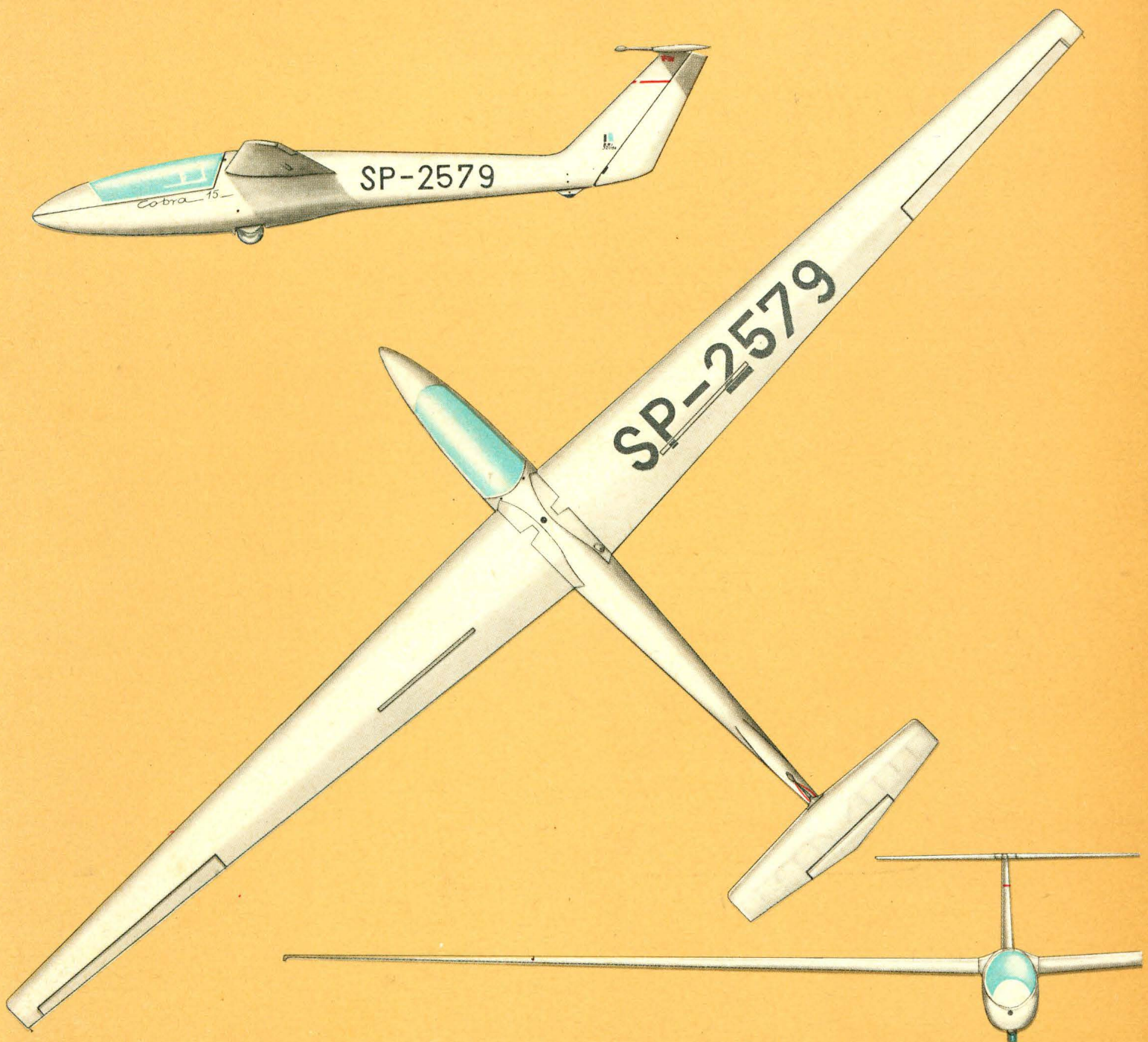


TECHNIKA

1973 3

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 12.-



W dniach 4 do 8 czerwca br.
odbędzie się

KONGRES BADAŃ NIENISZCZĄCYCH

którego celem jest przedstawienie światowego dorobku w tej dziedzinie.

