Jednym z takich rozwiązań jest dodatkowy ekran umieszczony przed właściwą tablicą przyrządów. Ekran osłania umieszczone na nim żarówki i kieruje odbite światło na tarcze przyrządów; wadą tego sposobu jest mała uniwersalność oraz trudność wyeliminowania błysków od szkieł przyrządów. Najbardziej obecnie rozpowszechnione rozwiązanie to zewnętrzne oświetlenie indywidualne przyrządów lampkami szczelinowymi (znane w kraju lampki SW i APM) i kołnierzymi. Mimo wielu zalet (łatwość wymiany żarówek, prosta konstrukcja, możliwość regulacji jaskrawości, możliwość stosowania dowolnej barwy światła zależnie od użytego filtru) system ma wielu przeciwników. Wskazywane wady to: nierównomierne oświetlenie, wręcz złe oświetlenie wskaźników z wypukłymi lub

Oświetlenie wskaźników...

wklęsłymi elementami (np. sztuczne horyzonty), odbłaski od szkieł przyrządów.

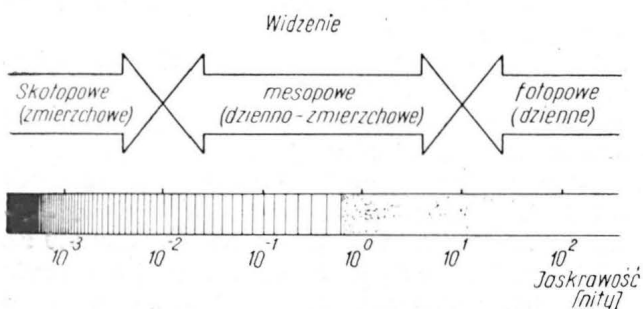
Ostatnio coraz więcej nowych przyrządów zawiera samodzielny, własny, tzw. integralny system oświetleniowy. Przed szczegółowym omówieniem rozwiązań oświetlenia integralnego kilka słów na temat fizjologii widzenia.

Widzenie

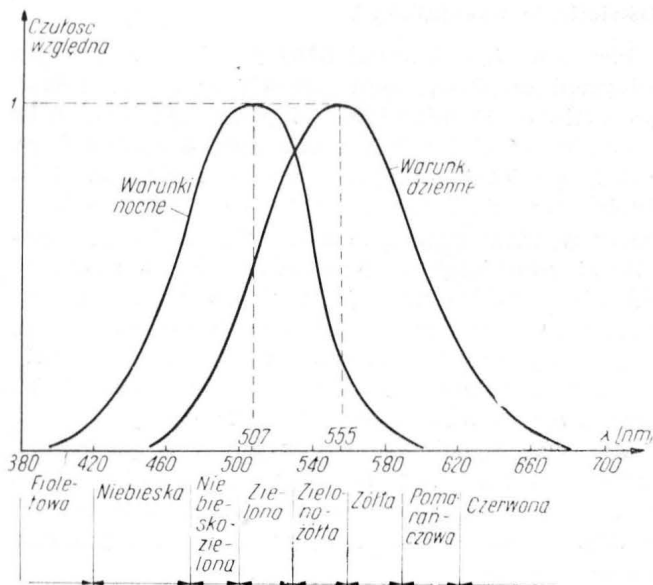
Wrażenia świetlne odbierane przez oko wywołane są przez fale elektromagnetyczne o długości w granicach 380–760 nm (granice przyjęto umownie, są one różne dla różnych obserwatorów); promieniowanie w tym zakresie zwane jest promieniowaniem widzialnym lub krótko światłem. Z promieniowaniem widzialnym sąsiaduje podczerwień (długość fali powyżej 760 nm) oraz nadfiolet (poniżej 380 nm). Wielkość wrażen świetlnych zależy od długości fali oraz od ilości światła; miarą ilości światła emitowanej przez daną powierzchnię jest jaskrawość (luminancja). Jednostką luminancji w układzie SI jest kandela na metr kwadratowy (nit) [$1 \text{ cd/m}^2 = 1 \text{ nit}$]. Inne znane jednostki to stilb (Sb) [$1 \text{ sb} = 10^4 \text{ cd/m}^2 = 1 \text{ cd/cm}^2$] lub stopo — lamberty (ft — L) [$3,426 \text{ ft} - \text{L} = 1 \text{ cd/m}^2$], apostilby (asb) lamberty [L].

Oko ma dwa rodzaje odbiorników światła — czopki i pręciki. Czopki wypełniają przede wszystkim środkową część siatkówki (żółtą plamkę), reagują zarówno na wartość luminancji jak i długość fali promieniowania odczuwając ją jako różne barwy światła. Widzenie za pomocą czopków nazywamy widzeniem fotopowym, dziennym lub czopkowym. Pręciki znajdują się poza żółtą plamką i przeważają w peryferyjnych częściach siatkówki; są bardziej czułe od czopków, nie mają jednak zdolności różnicowania barw. Widzenie przy ich pomocy nazywamy widzeniem skotopowym, zmierzchowym lub pręcikowym. Istnieje pośredni obszar luminancji, w którym czynne są zarówno pręciki jak i czopki. Występuje wtedy widzenie mesopowe: dziwno-zmierzchowe lub czopkowo-pręcikowe. Na rysunku 1 przedstawiono przybliżone granice poszczególnych rodzajów widzenia w zależności od luminancji obserwowanych obiektów (źródeł światła emitowanego lub odbitego), na rys. 2 — zależność czułości względnej oka od długości fali odbieranego światła.

Jak już wspomniano, oko przystosowane do jasności odczuwa promieniowanie o różnej długości fali jako światło różnobarwne. Przejścia od jednej barwy do drugiej są stopniowe, a granice zakresu danej barwy ustalić można jedynie w przybliżeniu. Na



1. Zakresy rodzaju widzenia w funkcji jaskrawości

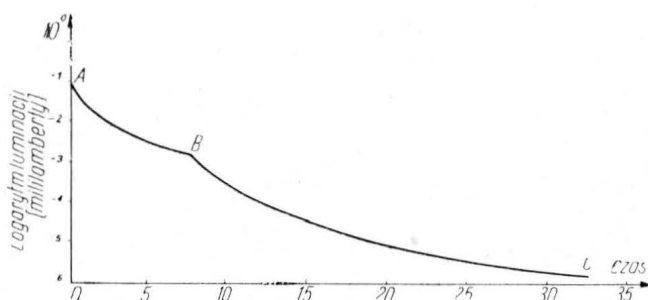


2. Krzywe czułości względnej, tzw. oka średniego przystosowanego do jasności i ciemności

Na dole: rozkład barw w widmie widzialnym

rysunku 2 zaznaczono przybliżone zakresy 8 zasadniczych barw światła. Mieszając trzy podstawowe barwy (np. czerwony, niebieski i zielony) w różnych proporcjach jaskrawości otrzymać można kolor o dowolnym odcieniu i intensywności. Znane atlasy kolorów (np. atlas Munsella) zawierają ich do półtora tysiąca.

W przyrządach lotniczych wykorzystywane jest jednak tylko kilka kolorów. Oznaczenia barwne ułatwiają wybranie określonej informacji, „przyciągają” wzrok, służą do podawania informacji jakościowej we wskaźnikach symbolicznych (np. sztuczny horyzont), nawiązują do rzeczywistych barw tła. Trzy kolory: czerwony, żółty (bursztynowy) i zielony są powszechnie używane do sygnalizacji. Zielony oznacza stan normalny, czerwony — stan wymagający natychmiastowego przeciwdziałania, żółty — stan wymagający gotowości do przeciwdziałania. Wybór czerwonego koloru do sygnalizacji stanów alarmowych z punktu widzenia pracy oka nie jest najszybszy. Jak widać na rys. 2 czułość oka na ten kolor przy widzeniu dziennym nie jest najlepsza, a przy widzeniu zmierzchowym prawie zerowa. Zresztą tę małą czułość oka na barwę czerwoną wykorzystuje się przy oświetleniu przyrządów światłem czerwonym, które nie drażniąc pręcików nie powoduje utraty adaptacji oka do ciemności. Pełna adaptacja oka do ciemności trwa około 30 minut, a jej przebieg przedstawiono na rysunku 3.



3. Typowy przebieg adaptacji wzroku do ciemności

Oświetlenie wskaźników...

Pierwsza część krzywej (AB) przedstawia przebieg adaptacji czopków, które osiągają próg widzialności po około 5—10 minutach. Adaptacja pręcików trwa znacznie dłużej i osiągają one próg widzialności po około 30—40 min. Szybkość adaptacji nie jest stała. Brak tlenu, duża zawartość tlenu węgla we krwi, podeszły wiek, wypalenie kilku papierosów są czynnikami powodującymi wydłużenie okresu adaptacji. By nie utracić adaptacji do ciemności (proces odwrotny przystosowania się do dużych natężeń światła jest bardzo krótki i trwa około 0,2 sekundy) należy w kabinie utrzymać poziom oświetlenia odpowiadający widzeniu mesopowemu (rys. 1).

Ważnym czynnikiem decydującym o czytelności wskazań jest kontrast (stosunek jaskrawości powierzchni) między cyframi, wskazówkami, oznaczeniami i tarczą oraz kontrast między tarczą i otoczeniem (tablica, kabina).

Ogólnie wymaga się, by kontrast oznaczeń i tarczy był rzędu 13:1. Natomiast kontrast między tarczą przyrządu a otoczeniem nie powinien być zbyt duży. Stąd się bierze lepsza widoczność w nocy białych oznaczeń na czarnej tarczy i czarnych cyfr na białych tarczach w dzień. Pewnym kompromisem dla obu tych przypadków jest dodanie do czarnych tarcz jasnych, pastelowych tablic przyrządowych zmniejszających kontrast tarcz i otoczenia w dzień.

Należy wspomnieć jeszcze o zjawisku kontrastu jednoczesnego. Polega ono na tym, że zestawienia niektórych kolorów wydają się bardziej kontrastowe niż to wynika z porównania ich luminancji. Do takich zestawień należą m.in. czarny i żółty, czarny i biały, zielony i czerwony.

Wybór barwy oświetlenia

O wyborze koloru oświetlenia decyduje zachowanie adaptacji do ciemności; z tego punktu widzenia najlepsze jest oświetlenie czerwone. Jak już wspomniano, światło czerwone nie podrażnia pręcików, które odbierają wrażenia wzrokowe przy małym poziomie luminancji. Jaskrawość światła czerwonego może 30-krotnie przekraczać jaskrawość światła białego przy równoważnym czasie adaptacji. Dodatkową zaletą tego światła wprowadzonego do oświetlenia kabin i przyrządów podczas II wojny światowej była słaba jego widoczność z zewnątrz. Światło czerwone ma jednak dość istotne wady; coraz powszechniej stosowane w przyrządach barwne oznaczenia w świetle czerwonym zmieniają swój kolor [tabl.]. Uniemożliwia to także korzystanie z map z normalnie przyjętymi oznaczeniami barwnymi.

Ta istotna wada światła czerwonego spowodowała, że coraz powszechniej zaczęto stosować światło białe.

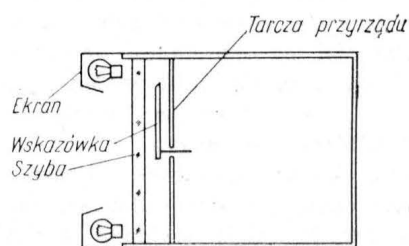
Barwa	
rzeczywista	w świetle czerwonym widziana jest jako
biała	jasnoróżowa
czarna	czarnoczerwona
czerwona	łśniąco czerwona
ciemnoniebieska	ciemnopurpurowa
zielona	oliwkowozielona
żółta	czerwonopomarańczowa
brunatna	brunatnoczerwona

Światło białe, jak zresztą i każde inne o poziomie luminancji odpowiednim dla widzenia mesopowego (rys. 1), powoduje w niewielkim stopniu utratę adaptacji do ciemności, co na przykład zupełnie nie przeszkadza w długotrwałych lotach według przyrządów. Światło białe umożliwia jednak pełne rozróżnianie kolorów, lepiej wpływa na samopoczucie pilota, niż światło czerwone.

Obowiązujące normy dopuszczają zarówno oświetlenie białe, jak i oświetlenie czerwone. Przy czym oświetlenie białe uznano za podstawowe w lotnictwie komunikacyjnym, czerwone — w lotnictwie wojskowym. W omówieniach spraw oświetlenia przyrządów i kabiny zarówno przedwojennego (W. Pol — Wybór kolorowego światła do oświetlenia kabiny, 1933 r.) jak i współczesnych (F. H. Hawkins — Cockpit Lighting, Shell Aviation News, No. 397, 1971) wskazuje się na duże zalety oświetlenia pomarańczowego. Zastosowanie tego światła pozwala na rozróżnianie kolorów, a adaptacja jest minimalnie mniejsza niż przy świetle czerwonym. Pomarańczowe oświetlenie nie może jednak, jak dotąd, znaleźć uznania u konstruktorów i odbiorców sprzętu lotniczego. Inne barwy oświetlenia (zielona i niebieska) występują jedynie przy oświetleniu elektroluminescencyjnym, jako że tylko te barwy otrzymuje się przy bezpośrednim wykorzystaniu elektroluminescencji. Nie są one jednak zalecane, gdyż już przy niewielkich natężeniach powodują utratę adaptacji, a poza tym zmniejszają ostrość widzenia.

Oświetlenie integralne

Oświetlenie integralne zgodnie z definicją przyjętą we wspomnianej brytyjskiej normie G.191 to „System oświetlenia całkowicie zawarty wewnątrz obudowy wskaźnika. Nie wchodzi w to światła sygnalizacyjne oraz układy oświetleniowe zawierające całkowicie lub częściowo żarówki świecące z przodu wskaźnika w taki sposób, jak oświetlenie reflektorowe umieszczone poza wskaźnikiem”. Zgodnie z tą definicją do oświetlenia integralnego nie zalicza się układów jak na rys. 4. Oświetlenie takie jak na



4. Oświetlenie kołnierzone

rys. 4 zachowuje wady oświetlenia zewnętrznego lampkami szczelinowymi (odbłaski od szyby, nierównomierność) i dodaje do tego nagrzewanie przyrządu ciepłem żarówek.

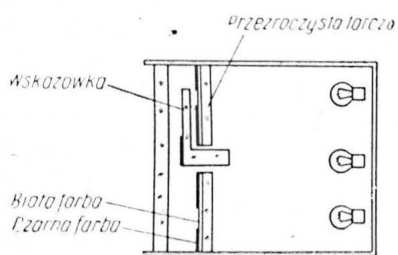
W chwili obecnej wykorzystuje się zasadniczo cztery rozwiązania oświetlenia integralnego. W trzech metodach jako źródło światła wykorzystywana jest żarówka, w czwartej metodzie wykorzystuje się zjawisko elektroluminescencji. Żarówki stosowane do oświetlenia są znormalizowane (np. w Wielkiej Brytanii norma 2G181, we Francji NFL 55-513/1970 r.), ogólnie przyjęte napięcie zasilające wynosi 5 V prądu stałego lub zmiennego. Jedyne dostępne w kraju miniaturowe żarówki lotnicze SM37 produkcji radzie-

Oświetlenie wskaźników...

kiej przystosowane są do napięcia 27 V. Wymagana jest duża trwałość i niezawodność żarówek, a także możliwość wymiany żarówek bez zdejmowania obudowy. Uszkodzenie jednej żarówki nie może powodować istotnych zmian w czytelności przyrządu. Każdy kawałek oświetlonej powierzchni powinien być objęty światłem co najmniej dwóch żarówek. Wadą oświetlenia lampkami żarowymi jest wspomniane nagrzewanie się przyrządu od żarówek. Może to powodować niesprawną pracę łożysk oraz pogorszenie się własności coraz częściej stosowanych tworzyw sztucznych.

Metoda transiluminacyjna (rys. 5)

Lampki umieszczone za tarczą eksponują białe oznakowanie skali; tarcza wykonana jest z przezroczystego materiału (najczęściej tworzywo sztuczne) pokrytego warstwą białej farby, a następnie farbą

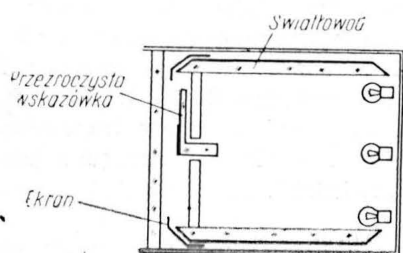


5. Oświetlenie transiluminacyjne

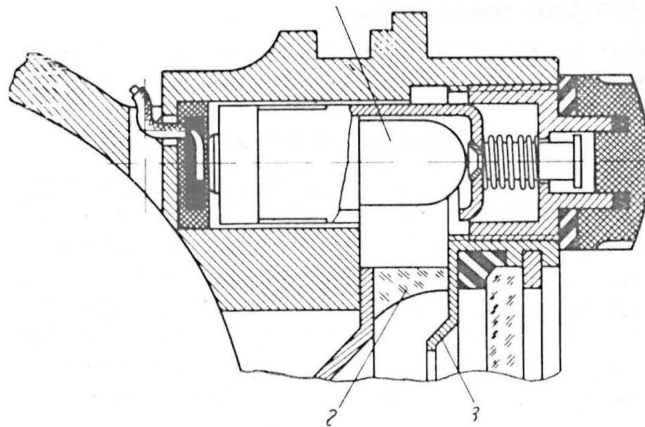
czarną. Czarna farba nanoszona jest techniką akwafortową tak, by uwidocznic białe oznakowanie, przez które przenika światło. Otrzymywany kontrast jest rzędu 12:1. Wskazówka jest „fajką” z tworzywa sztucznego — światłowodem. Te części wskazówki, które mają być widoczne, pokrywa się białą farbą, pozostałe czarną. Chcąc otrzymać oświetlenie w innym kolorze niż biały można tarczę i wskazówkę wykonać z odpowiednio barwnego tworzywa. Zaletami omawianej metody jest doskonały kontrast, minimum odblasków, a wadami: duży koszt, trudny dobór grubości pokryć, znaczne pogorszenie jakości oświetlenia przy uszkodzeniu którejkolwiek żarówki, kłopotliwa wymiana żarówek, brak miejsca na usytuowanie żarówek oraz kłopotliwe oświetlenie wskazówki.

Oświetlenie krawędziowe (rys. 6 i 7)

W rozwiązaniu przedstawionym na rys. 6 światło emitowane przez żarówki przewodzone jest pierścieniowym światłowodem umieszczonym bezpośrednio pod obudową przyrządu lub po prostu stanowiącym tę obudowę. Światłowód pomalowany jest z zewnątrz na biało dla uzyskania dobrego odbicia światła, na to położona jest warstwa czarna. Światło



6. Oświetlenie krawędziowe



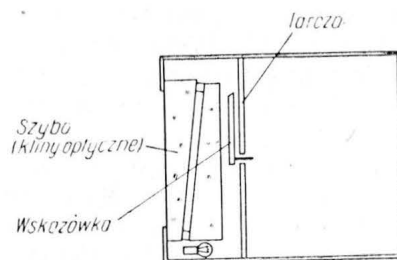
7. Oświetlenie krawędziowe sztucznego horyzontu AGB-3K; 1 — żarówka, 2 — pierścień przezroczysty, 3 — ekran

podobnie jak w metodzie poprzedniej przenika także przez przezroczystą wskazówkę odpowiednio pomalowaną. Ekran umieszczony przed światłowodem eliminuje błyski. Dla uzyskania światła barwnego można zabarwić światłowód. Zaletami metody są: nieduży koszt, łatwość uzyskania światła barwnego, małe różnice w oświetleniu przy uszkodzeniu jednej żarówki, a wadami to: trudność wymiany żarówki, kłopotliwe oświetlenie wskazówki.

Na rys. 7 przedstawiono sposób oświetlenia stosowany w radzieckim sztucznym horyzoncie AGB-3K. Światło emitowane przez żarówkę 1 przechodząc przez pierścień przezroczysty 2 jest rozproszone na tarczę przyrządu; przed błyskami i światłem błądzącym zabezpiecza ekran 3. Rozwiązanie to pozwala na dobre oświetlenie wszystkich elementów wskaźnika włącznie z chorągiewkami ostrzegawczymi i licznikami. Zaletą rozwiązania jest łatwość wymiany żarówki. Pewien kłopot sprawia równomierne rozproszenie światła na całą tarczę (bezpośrednio pod żarówkami jest nieco jaśniej).

Oświetlenie klinowe (rys. 8)

Tarcza i wskazówka oświetlone są przez dwa szklane kliny stanowiące równocześnie szybę przy-



8. Oświetlenie klinowe

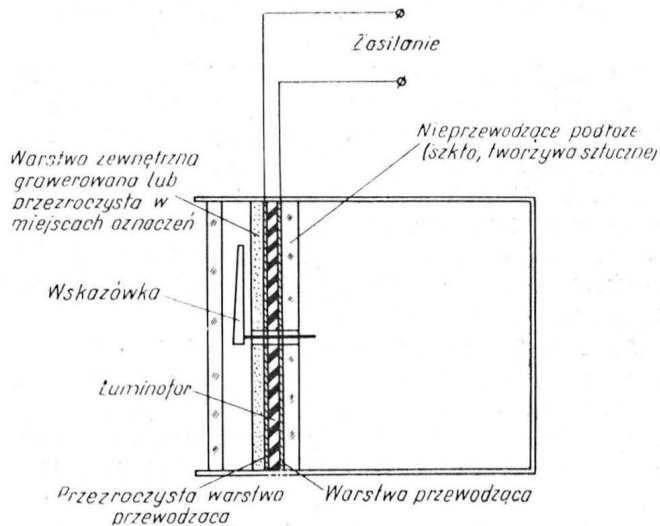
rzędu. Światło skierowane na krawędź tylnego klina załamuje się i odbija na płaszczyznach obu klinów i pada na tarczę przyrządu. Użycie dwóch klinów umożliwia lepsze rozproszenie światła na tarczy i zmniejsza ilość światła wychodzącego na zewnątrz, którego mimo to jest i tak dość dużo. Do zalet metody zalicza się dobre oświetlenie całej tarczy, liczników, wskazówek itp., a do wad: duża cena klinów optycznych odpowiedniej jakości, duża ilość światła błaszcącego. Rozwiązanie to najłatwiej wykorzystać przy wskaźnikach wstęgowych (ze skalami prostokątnymi). Odpowiednią barwę światła uzyskuje się

Oświetlenie wskaźników...

przez zastosowanie barwnych filtrów lub kolorowych żarówek.

Oświetlenie elektroluminescencyjne (rys. 9)

Elektroluminescencja to zjawisko emitowania światła przez półprzewodniki znajdujące się pod bezpośrednim wpływem pola elektrycznego. Najczęściej stosowanym półprzewodnikiem (luminaforem) jest siarczek cynku. Własności elektroluminescencyjne mają także m.in. siarczek kadmu (CdS) i selenek cynku (ZnSe). Rysunek 9 przedstawia uproszczony schemat typowej płyty elektroluminescencyjnej.



9. Oświetlenie elektroluminescencyjne

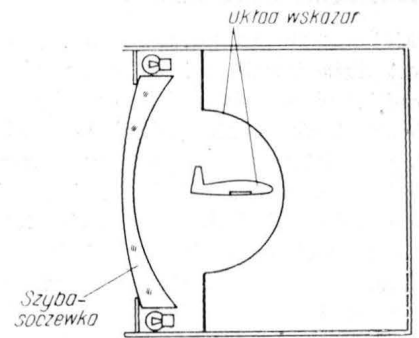
Barwa światła zależna jest od rodzaju luminoforu i zastosowanych aktywatorów — zielony i niebieski dla siarczku cynku; żółty, złocisty lub biały dla selenku cynku. Typowe napięcie zasilające ma wartość 115 V przy częstotliwości 400 Hz.

Oświetlenie elektroluminescencyjne może być użyte do oświetlania tarcz przyrządów, płyt czołowych, skrzynek kontrolnych i sterujących. Więcej trudności sprawia oświetlenie elementów ruchomych (wskaźników, ruchomych pręcików itp.). Zaletą układu jest równe oświetlenie, małe zapotrzebowanie mocy, prosta konstrukcja, uniknięcie nagrzewania się przyrządu, duża niezawodność.

Do wad należy zaliczyć wysokie napięcie zasilające, małą jaskrawość, małą trwałość, kłopotliwe oświetlenie części ruchomych. Należy się spodziewać, że po zwiększeniu trwałości jaskrawości oświetlenie elektroluminescencyjne wyprze żarówki z tablic i przyrządów lotniczych.

Oświetlenie integralne w krajowych przyrządach

Wśród krajowych konstrukcji jedynie busola magnetyczna (BL-03) oraz prototyp wskaźnika sztucznego horyzontu odległościowego OH-01 (Instytut Lotnictwa) mają oświetlenie integralne. Busola oświetlona jest przez jedną żarówkę SM-37 (kolor biały) lub SMK-37 (kolor czerwony). Strumień światła skierowany do wnętrza busoli rozprasza się w cieczy tłumiącej i oświetla skalę kursową. Rozwiązanie oświetlenia wskaźnika sztucznego horyzontu OH-01 jest



10. Schemat oświetlenia sztucznego horyzontu OH-01

zbliżone do rozwiązania przyjętego w sztucznym horyzontie AGB-3K (rys. 7). Dla poprawienia równomierności oświetlenia tarczy przyrządu na zewnętrznej części pierścienia przezroczystego (2 z rys. 7) nacięto trójkątne żłobki.

Przeprowadzono także badania nad drugim, oryginalnym oświetleniem wskaźnika; wykorzystano w nim odwrócone zjawisko światła pasożytniczego. Światło pasożytnicze normalnie unikane przez optyków, to światło, które wychodzi przez walcową powierzchnię soczewki. W zaprojektowanym układzie (rys. 10) strumień świetlny skierowany na powierzchnię walcową szyby — soczewki wklęsło-wypukłej ulega wewnętrznemu odbiciu na płaszczyznach soczewki, różnie kąta padania i strumień wchodzi do wnętrza przyrządu. Soczewka ze względu na duże promienie krzywizny praktycznie nie powoduje zniekształceń obrazu. Do zalet podanego rozwiązania należy zaliczyć: dobre oświetlenie zarówno wgłębionych, jak i wypukłych elementów wskaźnika, dobre oświetlenie nawet przy braku dwóch żarówek (na cztery), łatwość ich wymiany, prostotę i uniwersalność konstrukcji, a do wad: kształt szyby nie odpowiadający niektórym normom zagranicznym (wymagana płaska szyba), dość wysoka cena soczewki, znaczna ilość światła rozproszonego na zewnątrz. Światło rozproszone można ograniczyć przez poprawienie ekranowania żarówek i zastosowanie odpowiednich pokryć przeciwodblaskowych.

Ze względu na przedstawione przewagi oświetlenia integralnego (mniej światła rozproszonego, równomierniejsze oświetlenie, mniej odblasków, „czystsza” tablica przyrządów itp.) wydaje się celowe wyposażenie w nie krajowych przyrządach pokładowych; podniosłoby to ich walory zarówno użytkowe jak i handlowe.