Obrady będą się odbywały w Warszawie w Pałacu Kultury i Nauki na IV piętrze.

Na temat obrad i dyskusji złożą się następujące zagadnienia:

- rozwój technologii i aparatury do przemysłowych badań metodami ultradźwiękowymi, radiologicznymi, elektromagnetycznymi i automatyzacja badań nieniszczących
- ocena własności materiałów metodami nieniszczącymi
- badania nieniszczące i ocena wpływu wad na niezawodność pracy materiałów, elementów i układów
- nowe techniki i tendencje w badaniach nieniszczących
- zagadnienia szkolenia i nadawania uprawnień
- normalizacja w badaniach nieniszczących.

Integralną częścią Kongresu będzie

WYSTAWA

aparatury do badań nieniszczących i innych osiągnięć ściśle związanych z badaniami nieniszczącymi: prace badawcze, prace technologiczne, publikacje itp.

Inicjatorem Kongresu jest Międzynarodowy Komitet Badań Nieniszczących (IC NDT), którego władze w latach 1970—1973 sprawuje Polska.

Organizatorem Kongresu jest Sekcja Wytrzymałości i Badania Materiałów SIMP.

VII Międzynarodowy Kongres Badań Nieniszczących włączony jest do programu imprez związanych z Rokiem Nauki Polskiej. Poprzednie kongresy odbywały się kolejno w następujących krajach: w roku 1955 w Belgii, 1957 w USA, 1960 w Japonii, 1963 w Anglii, 1967 w Kanadzie, 1970 w NRF.

Oplata za udział w Kongresie dokonana przed 1 kwietnia wynosi 1000 złotych, a później zostaje zwiększona o 50%.

Biuro Kongresu mieści się w Warszawie pod adresem:

VII IC NDT
SIMP-ZODOK
01-324 Warszawa
ul. Przybyszewskiego 80/82

Po otrzymaniu zgłoszenia uczestnictwa Biuro Kongresu wysyła zaproszenia.

Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

— Jednostka Wojskowa w Mińsku Mazowieckim.

W grudniu ub. r. odbyło się specjalne posiedzenie Zarządu Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej SIMP, na którym omówiono i przyjęto do realizacji kierunkowy program pracy Oddziału na 1973 r. Zarząd wytyczył cztery podstawowe dziedziny działania: naukowo-techniczną (narady i odczyty), propagandowo-prasową (informacje dotyczące Sekcji, współpraca z publikatorami, oddziaływanie na młodzież i społeczeństwo itp.), życia towarzyskiego (m. in. spotkania kawiarniane i w plenerze) oraz spraw organizacyjnych (łącznie z kołami lotniczymi, z innymi sekcjami Oddziału Warszawskiego SIMP, z Sekcją Lotniczą SITK itp.).

Bardziej szczegółowe wiadomości o programie pracy naszego Oddziału Warszawskiego w 1973 r. podamy w następnym numerze TLiA.

Sekcja Lotnicza Oddziału Warszawskiego SIMP — w ramach działalności odczytowej — zorganizowała w listopadzie ub.r. spotkanie z kol. Stanisławem Trębaczem, który omówił nowości techniki lotniczej zaprezentowane na Międzynarodowej Wystawie Lotniczej w Hanowerze w kwietniu 1972 r. Kol. Trębacz zapoznał zebranych z interesującymi eksponatami wystawy, przy czym zademonstrował wiele fotografii ze stoisk firmowych oraz z lotów pokazowych. Na wystawie Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego PEZETEL demonstrowało szybowiec Cobra 15, wóz transportowy do niego oraz model dwumiejscowego motoszybowca SZD-45 (z pchającym śmigłem, napędzanym 45-konnym silnikiem Volkswagen). Ekspozyty te wzbudziły duże zainteresowanie.