Powinno być to oświetlenie lampkami żarowymi m.in. z powodu niezauważonych prac nad oświetleniem elektroluminescencyjnym. Wybór metody oświetlenia żarowego zależy od konstrukcji przyrządu. Żadna z przedstawionych metod nie łączy w sobie zalet uniwersalności i taniości, stąd w przyrządach często stosowane są układy kombinowane.

Jedną z przeszkód w realizacji oświetlenia integralnego jest brak w kraju miniaturowych 5-woltowych żarówek spełniających wymagania stawiane elementom konstrukcji lotniczych i odpowiadających lotniczym normom na żarówki (np. BS.2G181 „Aircraft filament lamps” lub odpowiednie normy francuskie NF L 55-510A, 514, 515, 516 i inne). Wymagane jest także stosowanie odpowiednich filtrów światła czerwonego.

Dokończenie na str. 40

-eksploatacyjnych statków latających i optymalnych rozwiązań portów lotniczych, wypracowania najbardziej korzystnej (skutecznej i efektywnej) struktury form rozwojowych w tej dziedzinie gospodarki. Wyłania się więc potrzeba poszerzenia profilu kształcenia ekonomistów — specjalistów lotnictwa.

Niektórzy autorzy* kształcenie ekonomistów specjalizujących się wg branż uważają za specjalizację opartą na błędnych przesłankach. Według ich zdania należałoby zlikwidować istniejące WSE o kierunkach specjalistycznych takich, jak przemysł, górnictwo, rybołówstwo, rolnictwo, transport itd., a w ich miejsce utworzyć nowe kierunki o specjalizacji funkcjonalnej, tj. finanse, ekonometria, statystyka, organizacja przetwarzania informacji. Z takimi postulatami można się zgodzić jedynie w podypłomowym kształceniu ekonomistów (na podobnych zasadach, jak to ma miejsce w specjalizacji lekarzy). Dzisiejszy ekonomista — jak twierdzi prof. Edward Lipiński — to człowiek zainteresowany infrastrukturą społeczno-moralną procesów ekonomicznych. A więc musi mieć szeroką wiedzę ogólnoeconomiczną, nie tylko z dziedziny takich dyscyplin naukowych, jak finanse, statystyka, automatyka, informatyka, teoria zarządzania, lecz powinien mieć także gruntowną wiedzę z zakresu działalności zakładu, w którym pracuje. Bez znajomości swojego „podwórka” żaden ekonomista nie będzie dobrym fachowcem i prognostykiem. Właśnie brak dobrej znajomości konkretnych dziedzin przemysłu i techniki przez absolwentów SGPiS spowodował organizowanie na politechnikach studiów magistrów o kierunku ekonomicznym dla inżynierów.

Dokonujący się postęp w doskonaleniu metod organizacji i zarządzania a także efektywnego działania sprawił, że wzrosło wydatnie zapotrzebowanie na wysoko specjalizowaną kadrę techniczną i ekonomiczną. Aktualnie na wyższych uczelniach technicznych, ekonomicznych i innych kontynuuje studia setki pracowników instytucji i przedsiębiorstw lotnictwa PRL. Wystarczy nadmienić, że na 1000 pracowników polskiego przemysłu lotniczego 50 ma wyższe, a 220 — średnie wykształcenie. Do roku 1975 będziemy potrzebowali ok. 750 inżynierów lotniczych różnych specjalności, a w okresie lat 1976—1980 przewidywane jest zapotrzebowanie na ok. 1500 specjalistów. Biorąc pod uwagę współczynnik poddawania się zasobu wiedzy co 10 lat, można przypuszczać iż ok. roku 2000 lotnictwo będzie potrzebowało ponad 6000 inżynierów, którym musimy stworzyć warunki kształcenia. Daje to piękne perspektywy zawodowe dla naszej młodzieży, zdolnej i rozmiłowanej w lotnictwie. Jednocześnie jest to ogromnej wagi problem organizacyjno-ekonomiczny wymagający najlepszego rozwiązania.

Celowe wydaje się przedstawienie m. in. skonkretyzowanych poglądów co do przyszłego kształcenia ekonomistów lotnictwa z uwzględnieniem perspektywnego rozwoju naukowego i gospodarczego Polski do roku 2000. Sprawa wydaje się być pilną, ponieważ prace organizacyjno-przygotowawcze, kon-

* Polišński Romuald: *Kadry ekonomiczne a potrzeby gospodarki*, „Życie Gospodarcze” 1972 r. nr 31 z dn. 30.07.

tynuowanie nauki i prowadzenie pierwszych prac badawczych przez magistrów nowego kierunku zajmują wiele czasu (8—11 lat). W takim wariacie pierwsze prace ekonomistów lotnictwa mogłyby ukazać się około roku 1980, co w świetle istniejących tendencji rozwojowych ogólnoswiatowego lotnictwa oraz rozwoju badań i przewidywanych potrzeb wydaje się być terminem wyraźnie odległym. Warunkiem prawidłowej konstrukcji programów kształcenia ekonomistów lotnictwa jest uwzględnienie perspektywnego rozwoju ekonomiki przemysłu lotniczego i ekonomiki transportu powietrznego.

Postulując te innowacje, trudno się zgodzić z tymi, którzy lekarstwo na niedorozwój lotnictwa widzą nie w rozwiązywaniu jego kluczowych zagadnień ekonomicznych, lecz w kolejnej reorganizacji pracy i poziomie usług. Co nie oznacza, byśmy nie uważali za konieczne wprowadzać innowacji na tym odcinku. Niemniej można spotkać oponentów, którzy postulują stan dotychczasowy w zakresie kształcenia ekonomistów z uwagi na mały udział lotnictwa w dochodzie narodowym. Swoje poglądy uzasadniają oni także kontynuowaniem studiów ekonomicznych w różnych pobliskich WSE. Rzeczywiście, stosunkowo dużo pracowników instytucji i przedsiębiorstw lotniczych studiuje ekonomikę w różnych ośrodkach naukowych i punktach konsultacyjnych, głównie w Punkcie Konsultacyjnym Lubelskiego UMCS działającym w Tarnobrzegu oraz w Szkole Głównej Planowania i Statystyki w Warszawie. Mimo, że na razie takie kształcenie z pozoru można uważać za wystarczające, niemniej z punktu widzenia futurologicznego stan ten jest niezadowolający i wymaga zastanowienia się nad tym problemem.

Musimy sobie zdawać sprawę, że lotnictwo to nauka, produkcja i usługi wysokiej rangi, które charakteryzuje:

- powszechność zastosowania zarówno krajowego, jak i międzynarodowego;
- bardzo szeroki zakres badań z różnych dziedzin nauki;
- coraz większe zadania i większe koszty.

Pozycja Polski, jej poziom gospodarczy, a także aspekty polityczne wymagają, by nasze lotnictwo jak najszybciej stało się mocnym ogniwnem naszego systemu gospodarczego. O tym, że problem ten jest aktualny, świadczy fakt wzajemnych związków i zależności dotyczących rangi perspektyw rozwojowych lotnictwa w świecie. Istnieją także perspektywy rozwoju całej branży lotniczej w kraju, która — jak określił to E. Gierek — powinna stać się **naszym narodowym, przodującym pod względem techniki i nowoczesności, przemysłem**. Zbyt cenny jest kapitał możliwości i wiedzy, jaki stanowią Polacy, by w porę nie korzystać z niego i, by hamować proces ich pełnego włączenia się w światowy rozwój nauki i postępu technicznego i ekonomicznego lotnictwa, stosownie do posiadanych aktualnie możliwości. Przemysł lotniczy staje się więc doskonałym instrumentem rozwoju kadr oraz modernizacji naszej ekonomiki. Rozległe zamierzenia przemysłu lotniczego i usług transportu powietrznego wymagają dopływu fachowych kadr, ponieważ na tym odcinku są już pewne braki. Brak nam technologów lotniczych oraz fachowców z zakresu ekonomiki i orga-

Ekonomista lotniczy...

nizacji pracy w lotnictwie. A wyraźna specyfika tej branży wymaga właśnie posługiwania się naukowymi metodami zarządzania i gospodarowania. Muszą to być równocześnie metody racjonalne, dobrze przemyślane i elastyczne.

To prawda, że lotnictwo wymaga ogromnych inwestycji, prawdą też jest problem deficytu wewnętrznego transportu lotniczego, ponieważ PLL LOT dokładają do każdego pasażera. Ale klucz do poprawy tej sytuacji kryje się nie w hamowaniu rozwoju transportu powietrznego, lecz w bardziej wnikliwej analizie struktury przewozów, układu sieci i rozkładu połączeń, w lepszej organizacji akwizycji, w szczegółowym badaniu kosztów i działalności finansowej, wykrywaniu rezerw itp. Do takich analiz potrzebni są fachowcy — ekonomiści lotnictwa, o których teraz jest bardzo trudno. Z przykrością stwierdzamy, że niejednokrotnie na tematy ekonomiczne lotnictwa i jego rozwoju wypowiadają się ludzie nie zawsze do tego przygotowani, a w związku z tym problemy lotnictwa PRL są nieraz upraszczane, a nawet przez niektórych nie doceniane*. Dlatego też tu i ówdzie pokutują jeszcze poglądy, że bez lotnictwa można się obejść. Zwolennicy tej „teorii” zapominają jednak o tym, że nie jesteśmy odosobnioną wyspą na świecie, że problem lotnictwa to nie jedna specjalizacja, lecz konglomerat stosunków ekonomicznych, które z kolei wkraczają jednocześnie w różne dziedziny nauki i techniki (socjologia, psychologia, elektronika, technika pomiarowa, chemia, automatyka układów itp.). Produkcja lotnicza stawia wysokie wymagania techniczne i ekonomiczne, zmusza inne kooperujące z nią branże naukowe i przemysłowe do opanowania i wdrażania nowych, o wysokiej jakości materiałów, technologii i urządzeń.

Konieczne więc jest kształcenie ekonomistów lotnictwa. Zapewnienie miejsc dla absolwentów tego kierunku nie powinno stanowić problemu. Ekonomiści lotnictwa będą potrzebni nie tylko przemysłowi lotniczemu i jego zapleczu, lecz także w PLL „Lot”, państwowych organach nadzoru oraz ekonomiki produkcji i usług lotniczych itp. Wydaje się, że na kształcenie przyszłych ekonomistów lotnictwa duży wpływ ma także ZPLiS zatrudniające ok. 14 tys. techników różnej specjalności oraz ok. 27 tys. robotników z wykształceniem zasadniczej szkoły zawodowej. Ten wskaźnik w latach następnych zostanie znacznie zwiększony, a zatem wyłania się problem wyższych studiów technicznych i ekonomicznych dla przyszłej kadry lotnictwa PRL. Kto poważnie myśli o rozwoju lotnictwa, musi myśleć również o kształceniu nie tylko inżynierów i techników lotnictwa, lecz także ekonomistów lotnictwa jako integralnej części kompleksowego i efektywnego rozwoju naszej gospodarki. Występuje bowiem bezpośrednia zależność pomiędzy poziomem techniki i organizacji a kwalifikacjami. Danemu poziomowi techniki i organizacji musi odpowiadać minimalny poziom kwalifikacji, rozwój szkolnictwa i jego unowocześnianie, rozbudowa sieci wyższych uczelni i nowych kierunków nauki i techniki oraz zwiększenie kontyngentów studentów.

* Problem ten autor analizuje w artykule pt. *Przemysł samochodowy czy lotniczy* nr 5 z 1972 r. „Wektory” — Sześciu dojrzałości technicznej.

Oceniamy*, że w 2000 roku 14—16 mln osób zatrudnionych w gospodarce narodowej na blisko 22 mln ogółu zatrudnionych będzie miało wykształcenie wyższe lub średnie, tj. 64—73 proc. ogółu pracujących, wobec około 25% (2,3 mln osób) w 1970 r. Wobec wysokiego czynnika utechnicznienia branży lotniczej oraz dużych kosztów produkcji sprzętu lotniczego i jego eksploatacji powyższy wskaźnik w lotnictwie będzie znacznie większy, a zatem czynnik kształcenia tej kadry w znaczeniu specjalistycznym staje się siłą wytwórczą o kapitalnym znaczeniu. Trzeba dodać, że jednocześnie nastąpi 5-krotny wzrost zatrudnienia w placówkach naukowo-badawczych lotnictwa, w wyniku czego jeden pracownik tego działu usług będzie przypadać na 15—20 osób zatrudnionych w gospodarce lotniczej na przełomie XX i XXI wieku. Stąd też wzrost tempa zdobywania kwalifikacji przez pracowników zatrudnionych w przemyśle i usługach (np. transportowych) spowoduje większy przyrost dochodu narodowego, który może wynosić nawet do 30%, co z kolei da w wyniku przyspieszenie rozwoju społeczno-gospodarczego kraju.

Z przedstawionych powyżej rozważań można, jak się wydaje, wysnuć kilka uwag ogólnych:

1. Podejmowanie działań zmierzających do świadomego, optymalnego i perspektywicznego kształtowania potrzeb kadr kwalifikowanych lotnictwa PRL powinno stawać się jednym z ważniejszych przesłanek polityki społecznej ostatniego ćwierćwiecza XX wieku. Kształtowanie potrzeb polega bowiem na stwarzaniu warunków, w których człowiek uczy się obcować z wytworami nowej kultury, uczy się użytkować dobra wyższego rzędu i korzystać z szerokiego, coraz bardziej skomplikowanego zakresu usług.

2. Problem kształcenia ekonomistów lotnictwa jest tym ostrzejszy, że w Polsce w porównaniu z innymi krajami w poprzednim okresie nie doceniano znaczenia lotnictwa tak w zakresie produkcji sprzętu lotniczego, jak i usług transportowych. Stąd też lotnictwo stało się jednym ze słabych ogniw gospodarki, w wyniku tego nastąpił niewątpliwie dystans dzielący Polskę nie tylko od czołówki, ale także od takich krajów, jak Austria, Belgia, Czechosłowacja, Dania, Finlandia, Jugosławia, Rumunia, Węgry itd.

3. Wśród zjawisk, które należy uznać za sprzyjające w organizacji kształcenia ekonomistów lotnictwa, można wymienić następujące:

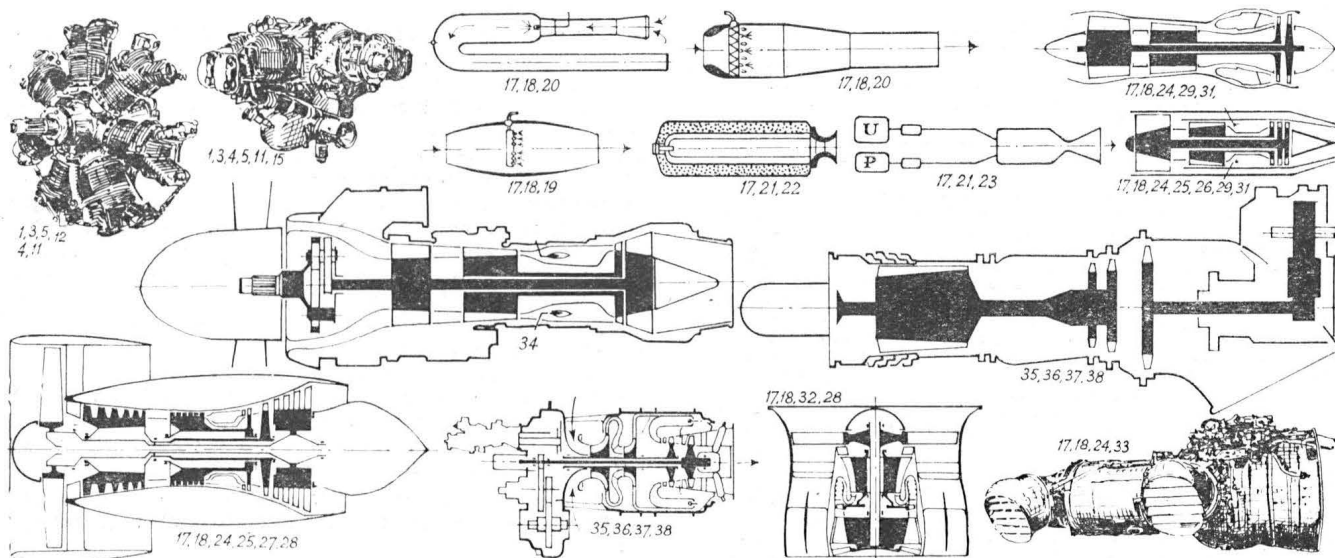
— wydatne przyspieszenie postępu techniczno-produkcyjnego oraz organizacyjnego gospodarki lotniczej oraz zmniejszanie dystansu, jaki dzieli nas od krajów bardziej rozwiniętych;

— ogromne potrzeby społeczne w zakresie dóbr lotnictwa pobudzające rozwój wytwórczości tych dóbr;

— efekty ekonomiczne uzyskiwane na rynku krajowym i zagranicznym.

4. Zwielokrotnienie nakładów na kształcenie ekonomistów lotnictwa jako jeden z warunków dotrzymania kroku postępowym krajom i współczesnej cywilizacji, jest ważkim argumentem, przemawiającym za koniecznością organizacji kształcenia specjalistów w tej dziedzinie.

* Bodnar Artur, Deniszczyk Maciej: *Polska 2000 — Problemy rozwoju ekonomicznego*, wyd. Interpress, Warszawa 1972 r., s. 65.



Silniki statków latających

- 1 — silnik tłokowy
- 2 — s. dwusuwowy
- 3 — s. czterosuwowy
- 4 — s. gaźnikowy
- 5 — s. z zapłonem iskrowym
- 6 — s. wtryskowy
- 7 — s. doładowany (sprężarkowy)
- 8 — s. turbodoładowany (turbosprężarkowy)
- 9 — s. przekładniowy (reduktorowy)
- 10 — s. chłodzony cieczą
- 11 — s. chłodzony powietrzem
- 12 — s. gwiazdowy
- 13 — s. rzędowy
- 14 — s. widlasty
- 15 — s. płaski, bokser (przeciwsobny)
- 16 — s. z krążącym tłokiem (s. Wankla)
- 17 — silnik odrzutowy
- 18 — s. przepływowy (przelotowy)
- 19 — s. strumieniowy
- 20 — s. pulsacyjny
- 21 — s. rakietowy
- 22 — s. rakietowy na paliwo stałe
- 23 — s. rakietowy na paliwo ciekłe
- 24 — s. turbinowo-odrzutowy (turboodrzutowy)
- 25 — s. dwuprzepływowy
- 26 — s. dwuprzepływowy o małym stosunku wydatków
- 27 — s. dwuprzepływowy o dużym stosunku wydatków
- 28 — s. wentylatorowy
- 29 — s.o. ze sprężarką osiową (promieniową lub odśrodkową) mieszaną osiowo-odśrodkową
- 30 — s.o. z dopalaczem
- 31 — s.o. wielowałowy (2-, 3-wałowy)
- 32 — s. nośny
- 33 — s. o ciągu kierowanym
- 34 — turbina śmigłowa (s. turbośmigłowy)
- 35 — turbina wałowa (s. wałowy)
- 36 — s. turbowałowy
- 37 — s. z oddzielną turbiną napędową (swobodną t.n.)
- 38 — s/t (śmigłowcowy)
- 39 — turbina gazowa
- 40 — wytwornica gazu (generator gazu)
- 41 — wytwornica sprężonego powietrza
- 42 — silnik jądrowy
- 43 — silnik jonowy
- 44 — silnik fotonowy
- 45 — silnik plazmowy

Aero-and rocket-engines

- 1 — piston engine, reciprocating piston engine
- 2 — two-stroke engine
- 3 — four-stroke engine
- 4 — carburetor engine
- 5 — spark ignition engine
- 6 — fuel-injection engine
- 7 — supercharged engine
- 8 — turbocharged engine
- 9 — geared drive piston engine
- 10 — liquid-cooled piston engine
- 11 — air-cooled piston engine
- 12 — radial engine
- 13 — in-line engine
- 14 — V-engine
- 15 — horizontally-opposed (flat) engine
- 16 — rotating piston engine (Wankel-engine)
- 17 — jet engine, pure jet
- 18 — air breathing jet engine
- 19 — ramjet engine
- 20 — pulsejet engine
- 21 — rocket engine
- 22 — solid-fuel (propellant) r. engine
- 23 — liquid-fuel (propellant) r. engine
- 24 — turbojet (engine)
- 25 — by-pass turbojet engine, ducted fan
- 26 — low by-pass ratio turbofan engine
- 27 — high by-pass ratio turbofan engine
- 28 — turbofan (engine)
- 29 — axial-radial or centrifugal, mixed axial-radial-compressor turbojet engine
- 30 — reheat turbojet, turbojet with afterburner
- 31 — multi-shaft (two-shaft, three-shaft) turbojet engine
- 32 — lift turbojet, lift-jet
- 33 — vectored-thrust turbojet
- 34 — propeller turbine, turbo-prop (engine)
- 35 — shaft engine
- 36 — turboshaft engine
- 37 — turboshaft engine with free power turbine (free-turbine engine)
- 38 — rotorcraft-(helicopter) turboshaft engine
- 39 — gas turbine
- 40 — gas generator
- 41 — compressed-air generator
- 42 — nuclear engine
- 43 — nuclear ion r. engine
- 44 — nuclear photon r. engine
- 45 — nuclear plasma r. engine

ДВИГАТЕЛИ ЛЕТАЮЩИХ АППАРАТОВ

- 1 — Поршневой д.
- 2 — двухтактный д.
- 3 — четырехтактный д.
- 4 — карбюраторный д.
- 5 — д. с искровым зажиганием
- 6 — д. с впрыском (топлива)
- 7 — д. с наддувом
- 8 — д. с турбонаддувом
- 9 — д. с редуктором
- 10 — д. с жидкостным охлаждением
- 11 — д. с воздушным охлаждением
- 12 — радиальный д., звездообразный д.
- 13 — однорядный д.
- 14 — V — образный д.
- 15 — д. с противоположающимися цилиндрами (боковой д.)
- 16 — роторно-поршневой д.
- 17 — реактивный двигатель
- 18 — воздушно-реактивный д.
- 19 — прямоточный воздушно-реактивный д. (ПВРД)
- 20 — пульсирующий д.
- 21 — ракетный д.
- 22 — ракетный д. на жидкое топливо
- 23 — ракетный д. на твердое топливо
- 24 — турбореактивный д.
- 25 — двухконтурный газотурбинный д. (ДГТД)
- 26 — двухконтурный газотурбинный д. с малым отношением расходов воздуха
- 27 — двухконтурный газотурбинный д. с большим отношением расходов воздуха
- 28 — вентиляторный д.
- 29 — р.д. с осевым (радиальным или центробежным, осево-центробежным) компрессором
- 30 — форсажный ТРД, ТРД с форсажной камерой
- 31 — многовальный д. (2-3-вальный)
- 32 — лифт-ТРД, несущий д.
- 33 — д. с векторным управлением тяги
- 34 — турбовинтовой двигатель (ТВД)
- 35 — вальная турбина
- 36 — турбовальный д.
- 37 — ТГД с свободной турбиной
- 38 — вертолетная турбина
- 39 — газовая турбина
- 40 — генератор газа
- 41 — генератор воздуха
- 42 — ядерный д.
- 43 — ионный д.
- 44 — фотонный д.
- 45 — плазменный д.

Die Flugtriebwerke

- 1 — das Kolbenmotor
- 2 — das Zweitaktmotor
- 3 — das Viertaktmotor
- 4 — das Vergasermotor
- 5 — das Kerzenzündungsmotor
- 6 — das Einspritzmotor
- 7 — das Lademotor
- 8 — das Turboladernmotor
- 9 — das Getriebemotor
- 10 — das flüssigkeitsgekühlte
- 11 — das luftgekühlte Motor
- 12 — das Sternmotor
- 13 — das Reihemotor
- 14 — das V-Motor
- 15 — das Boxermotor, Flachmotor
- 16 — das Umlaufkolben-Motor (Wankel-Motor)
- 17 — das Strahltriebwerk
- 18 — das Luftstrahltriebwerk, Durchströmtriebwerk
- 19 — das Staustrahltriebwerk
- 20 — das Pulso-Triebwerk
- 21 — das Raketentriebwerk
- 22 — das Flüssigkeits-Raketentriebwerk
- 23 — das Feststoff-Raketentriebwerk
- 24 — das TL-Triebwerk (Turbinenluftstrahltriebwerk)
- 25 — das Zweikreistriebwerk, ZTL-Triebwerk, Mantelstromtriebwerk,
- 26 — das ZTL-Triebwerk mit niedrigem Bypass-Verhältnis
- 27 — das ZTL-Triebwerk mit hohem Bypass-Verhältnis
- 28 — das Gebläse-Triebwerk,
- 29 — das TL- (oder PTL) Triebwerk mit Axial- (Radial- oder Zentrifugal) Verdichter
- 30 — das TL-Triebwerk mit Nachverbrennung (mit Nachbrenner)
- 31 — das Vielwellen-Triebwerk
- 32 — das Lift-TL-Triebwerk
- 33 — das TL-Triebwerk mit vektorgesteuerten Schub
- 34 — das PTL-Triebwerk, die Propeller Turbine
- 35 — die Wellenturbine, das Wellentriebwerk
- 36 — das Turbowellen-Triebwerk
- 37 — das Triebwerk mit freier Arbeitsturbine
- 38 — die Hubschrauber-Turbine
- 39 — die Gasturbine
- 40 — der Gaserzeuger, der Gasgenerator
- 41 — der Druckluft-Erzeuger,
- 42 — das Kerntriebwerk,
- 43 — das Ionentriebwerk
- 44 — das Photonentriebwerk
- 45 — das Plasmetriebwerk

● Директор Объединения авиационной и двигательной промышленности „Дельта” инж. А. Едынак сообщил, что до 1975 г. число инженеров в польской авиационной промышленности увеличится на 750 человек. В период очередной пятилетки эта цифра будет удвоена. Для осуществления такой программы, кроме возобновления деятельности Механического факультета энергетики и авиации в Варшавском политехническом институте, в жешовском Высшем инженерном училище создан факультет авиационных двигателей. Одновременно заключено соглашение с Советским Союзом, в соответствии с которым ежегодно 30 человек из Польши будут учиться в советских авиационных институтах. Одновременно при авиационных предприятиях, в частности, в Мельце организовано последипломное обучение с авиационным и экономическим уклоном для инженеров — неавиационников. Такое быстрое развитие специалистов из области авиации вызвано нуждами развивающейся польской авиационной промышленности, а особенно создаваемых на предприятиях научно-исследовательских центров, экспериментальных отделов и конструкторских бюро.

● Приблизительные данные относительно деятельности авиакомпаний „ЛЕТ” в 1972 году свидетельствуют о том, что было перевезено 1,2 млн. пассажиров, а работа по перевозкам составила 88 млн. тоннокилометров. Это означает 15-процентный рост числа пассажиров и 23-процентное увеличение работы по перевозкам по сравнению в 1971 годом.

● 2 декабря 1972 г. прошел год со дня подписания Польшей и Советским Союзом соглашения о сотрудничестве авиационной промышленности обеих стран. В этом соглашении было намечено разделение труда между обеими странами в области авиационной промышленности и определенных области, в которых будет специализироваться польская промышленность, поставляя изделия для Советского Союза. Была также уточнена программа производства и кооперирования. Это соглашение обеспечивает поступление заказов из СССР для польской промышленности на ближайшие 10 лет. Кроме того, в соглашении определяется объем сотрудничества при проведении совместных конструкторских, технологических и исследовательских разработок, касающихся планеров самолета и авиационных приводов, а также программа сотрудничества научно-исследовательских институтов. В результате этого соглашения было создано польско-советское конструкторское бюро, разрабатывающее конструкцию сельскохозяйственного самолета М-15, имеющего большую грузоподъемность.

● Принимая во внимание введение авиационного сообщения между Кошалином и Краковом, а также Краковом и Вроцлавом, кошалинские местные власти приступили к строительству аэродрома, который будет сдан в эксплуатацию в будущей пятилетке. Эта инициатива считается особенно важной потому, что намечается открыть новую авиалинию Кошалин—Катовице, которая позволит жителям Силезии быстро и удобно приезжать в Колобжег, в котором имеется много санаториев для шахтеров. Будет также поддерживаться постоянное сообщение между Кошалином и Варшавой.

● В Варшаве, около Западного железнодорожного вокзала будет построена первая в городе посадочная площадка для вертолетов. Она будет расположена на крыше здания современного автобусного вокзала, строительство которого начнется в текущем году.

● Польша приобрела большой опыт в применении самолетов и вертолетов для здравоохранения и занимает в этой области одно из передовых мест в мире. Наша санитарная авиация осуществляет ежегодно в среднем 10 тыс. транспортов. Однако, принимая во внимание отечественные эксперименты и зарубежную практику, вертолеты следует использовать значительно шире как для спасательных целей, так и обслуживания. Перечислим некоторые области применения вертолетов: спасательная служба на море и в горах, сброс продовольствия и лекарств во время стихийных бедствий, снабжение судов лекарствами и медицинской аппаратурой, тушение пожаров в лесах и на судах, поиск пропавших катеров, ледяная разведка, патрулирование пляжей, контролирование энергетических линий и трубопроводов, услуги для строительных и ремонтных работ и т.п. Следует немедленно создать самостоятельную организацию, которая, без излишних формальностей, будет выполнять переданные ей поручения в области авиационной деятельности.

● Построенный варшавским Авиационным институтом экспериментальный самолет Ляля-1 предназначен для исследования влияния выхлопных газов реактивного двигателя на агрохимические операции. Самолет был сконструирован путем переделки самолета Ан-2. В статье на 4 стр. представлены технические проблемы, связанные с переделкой самолета, т.е. реконструкцией реактивного двигателя АИ-25, заменой задней части корпуса фермой, заменой оперения и созданием нового заднего шасси.

● В период 25-летия 1946—1971 гг. польская планерная промышленность построила свыше 2600 планеров. Больше всего было выпущено двухместных планеров „Еоцян” — 376 штук, спортивных планеров „Фока” — 334 штуки, затем спортивных планеров „Муха 100” — 310 штук и „Муха-стандарт” — 286 штук, учебных планеров АВС — 266 штук, спортивных „Пират” — 220 штук и учебных переходных „Саламандра” — 214 штук. В настоящее время производится одноместные планеры „Кобра” и „Пират”, а также двухместные — „Боцян” и „Бекас”. Таблица на стр. 3 отражает производство всех типов польских планеров.

● General Director of the „Delta” Aviation and Engine Industry Union, Ing. A. Jedynak, has informed the press that by 1975 the number of engineers in the Polish aviation industry will increase by 750 persons; this number will be doubled in the next five-year plan. To realize this program, the Warsaw Polytechnic reopened a Faculty of Aeronautical Engineering and the Polytechnic School at Rzeszów got a new Aero Engine Faculty. At the same time, an agreement was concluded with the Soviet Union according to which 30 people from Poland will go to study at the Soviet aeronautical institutes. The Polish aviation works, including the Delta-WSK Mielec, have organized facilities for non-aviation engineers to obtain a Master's degree in aeronautical engineering or economy. The fast growth of expert aviation staff is so important because of the needs of the rapidly developing Polish aviation industry and, in particular, the formation of research — development centres, pilot plants and design offices at the manufacturing plants.

● In the first quarter of 1973, the Polish Airlines „LOT” will receive the third И-62 aircraft called „Fryderyk Chopin”.

● Approximate results of the Polish Airlines „LOT”'s activity for 1972 show that more than 1.2 million passengers were carried and freight was 88 million ton-kilometers; as compared with 1971 total passengers increased by 15 per cent and freight showed an increase by 23 per cent.

● On December 2, 1972, a year passed from the date of signing the agreement with the Soviet Union on cooperation between our aviation industries. The agreement specified the division of tasks between the two industries as well as the fields in which the Polish industry was to specialize — delivering its products to the Soviet Union. A production program and the cooperation at that production was specified too. The agreement secures Soviet orders for products of the Polish aviation industry for 10 coming years. Besides, it specifies also a cooperation in joint design, engineering and research works on airframes and aero propulsions, and a program of cooperation between research institutes. A result of the agreement was the formation of a joint Polish — Soviet design bureau working on the М-15 agricultural aircraft of high lift capacity.

● Warsaw is going to have a heliport. It will be located at the West Railway Station on the rooftop of a modern building of a bus station which will be built this year.

● The First-Aid Station in Poznań will receive two sets of reanimation equipment. One set will be mounted in a flying ambulance. This will be the first Polish aircraft having aboard an indispensable equipment for saving people in clinical death. The reanimation equipment has been produced by Dutch Godard Company in cooperation with Helige medical equipment factory from the West Germany.

● Poland has gained considerable experience in using aircraft and helicopters in the flying doctor services. We have one of the leading placings in the world. Our medical air transport makes on the average 10 thousand transport flights annually.

● The LALA-1 experimental aircraft built by the Aeronautical Institute in Warsaw is used for studying the problem of the effect of exhaust gases from a jet engine on dispersion of chemicals. The aircraft is a modified An-2. Technical problems connected with the modification are discussed in an article on page 4.

● Between 1946 and 1971 the Polish glider industry built over 2,600 gliders. The following were manufactured in the largest quantities: Bocian two-seater — 376; Foka performance sailplane — 334; Mucha 100 performance sailplane — 310; Mucha Standard performance sailplane — 286; ABC basic trainer — 266; Pirat performance sailplane — 220; Salamandra training glider — 214. Our current production covers Cobra and Pirat single-seaters and Bocian and Bekas two-seaters. A table of the production of all types of gliders is shown on page 3.

Elison N.: **British Gliders and Sailplanes 1922—1970**. Black, London 1971, 296 str., cena 3.25 £.

Książka Ellisona poświęcona jest brytyjskim szybowcom, począwszy od 1922 r. aż po rok 1970, czyli praktycznie biorąc obejmuje również konstrukcje znajdujące się obecnie w produkcji. W pierwszym rozdziale przedstawione są w skrócie dzieje rozwoju brytyjskiego szybownictwa. Następnie na 30 stronach omówiono brytyjskie wytwórnie szybowców. Spośród dwóch brytyjskich wytwórni produkujących szybowce po II wojnie światowej: EON i Slingsby, pierwsza upadła, druga zaś po kryzysie związanym z próbą przejścia na produkcję szybowców metalowych — zaniechała własnych konstrukcji i buduje szybowce laminatowe na licencji zachodniemieckiej. Obecnie powstają załóżki nowych wytwórni: Birmingham — budującej szybowce metalowe i Torva — budującej szybowce laminatowe; w obu przypadkach własnej konstrukcji. Główną część książki zajmują opisy 160 szybowców. Dla każdego szybowca zamieszczony jest opis konstrukcji, dane techniczne, dzieje typu oraz rysunek w trzech rzutach. Ostatnie 40 stron zajmują wykazy numerów fabrycznych i znaków rejestracyjnych wszystkich zbudowanych szybowców.

Książka jest pierwszą pracą poświęconą całokształtowi brytyjskich szybowców. Stanowi ona ponadto interesujące źródło informacji o brytyjskim przemyśle szybowcowym i jego produkcji.

Eksperymentalne badania aerodynamiki wiertolota. Pod redakcją A. K. Martynowa. Wyd. Maszynostrojenije, Moskwa 1972 r., 240 str., cena 1,56 rb. (15,60 zł).

Książka zawiera opis metod badania wirników śmigłowców oraz ich modeli. Autorzy omawiają teoretyczne podstawy eksperymentów (teoria podobieństwa w odniesieniu do wirników śmigłowców), technikę badań modelowych i badania rzeczywistych wirników śmigłowców. Poszczególne rozdziały poświęcone są pomiarom kątów wychyleń i ugięć łopat wirnika, określeniu obciążeń aerodynamicznych i rozkładów ciśnień na łopacie, prędkościom indukowanym i strukturze prądu powietrza w pobliżu pracującego wirnika, a także własnościom aerosprężystym łopaty. Każdy z rozdziałów zawiera opisy aparatury, analizę dokładności wyników oraz uwagi dotyczące praktycznego wykonania pomiarów. Bardzo cennym materiałem są zdjęcia i rysunki ilustrujące sposób i przebieg wykonania pomiarów, a także przykłady wyników i sposobu ich opracowania (m.in. za pomocą elektronicznej maszyny cyfrowej).

Książka przeznaczona jest dla pracowników naukowych instytutów oraz inżynierów.

A. K.

Gańkowski W.: **Rodowód katjuszy**, Seria „Sowy”, Wyd. MON, Warszawa 1972, 58 zdj. i rys., 104 str., cena 6 zł.

Książka została napisana przez radzieckiego autora na zamówienie naszego wydawnictwa i nie była dotychczas wydana po rosyjsku. Jest ona monografią rozwoju radzieckiej artylerii raketowej. Przedstawiono pierwsze próby raketowe w Związku Radzieckim, powstanie i konstrukcję lotniczych pocisków raketowych RS-82 i RS-132 oraz ich pierwsze próby na samolocie R-5, rozwój Raketowego Instytutu Naukowo-Badawczego, próby pocisków lotniczych przeprowadzone na samolotach I-15 i I-153 oraz SB i I-16. Następnie opisano rozwój artylerii raketowej czyli „Katjusz”, rodzaje pocisków i wyrzutni oraz użycie rakiet podczas wojny. Książka wyróżnia bogaty materiał techniczny i historyczny, obficie zilustrowany.

Cynk J. B.: **Lublin R-XIII Variants**. Seria: „Aircraft Profile” nr 231, Profile Publications, Windsor 1971, str. 24, cena 0,35 £.

Wydawnictwo Profile publikuje od wielu lat zeszyty poświęcone poszczególnym typom samolotów historycznych i współczesnych. Zeszyt opracowany przez Jerzego Cynka omawia rozwój i dzieje samolotu Lublin R-XIII. Samolot R-XIII był rozwinięciem Lublina R-X, znanego z rajdów kpt. S. Karpińskiego, a ulepszoną odmianą Lublina R-XIV. R-XIII zwany czasem „Pasikonikiem” służył jako samolot towarzyszący (praktycznie biorąc jako łącznikowo-obszerny) w naszym lotnictwie wojskowym (253 szt.) i morskim (20 szt.) do wybuchu wojny w 1939 r. Samolot był budowany w wersjach R-XIII A, B, C, D, F, bis, ter, G. Wersja rajdowa nosiła oznaczenie R-XIIIDr, kpt. S. Karpiński wykonał na niej lot do Syjamu. Zeszyt jest bardzo bogato ilustrowany, gdyż zawiera około 50 zdjęć oraz barwne rysunki wersji lądowej R-XIII w 5 rzutach, wersji wodnej w 3 rzutach oraz sylwetki boczne kilku wersji R-X, R-XIV i R-XIII.

Ze względu na nietławy temat, do którego materiały dokumentalne są skromne i trudno dostępne — do zeszytu zakradło się kilka nieścisłości. R-X był oblatany 1.II.1929 r. a nie w końcu stycznia. Prototyp R-XIII powstał w ramach serii samolotów R-XIV, zaś ostatni egzemplarz zmodyfikowanego R-XIV został przerobiony na prototyp wodnosamolotu R-XIII bis. Samolot R-XIIIDr nosił oznaczenie R-XXIII tylko w okresie budowy, a nie w trakcie użytkowania. Kadłub tego samolotu jest na rysunku za niski. R-XIIIDr powstał w 1933 r. a nie w 1935 r., a został rozbity przy starcie w Kohlak, a nie podczas lądowania. Zamówienie na pierwszą serię R-XIII zostało złożone w 1932 r. a nie w 1931 r. Prototyp R-XIIIF został przekazany wojsku 3.XI.1934 r. a nie w 1933 r. Egzemplarz R-XIIID przedstawiony na rysunku i zdjęciu nosił nr farb. 159 a nie 150, zaś w znaku eskadrowym pominięto lornetkę. Oczywiście te drobne usterki nie wpływają na wartość zeszytu, który opracowany jest szczegółowo i bardzo starannie. Zeszyt ten jest najlepszy z opublikowanych dotychczas opracowań na temat samolotu Lublin R-XIII, jednego z tych, na których walczyli nasi piloci we wrześniu 1939 r.

A. G.

Green W.: **The Observer's Book of Aircraft**, Wyd. F. Warne, London 1972, 120 rys., 158 zdjęć, 288 str., cena 0,45 £.

Od 21 lat co roku ukazuje się „książeczka obserwatora samolotów”, którą można nazwać kieszonkowym Jane'sem. Mimo małego formatu zawiera ona opisy aż 120 samolotów i 38 śmigłowców. Jest to przegląd najnowszych konstrukcji, które pojawiły się w ostatnim roku oraz najnowszych wersji samolotów i śmigłowców znajdujących się w seryjnej produkcji. Opis każdego samolotu, zajmujący dwie strony, zawiera dane techniczne, dzieje rozwoju typu, jego wersje, oraz zdjęcia i rysunek w trzech rzutach. Opisy śmigłowców zilustrowane są tylko zdjęciami. Wśród opisanych konstrukcji znajdujemy Mi-2 polskiej produkcji, czechosłowackie L-30 i L-410, 28 samolotów i śmigłowców radzieckich, 55 amerykańskich, 22 francuskie, 19 brytyjskich, 12 włoskie, 5 zachodniemieckie, po 3 japońskie i włoskie, po 2 australijskie, holenderskie, hiszpańskie, kanadyjskie i izraelskie oraz 1 argentyński. Szata graficzna książeczki jest bardzo dobra: zdjęcia i rysunki na kredowym papierze są bardzo wyraźne. Okładkę zdobi barwne zdjęcie samolotu MiG-21 MF. Książeczka należy uznać jako jeden z najlepiej wydawanych podrecznych przeglądów współczesnych samolotów i śmigłowców.

A. G.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Szybowiec Orlik A. Kocjana

Niewątpliwie spośród naszych przedwojennych szybowców Orlik poza granicami Polski zdobył największy rozgłos, choć PWS-101 miał do tego większe prawa. Stało się to dzięki konkursowi na szybowiec olimpijski oraz z powodu powojennych rekordów Orlika w USA. Orlik został zaprojektowany przez inż. Antoniego Kocjana w 1935 r. Był to pierwszy jednomiejscowy wysokowyczynowy szybowiec tego konstruktora. Na koncepcję Orlika niewątpliwie miała wpływ ostatnia konstrukcja Kocjana — dwumiejscowa Mewa. Szybowcami konkurencyjnymi, budowanymi równocześnie były PWS-101 i

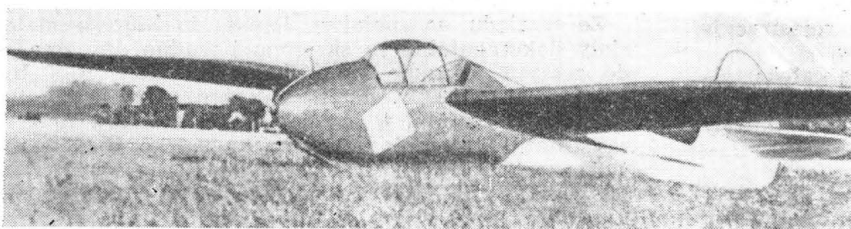
SG-7. Prototyp Orlika, nazwanego późniejszej Orlik I, zbudowany w Warsztatach Szybowcowych w Warszawie, był gotów na początku 1937 roku. Otrzymał on numer rejestracyjny SP-861. Oblatany był na lotnisku mokotowskim — prawdopodobnie przez inż. Szczepana Grzeszczyka. Po przebadaniu prototypu w Instytucie Technicznym Lotnictwa na Okęciu, zbudowany został drugi egzemplarz o numerze SP-1002. Oba te szybowce zostały zbudowane z przeznaczeniem wzięcia udziału w Międzynarodowych Zawodach Szybowcowych w Rhön w Niemczech w 1937 r. — uznanych później za I Szybowcowe

tych, z numerami konkursowymi 1 i 3 startowali w Rhön w dniach 4—17.VII. 1937 r. Bolesław Baranowski i Stanisław Brzezina, zajmując 7 i 12 miejsce. Baranowski na prototypie Orlika wykonał podczas tych zawodów pierwszy w Niemczech przelot z Rhön do Berlina (302 km) oraz przelot do Osvarcina w Czechosłowacji — 247 km. Równocześnie Orlik w punktacji szybowców znalazł się na 7 miejscu, jako najlepsza z polskich konstrukcji. W lipcu 1937 r. były wykonane dalsze 4 egzemplarze Orlika I o znakach SP-1080 do SP-1083. W V Krajowych Zawodach Szybowcowych w Inowrocławiu w dniach 5—15.VIII.1937 r. wzięło udział 6 Orlików I, przy czym najlepsze miejsca zajęli: Michał Offierski — 5 i Andrzej Kozieł — 8.

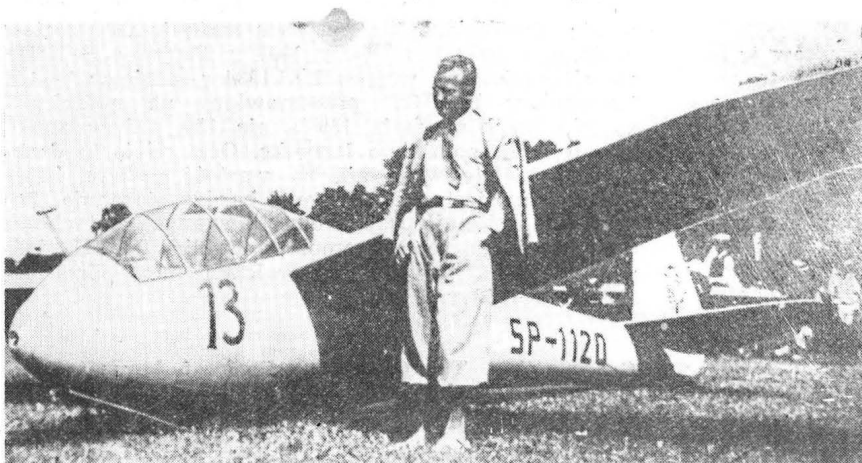
Orlik I mimo małych rozmiarów (rozpiętość 14,4 m) należał do nowoczesnych szybowców wyczynowych przeznaczonych do szybkich przelotów. Dzięki zastosowaniu profilu płata o małym oporze — biegunowa szybowca była dość płaska. Pierwsze egzemplarze Orlika I otrzymały wyczynowe szkoły szybowcowe — Bezmiechowa, Sokola Góra i Tęgorz.

W drugiej połowie 1937 r. została zaprojektowana ulepszona odmiana tego szybowca nazwana Orlik II. Na wiosnę 1938 r. był oblatany prototyp Orlika II, noszący numer rejestracyjny SP-1120. Następne 4 egzemplarze Orlika II były gotowe w czerwcu i lipcu 1938 r. Pierwszy z nich nosił znaki SP-1121. W 1939 r. zbudowano dalsze 5 Orlików II, w tym egzemplarz o znakach SP-1316. Orlik II dość znacznie różnił się od Orlika I. Rozpiętość jego płatów powiększono z 14,4 do 15 m, zwiększając też powierzchnię nośną. Przód kadłuba uległ przekonstruowaniu, gdyż kabina otrzymała bardziej aerodynamiczny kształt, wpisany w obrys kadłuba. Usterzenie poziome zostało zamocowane na kadłubie, a nie na stateczniku pionowym. Ster kierunku otrzymał zmieniony obrys. Osiągi Orlika II były lepsze od osiągow Orlika I, biegunowa miała bardziej płaski przebieg przy dużych prędkościach lotu, jak również doskonałość szybowca wzrosła. Na Orliku II po raz pierwszy zastosowano hamulce aerodynamiczne tzw. warszawskie (Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie), zamocowane przy krawędzi natarcia pod spodem płata. Orlik I miał natomiast hamulce aerodynamiczne w postaci uchylnej sterowanego interseptora na zadźwigarowej części górnej powierzchni płata; hamulec ten był mało skuteczny. Cechą charakterystyczną hamulców IAW było silne zwiększenie oporu w locie nurkowym (z dużą prędkością) oraz nieznaczne zmniejszanie opadania (o 0,3 m/s) przy małych prędkościach lotu. Po otwarciu hamulców zwiększała się stateczność szybowca i malała czułość steru wysokości. Hamulce te czyniły z Orlika II szybowiec bardzo bezpieczny w lotach chmurowych nawet dla mniej zaawansowanych pilotów. Hamulce nie powodowały drgań, oderwań strug itp., nie nadawały się one natomiast do skracania podejścia do lądowania, gdyż były za mało skuteczne przy małej prędkości lotu. Hamulce IAW m. in. zostały zastosowane po wojnie na Sępach i pierwszych 10 Muchach.

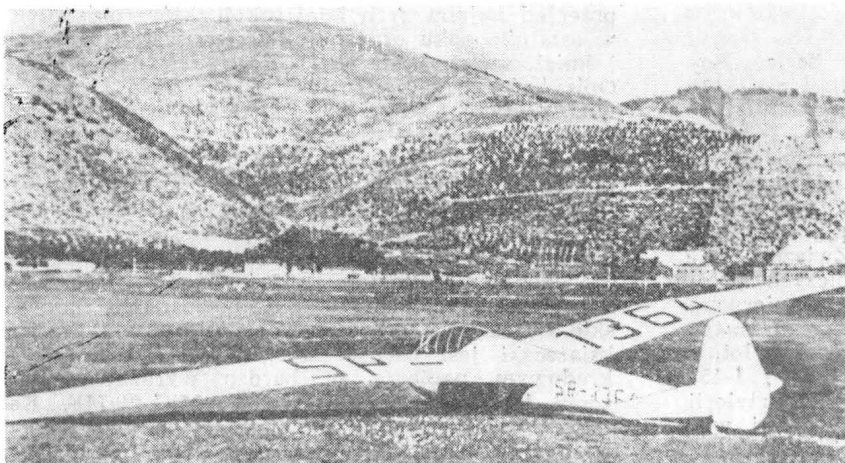
W VI Krajowych Zawodach Szybowcowych w Masłowie w dniach 13—22. VIII.1938 r. wzięło udział 5 Orlików I i 5 Orlików II, przy czym 2 Orliki II dostarczone z wytwórni dopiero po rozpoczęciu zawodów. Pierwsze miejsce w zawodach zajął Kazimierz Plenkie-



1. Prototyp Orlika, który wziął udział w zawodach w Rhön w 1937 r.

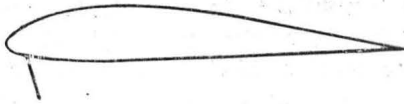


2. Pierwszy egzemplarz Orlika II zbudowany w 1938 r. Fot. Arch. Dok. Mech.



3. Orlik Olimpijski na włoskim lotnisku Sezze Littorio w lutym 1939 r.

Szybowiec Orlik....



4. Hamulec aerodynamiczny IAW

wicz na Orliku II, czwarte — J. Kawalec a szóste — Andrzej Koziel, też na Orlikach II. Podczas tych zawodów Orlik I pilotowany przez Eugeniusza Makowskiego rozsywał się w burzliwej atmosferze w chmurach, a pilot poniósł śmierć.

Gdy w lecie 1938 r. zostały ogłoszone warunki techniczne międzynarodowego konkursu zorganizowanego przez IAST na szybowiec, który miał być wybrany na monotyp, na którym mieli startować zawodnicy na Olimpiadzie 1940 w Helsinkach — inż. Antoni Kocjan opracował ewolucyjną odmianę Orlika II dostosowaną do warunków konkursu i nazwaną Orlik Olimpijski (Orlik III). Do zasadniczych wymagań konkursowych należały: rozpiętość maks. 15 m, ciężar własny najwyżej 168 kg, hamulce aerodynamiczne ograniczające prędkość nurkowania do 200 km/h, łatwość budowy oraz uszczelnienie skrzydeł i kadłuba, by zabezpieczyć szybowiec przed utonięciem w razie lądowania na wodzie.

Prototyp Orlika Olimpijskiego o numerze rejestracyjnym SP-1364 był gotów w końcu 1938 r. Został oblatany na lotnisku mokotowskim w Warszawie. Ciężar kadłuba wynosił 57 kg, ciężar skrzydeł — 98 kg, ciężar usterzenia — 10 kg. Maksymalna prędkość przyjęta do obliczeń wynosiła 275 km/h. W próbach przekroczono prędkość nurkowania 250 km/h. Hamulce tego szybowca były większe niż Orlika II.

W dniach 19–24.II.1939 r. Orlik Olimpijski wziął udział w Konkursie na szybowiec olimpijski, polegającym na sprawdzeniu właściwości w locie, przeprowadzonym na lotnisku Sezze Littorio odległym o 90 km od Rzymu. Mimo wykazania się najlepszymi osiągnięciami i własnościami pilotażowymi — Orlik Olimpijski zajął drugie miejsce, zaś konkurs wygrał niemiecki szybowiec Meise-Olympia w wyniku przewagi głosów niemiecko-włoskich w komisji. Na wiosnę 1939 r. Ministerstwo Komunikacji i LOPP zamówiły serię kilkunastu Orlików Olimpijskich dla naszych szkół szybowcowych i aeroklubów — z terminem dostawy w lecie 1939 r. przed VII Krajowymi Zawodami Szybowcowymi, które miały się odbyć w sierpniu 1939 r., lecz zostały odwołane ze względu na zbliżający się wybuch wojny. Prawdopodobnie do wybuchu wojny zbudowano 17 Orlików.

Jeden egzemplarz Orlika II SP-1376 zbudowany w 1939 r. został wystawiony na Światowej Wystawie w Nowym Jorku wiosną 1939 r., gdzie zakupił go Amerykanin polskiego pochodzenia dr Zbikowski. Po przystąpieniu USA do II wojny światowej szybowiec został w 1942 r. zarekwirowany przez lotnictwo wojskowe (Army Air Force) do treningu pilotów wojskowych, gdzie otrzymał wojskowe oznaczenie XTG-7. W 1946 r. nabył go znany szybownik amerykański Paul McCready. W 1948 r. i 1949 r. zwyciężył on na Orliku II w krajowych zawodach szybowcowych w USA. 31.XII.1948 r. ustalił on na Orliku II międzynarodowy rekord wysokości absolutnej — 9600 m. Szybowiec był wyposażony w aparaturę tlenową i radiostację, a kabina otrzymała nową osłonę oraz izolację cieplną z waty szklanej. Podczas lotu rekordowego Orlik był eskortowany przez samolot myśliwski Lockheed P-38 Lightning. W trakcie eksploatacji szybowiec ten uległ nieznacznym przeróbkom: ster kierunku został podwyższony, a osłona kabiny otrzymała oszklenie części otwieranej ukształtowane z jednego arkusza szkła organicznego. Nosił on znaki rejestracyjne NX 23727, a później N 23727. Szybowiec ten był jeszcze użytkowany w USA w 1967 r., czyli w

28 lat po jego zbudowaniu. Tym samym stał się on najbardziej długowiecznym egzemplarzem polskiego szybowca.

Zawieruche wojenną przetrwał jeszcze jeden Orlik przechowany w ukryciu w Polsce. Był to jeden z pierwszych egzemplarzy Orlika I. Został on zarejestrowany 16.VII.1946 r. otrzymując znaki SP-268 i imię Warszawianin namalowane na przodzie kadłuba. Był on używany przez Instytut Szybownictwa w Bielsku. We wrześniu 1946 r. wziął on udział w Ogólnopolskim Świecie Lotnictwa w Bydgoszczy, gdzie Adam Zientek demonstrował na nim akrobacje. W dniu 21.X.1946 r. Adam Zientek rozsywał ten szybowiec w powietrzu wskutek nadmiernego rozpędzenia w chmurze rotorowej podczas wiatru halnego.

Orlik dzięki swym osiągnięciom stał się symbolem wysokiej jakości polskich konstrukcji. Ten pierwszy nasz 15-metrowy szybowiec wyczynowy należy do prekursorów klasy standard.

KONSTRUKCJA

Jednomiejscowy szybowiec wyczynowy konstrukcji drewnianej o układzie wolnonośnego średniopłata.

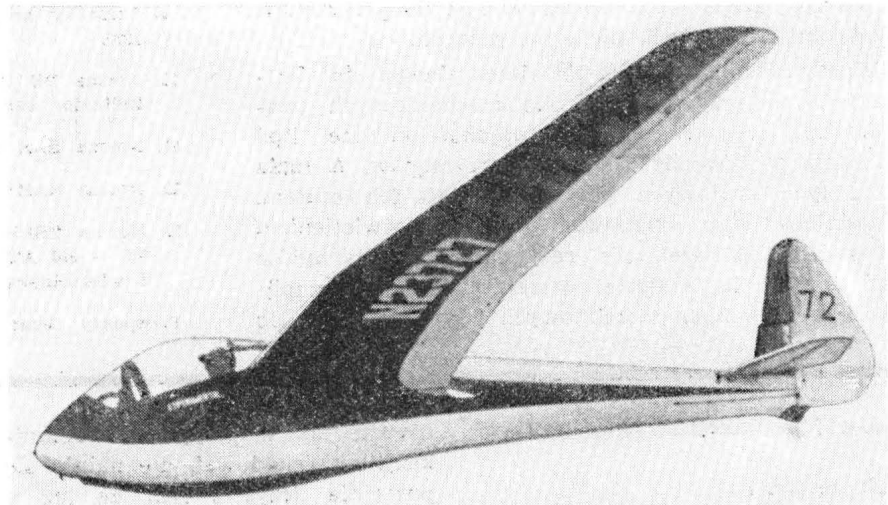
Kadłub o przekroju eliptycznym, półkorupowy, kryty sklejką brzożową kładzioną pod kątem 45° do kierunku lotu. Osłona kabiny ze szkieletem z rurek stalowych, otwierana na bok, z możliwością awaryjnego odrzucenia. Kabina obszerna. Fotel pilota dostosowany do spadochronu plecowego. Tablica przyrządów wyposażona w prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr, busole, zakreśtomierz i chyłomierz podłużny. Most centralny — spawany z rur stalowych zakończonych okuciami mocowania skrzydeł, przenoszącymi siłę ± 13 700 kg. Płozą przednią jesionowa, amortyzowana dętką.

Płozą tylną stalową. Z przodu kadłuba hak do startu z lin gumowych i zaczep do holu.

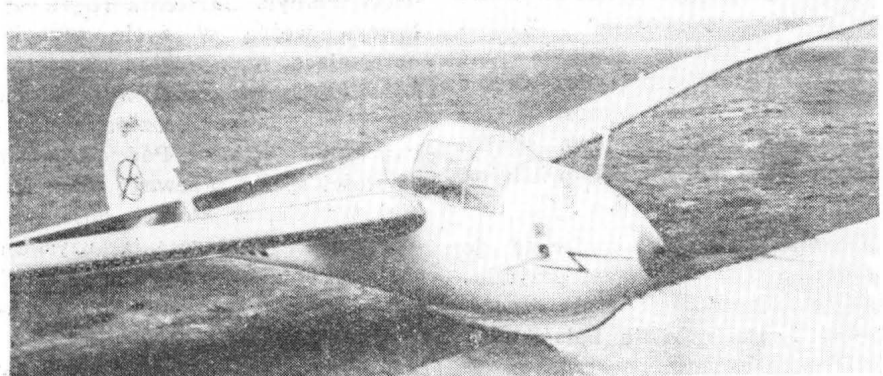
Płat trapezowy o kształcie mewim (rozplaszczony M) w widoku z przodu. Profil podwójnie wypukły IAW. U Orlika II i Orlika Olimpijskiego hamulce aerodynamiczne IAW umieszczone na dolnej powierzchni płata w odległości 5% ciężki od krawędzi natarcia, szerokie na 11% ciężki i długości — u Orlika Olimpijskiego — 2,4 m na każdym skrzydle, a wychylane o 70°. Płat dwudzielny, jednodźwigarowy ze skośnym dźwigarkiem pomocniczym. Dźwigar główny skrzynkowy. Keson sięgający do dźwigara kryty sklejką brzożową. Część zadźwigarowa płata kryta płótnem. Lotki szczelinowe, wychylane różnicowo, kryte płótnem. Sterowanie lotkami za pomocą popychaczy i linek. Napęd sterów — linkowy. Stateczniki kryte sklejką. Ster kierunku z rogowym odciążeniem aerodynamicznym. Zadźwigarowe części sterów kryte płótnem. Usterzenie poziome mocowane do statecznika pionowego za pomocą dwóch sworzni, które równocześnie sprzęgają napęd steru wysokości.

Malowanie. Prototyp Orlika SP-861 oraz egzemplarz SP-1002 malowany był na kremowo z czerwonym przodem kadłuba przechodzącym w pas wzdłuż kadłuba i z czerwonymi kesonami skrzydeł. Seryjne Orliki były kremowe, Orliki II — popielatoniebieskie. Orlik Olimpijski SP-1364 miał na sterze kierunku wymalowany znak Aeroklubu Rzeczypospolitej Polskiej. Orlik używany w Polsce po wojnie był malowany na kremowo-wisniowo. Na górze przodu kadłuba miał skośnie biegnący napis Warszawianin, a na sterze kierunku znak Instytutu Szybownictwa. Orlik II amerykański miał czerwone krawędzie płatów oraz ustrzenia i taki sam pas wzdłuż kadłuba.

cd. na str. 40



5. Zmodyfikowany Orlik II w USA w 1965 r.



6. Orlik I przechowany przez lata okupacji w kraju

Fot. A. Glass

Szybowiec Orlik...

dok. ze str. 39

Dane techniczne

		Orlik I	Orlik II	Orlik Olimp.
Rozpiętość	m	14,4	15,0	15,0
Długość	m	6,3	6,3	6,3
Wysokość	m	1,5	1,5	1,5
Powierzchnia nośna	m ²	14,1	14,8	14,8
Wydłużenie	—	14,7	15,2	15,2
Ciężar własny	kG	148	160	168
Ciężar użyteczny	kG	85	85	95
Ciężar całkowity	kG	233	245	263
Obciążenie powierzchni	kG/m ²	16,5	16,5	17,7
Doskonałość	—	24,5	25,5	26,5
— przy prędkości optymalnej	km/h	68	68	69
Opadanie minimalne	m/s	0,65	0,67	0,70
— przy prędkości ekonomicznej	km/h	57	57	62
Opadanie przy $v = 100$ km/h	m/s	1,7	1,5	1,4
Prędkość minimalna	km/h	50	50	53
Prędkość graniczna na hamulcach	km/h	—	...	200
Dopuszczalna prędkość nurkowania	km/h	...	200	220
Współczynnik obciążenia dopuszcz.	—	...	5,9	5,9
Współczynnik obciążenia niszczonego	—	...	10	10

Oświetlenie wskaźników...

dok. ze str. 28

Wobec braku żarówek pięciowoltowych, należałoby wykorzystać jedynie dostępne w kraju, miniaturowe żarówki typu SM-37 (czerwone SMK-37). Według opinii autora w pierwszej kolejności należałoby wyposażyć w oświetlenie integralne nowo konstruowane wskaźniki, a następnie wprowadzić je do przyrządów elektromechanicznych, niehermetycznych.

Wprowadzenie oświetlenia integralnego do hermetycznych przyrządów czysto mechanicznych (wariometry, wysokościomierze, prędkościomierze itp.) znacznie podniosłoby cenę tych przyrządów. A mała cena tych krajowych przyrządów jest ich atutem. Należałoby więc opracować wersje z oświetleniem (oczywiście droższe), nie rezygnując z przyrządów bez oświetlenia, a także rozszerzyć bardzo szczupły asortyment lampek szczelinowych i kołnierzowych do

oświetlania przyrządów i pulpitów (w kraju produkuje się jedynie lampki SW do oświetlania przyrządów i lampki APM do oświetlania pulpitów).

Mamy nadzieję, że problem oświetlenia przyrządów uda się rozwiązać przed całkowitym opracowaniem tablic przez wskaźniki z lampkami oscyloskopowymi i kineskopowymi czy wyładowczymi, w których problem oświetlenia nocnego zastąpiony jest problemem uzyskania odpowiedniego kontrastu w warunkach dziennych.

Literatura

1. Oleszyński T.: *Miernictwo techniki świetlnej*, PWN 1957.
2. Pol W.: *Wybór kolorowego światła do oświetlania kabiny samolotów*, 1933.
3. Display Systems Engineering — pod red. H. R. Luxemburg, R. L. Kuehn; Mc Graw Hill 1968, tłum. na jęz. ros. Mir. 1970.
4. Nicholson H. N.: *Five methods instrument lighting*, „Control Engineering” 1968 nr 11.
5. Hawkins F. H.: *Cockpit Lighting* „Shell Aviation News” 1971 nr 397.
6. Cormick E. J. Mc: *Antropotechnia*, WNT 1964
7. Poole H. H.: *Fundamentals of Display Systems*, tłum. na jęz. ros. „Energia” 1969.
8. Woodson W. E., Conover D. W.: *Human engineering guide for equipment designers*, University of California Press 1964.
9. Sztuczny horyzont AGB-3K. Opis i eksploatacja. MON 1970.
10. Norma BS G.191, wrzesień 1965 — Lighting for aircraft indicator using integral filament lamps.
11. Norma SAE 264 D, 1956 r.
12. Norma SAE — ARP 1161.
13. Norma ZSRR „Otraslewaja normal awiacionnoj techniki — 896 AT — Oswieszczeniye wnutriennyje samolotow i wiertolotow”.

Prospekty firm: Bendix; The English Electric Co Ltd.

Rozwój produkcji...

dok. ze str. 7

gwiazdowym chłodzony cieczą, noszący oznaczenie TSIR-5190. Moc 270 KM przy 3600 obr/min. Silnik ma płukanie poprzeczne i wtrysk paliwa do komory spalania oraz doładowanie turbosprężarką. Ciężar kompletnego silnika wynosi ok. 200 kG. Powierzchnia czołowa silnika jest porównywalna z odpowiednimi silnikami turbinowymi.

Główne problemy konieczne do opanowania w najbliższej przyszłości to ograniczenie toksyczności spalin i zmniejszenie hałaśliwości silników. Oba problemy nie są w lotnictwie jeszcze tak mocno zary-

sowane jak w przypadku komunikacji samochodowej, ale należy się poważnie liczyć z tym, że już w początkach lat osiemdziesiątych w centrach lotniczych położonych z reguły w pobliżu dużych miast o maksymalnym natężeniu ruchu kołowego wejdą w życie przepisy określające maksymalną zawartość szkodliwych związków w spalinach silników lotniczych oraz poziom wytwarzanego hałasu. Pod względem czystości spalin przewagę mają silniki Wankla, w których dostateczny stopień oczyszczenia uzyskuje się znacznie prostszymi środkami, niż to ma miejsce w silnikach klasycznych.

Zmniejszenie hałaśliwości źródeł napędowych będąc ogólnym dąże-

niem w lotnictwie jest szczególnie ważne w przypadku samolotów lekkich, gdzie ze względu na niewielki ciężar płatowca możliwości skutecznej izolacji akustycznej są ograniczone. Problem ten dla silników tłokowych jest łatwy do opanowania ogólnie znanymi metodami przy niewielkim zwiększeniu ciężaru jednostkowego.

Powstanie nowych generacji silników tłokowych oraz intensywne prace badawcze prowadzone w tej dziedzinie, jak również stały wzrost produkcji tych silników na świecie wskazują na perspektywę utrzymania prymatu silników tłokowych jako źródła napędu samolotów lekkich co najmniej na najbliższe dwudziestolecie.

Konkurs otwarty

pod hasłem

„WYKORZYSTANIE RADZIECKIEJ MYŚLI NAUKOWO-TECHNICZNEJ W POLSCE”

Konkurs zorganizowany jest przez Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT oraz Redakcję „Technika Lotnicza i Astronautyczna”. Przypominamy warunki konkursu, które opublikowaliśmy w nrze 7 z 1972 r.

1. Cel konkursu

● zebranie materiałów przedstawiających **pomoc radziecką dla Polski**. Prace nadesłane na Konkurs powinny ukazać osiągnięcia radzieckie oraz ich zastosowanie w polskim przemyśle, rolnictwie, budownictwie, służbie zdrowia i ośrodkach naukowo-badawczych w latach 1962—1972. Zadaniem Konkursu jest zachęta do ujawnienia społeczeństwu nie tylko popularnych, ale również mało znanych przykładów współpracy polsko-radzieckiej.

● redakcyjne opracowanie artykułów odpowiadających warunkom Konkursu i ew. opublikowanie ich w TLiA lub innym czasopiśmie.

2. Tematyka Konkursu

● Tematyka Konkursu obejmuje wszystkie dziedziny przemysłu. W zakresie przemysłu lotniczego materiały mogą dotyczyć konstrukcji sprzętu lotniczego, technologii produkcji, wyposażenia itp.; eksploatacji i transportu lotniczego; usług lotniczych: sanitarnych, rolniczych itp., w służbie meteorologii, medycyny lotniczej. Mogą to być też materiały na temat produkcji związanej z przemysłem lotniczym, a więc motocykli, chłodziarek itp. oraz innych przemysłów i ośrodków naukowo-badawczych.

3. Warunki Konkursu

● w Konkursie mogą brać udział indywidualnie bądź zespołowo: **pracownicy przemysłu i zaplecza naukowo-technicznego, dziennikarze wszyscy inni, którzy nadesłali materiały spełniające warunki Konkursu**

● na Konkurs można nadsyłać: **artykuły i reportaże już opublikowane bądź przeznaczone do publikacji wszelkie, mniejsze lub większe opracowania o zwartej formie, które po przeróbkach redakcyjnych mogą stanowić artykuł**

● **każdy uczestnik** może nadesłać dowolną liczbę prac; wcześniejsze ich opublikowanie nie przeszkadza udziałowi w Konkursie

● w Konkursie będą brały udział prace nadesłane przed 15 maja 1973 roku.

4. Kryteria oceny prac konkursowych:

● zrozumiała forma opracowania i merytoryczna wartość przedstawionego osiągnięcia

● opis dróg dojścia do przedstawionego przykładu współpracy (studia, wycieczka do ZSRR, licencja, informacja zaczerpnięta z gazet lub czasopism, przejęcie za pośrednictwem innego zakładu polskiego itp.)

● przedstawienie osiągniętych korzyści techniczno-ekonomicznych i naukowych

● ukazanie inicjatyw zmierzających w kierunku dalszego upowszechnienia itp.

5. Nagrody ufundowane przez KNiT, NOT, TPPR i organizatorów Konkursu:

- I nagroda 10 000 zł**
- dwie II nagrody po 7000 zł**
- trzy nagrody po 5000 zł**
- cztery nagrody po 3000 zł**

Jeśli praca jest zespołowa, nagrody będą wręczone osobie reprezentującej grupę autorów, której nazwisko powinno być podane w pracy lub w dokumentacji.

6. Informacje

Opracowania konkursowe opatrzone imieniem, nazwiskiem i dokładnym adresem powinny być przesłane do 15 maja 1973 r. pod adresem Redakcji: Redakcja miesięcznika „Technika Lotnicza i Astronautyczna”, Warszawa, ul. Czackiego 3/5 z zaznaczeniem na kopercie „Konkurs”.

O ewentualne dodatkowe informacje lub wyjaśnienia można się zwracać listownie lub telefonicznie do Redakcji, tel. 27-70-09, lub Sekretariatu Konkursu, Warszawa, ul. Brazylijska 8/50, tel. 17-13-59, Redakcja „Wynalazczość i Racjonalizacja”.

Analiza charakterystyk...

dok. ze str. III okt.

Literatura

1. *High lift devices and their uses* — R. R. Duddy, B. Sc. A.F.R.A.E.S. The Journal of the Royal Aeronautical Society — September 1949
2. Goroszczenko B. T.: *Dinamika polieta samolota*. Oborongiz 1954 r.
3. *The Aerodynamic Characteristics of Flaps* — A. D. Young M. A. — Aeronautical Research Council Reports and Memoranda
4. Sprawozdanie nr 2/TA/64 (profile Clark i NACA 23015 z urządzeniami hipernośnymi)
5. Sprawozdanie nr 17/TA/66 — profil płata s-tu PZL-104 Wilga
6. Sprawozdanie nr 14/TA/66-badanie wpływu bliskości ziemi na charakterystyki aerodynamiczne płata z 40% klapą dwuszczelinową i slotem
7. Sprawozdanie nr 21/TA/66 — badanie wpływu ziemi na charakterystyki aerodynamiczne modeli samolotu PZL-104 Wilga
8. Sprawozdanie nr 4/TA/69 — dobór nowego skrzydła do samolotu PZL-104 Wilga
9. R.Ae.S. Data sheets- Aerodynamics
10. Dipl. Ing. Fiecke — Die Bestimmung der Flugzeugpollaren für Entwurfszwecke I. Teil: Unterlagen — 1956
11. NACA Report Nr 586 — 1937 r.
12. NACA Report Nr 668 — 1939 r.
13. NACA Report Nr 677 — 1939 r.
14. NACA Report Nr 679 — 1939 r.
15. NACA Report Nr 723 — 1941 r.
16. NACA Report Nr 624 — 1948 r.
17. NACA Report Nr 938 — 1949 r.
18. NACA T.N. 702 — 1939 r.
19. NACA T.N. 715 — 1939 r.
20. NACA T.N. D-5662 February 1970 r.

Wpływ liczby Reynoldsa na współczynnik maksymalnej siły nośnej

Maksymalna siła nośna profilu jest w dużym stopniu zależna od zachowania się warstwy przyściennej przepływu, a tym samym jest funkcją liczby Reynoldsa. Rozkład ciśnienia na górnej powierzchni konwencjonalnego profilu lotniczego przy kącie natarcia zbliżonym do kąta przecięgnięcia charakteryzuje się niewielką odległością punktu najmniejszego ciśnienia od krawędzi natarcia. Powietrze o zmniejszonej energii znajdujące się w warstwie przyściennej przestaje poruszać się w kierunku zwiększającego się ciśnienia, co dając początek oderwaniu strug głównego przepływu zmniejsza siłę nośną profilu. Jeżeli warstwa przyścienna ma charakter laminarny, oderwanie następuje tuż za punktem najmniejszego ciśnienia.

W przypadku gdy liczba Reynoldsa jest mała, strefa przejścia warstwy przyściennej z laminarnej w turbulentną znajduje się daleko za punktem najmniejszego ciśnienia. W miarę zwiększania się liczby Reynoldsa strefa przejścia przesuwa się do przodu. Na skutek zjawiska turbulencji warstwy powietrza znajdujące się przy powierzchni profilu zasilane są cząsteczkami powietrza o większej energii, co przy-

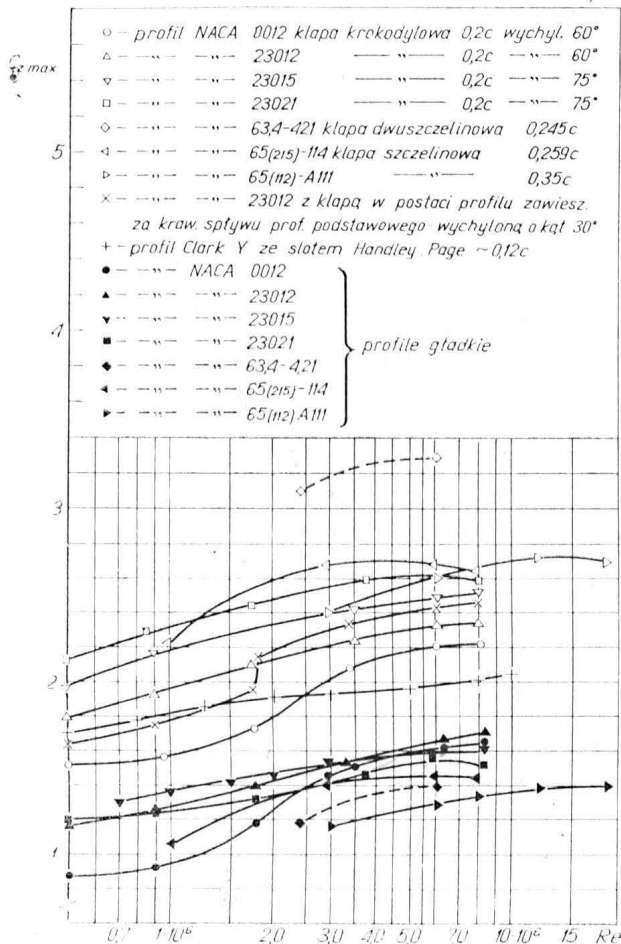
wraca częściowo wpływ górnej powierzchni profilu. Gdy strefa przejścia zbliży się odpowiednio do punktu najmniejszego ciśnienia, następuje wyraźny wzrost maksymalnej siły nośnej. Na wartość liczby Reynoldsa, przy której występuje wyraźny wzrost siły nośnej, tzn. na krytyczną liczbę Reynoldsa wpływa geometria noska profilu. Przy zmniejszaniu grubości profilu, a więc także i promienia krzywizny noska profilu, lokalna liczba Reynoldsa określająca charakter warstwy przyściennej zmniejsza się w stosunku do liczby Reynoldsa dla całego profilu z uwagi na zmniejszanie się lokalnych wymiarów noska profilu w stosunku do jego cięciwy. Stąd wymagane są większe liczby Reynoldsa dla całego profilu dla osiągnięcia odpowiednio dużej lokalnej liczby Reynoldsa zapewniającej osiągnięcie strefy przejścia przepływu z laminarnego w turbulentny w pobliżu noska profilu. Zwiększenie grubości profilu NACA 00 od 9% do 18% wyraźnie zmniejsza krytyczną liczbę Reynoldsa, przy czym zwiększenie $C_{z\max}$ po jej przekroczeniu staje się coraz bardziej łagodne ze wzrostem grubości profilu. Zwiększenie wygięcia profilu przy tej samej grubości w bardzo niewielkim stopniu wpływa na krytyczną liczbę Reynoldsa. Profile o większym wygięciu wykazują podobny przebieg zjawiska przecięgnięcia na nosku profilu przy mniejszych od krytycznej liczbach Reynoldsa, z tym że maksymalna siła nośna profilu o większym wygięciu jest zwiększona o wartość C_z przy $\alpha = 0$.

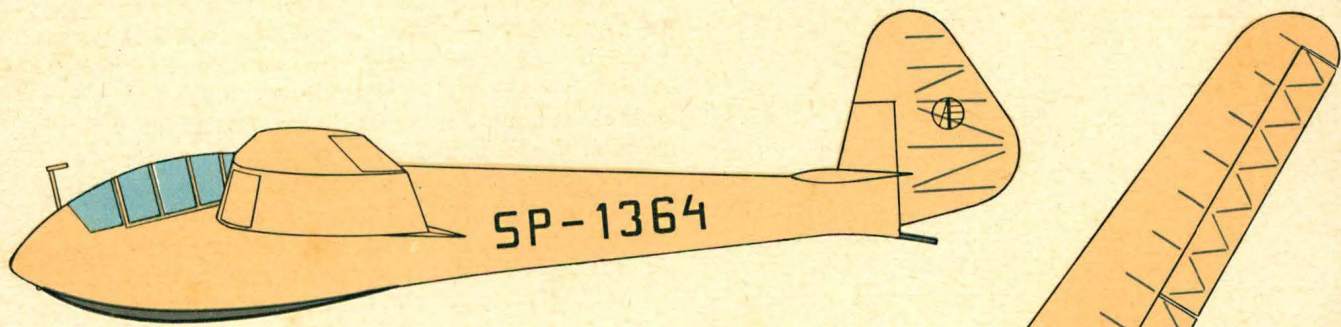
Z faktu, że na krytyczną liczbę Reynoldsa zasadniczo wpływa geometria noska profilu można wywnioskować, że urządzenia zwiększające siłę nośną profilu podstawowego przez zwiększenie wygięcia profilu w jego części splywowej, takie jak kłapy krokodylowe proste, nie będą miały większego wpływu na krytyczną liczbę Reynoldsa profilu i przyrost $\Delta C_{z\max}$ będzie w przybliżeniu niezależny od liczby Reynoldsa. Dane zamieszczone na wykresie potwierdzają te przypuszczenia.

Z rysunku 14 widać, że krzywe $C_{z\max}$ dla profili z kłapami krokodylowymi wychylnymi mają w przybliżeniu ten sam przebieg w funkcji liczby Reynoldsa, co krzywe $C_{z\max}$ profilu podstawowego, a różnią się o przyrost $\Delta C_{z\max}$ wywołany wychyleniem kłapy.

W przypadku kłap szczelinowych i slotów liczba Reynoldsa może mieć wpływ na charakter przepływu w szczelinach. Zaznaczony na rys. 14 przebieg krzywej $C_{z\max}$ dla kłapy zewnętrznej (klapa w postaci profilu zawieszonoego za krawędzią splywowej) wychylonej o 30° wykazuje gwałtowny przyrost $\Delta C_{z\max}$ dla $Re = 1,7 \cdot 10^6$. Dane dla profilu NACA 63, 4—421 z kłapą dwuszczelinową 0,245a nie wykazują zmiany $\Delta C_{z\max}$ w zakresie liczb Reynoldsa od $1,9 \cdot 10^6$ do $6 \cdot 10^6$.

Także dane dla profili NACA 65(215) — 114 z kłapą szczelinową 0,295c w zakresie liczb $Re = 1 \cdot 10^6$ do $10 \cdot 10^6$ i dla profilu NACA 65(112) A11 z kłapą szczelinową 0,35c w zakresie liczb Re od $3 \cdot 10^6$ do około $30 \cdot 10^6$ wykazują bardzo niewielki wpływ liczby Reynoldsa na przyrost $\Delta C_{z\max}$ od wychylenia kłapy.





ORLIK



Witold Kowczyk