W skład Zarządu Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej SIMP wchodzi dwanaście osób. Przewodniczącym Oddziału jest kol. Wiesław Wójcik (z Szefostwa Techniki Lotniczej MON). Jego zastępcami są kol. kol. Andrzej Kowalewicz i Janusz Lipiński (oba z Instytutu Lotnictwa), zaś obowiązki sekretarza pełni kol. Zdzisław Winecki (z Zarządu Klubu Seniorów Lotnictwa). Jako członkowie Zarządu pracują kol. kol. Z. Czechowski (z Departamentu Techniki Ministerstwa Przemysłu Maszynowego), W. Loblrecki (z WSK Warszawa II), A. Misiorek (z Szefostwa Techniki Lotniczej MON), W. Nienakowski (z WSK Okerie), E. Sobeci (z Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych), S. Sulikowski (z Politechniki Warszawskiej), Z. Toczek (ze Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego) oraz W. Zaremba (z WSK Warszawa II).

Sekcja Lotnicza Oddziału Warszawskiego SIMP skupia 14 kół, które swą działalnością obejmują następujące instytucje, przedsiębiorstwa i zakłady:

- Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego,
- Instytut Lotnictwa,
- Szefostwo Techniki Lotniczej MON,
- Dowództwo Wojsk Obrony Powietrznej Kraju,
- Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych,
- Wydział Technologiczny, Energetyki i Lotnictwa (Koło Naukowe Lotników) Politechniki Warszawskiej,
- Instytut Techniki Lotniczej Wojskowej Akademii Technicznej,
- Wytwórnie Sprzętu Komunikacyjnego,
- Lotnicze Zakłady Remontowe

W następnym numerze...

Opublikujemy referat generalny z II Lotniczej Konferencji Naukowo-Technicznej nt. Aktualne problemy polskiego lotnictwa, która odbyła się 17—18 listopada 1972 r. w Warszawie. Jest to referat wygłoszony przez mgra inż. A. Misiorka pt. „Wytwarzanie sprzętu lotniczego”.

Następnie zamieścimy uchwalone postulaty i wnioski dotyczące problemów lotniczych, które uczestnicy II Lotniczej Konferencji uznali za najbardziej aktualne i determinujące prawidłowe działanie oraz rozwój polskiego lotnictwa.

W artykule „O niektórych zagadnieniach aerodynamiki wirników śmigłowcowych” dr inż. Z. Brodzki omawia badania przeprowadzone nad optymalizacją charakterystyk wirników i zwiększeniem prędkości śmigłowców.

W drugiej części artykułu „Oświetlenie lotnisk” mgr inż. M. Pasek omawia przeznaczenie i klasyfikację oraz podstawowe wymagania w systemach urządzeń świetlnych pomocy lotniskowych.

W artykule „Nowe lotnicze materiały i procesy technologiczne” przedstawione będą osiągnięcia przemysłu amerykańskiego w tej dziedzinie. Z materiałów kompozycyjnych wzmocnionych włóknami omówione będą nowe wysokotemperaturowe stopy turbinowe, stopy tytanowe oraz stopy niklu i kobaltu, a także supermagnesy i superprzewodniki. Z nowych procesów technologicznych: kucie superstopów z proszków spiekanych, kucie stopów tytanu, obróbka plastyczna, klejenie.

W „Kartotece TLiA” podane będą opisy techniczne: lekki samolot szturmowy i treningowy Aeromachi MB 326K produkcji włoskiej, samolot dyspozycyjny (służbowy) Hawker Siddeley HS 125/BH 125/600 produkcji brytyjskiej, 5-miejscowy lekki śmigłowiec wielozadaniowy Aerospatiale/Westland SA 341 Gazelle produkcji francuskiej oraz wysokowydajny szybowiec klasy otwartej Schleicher AS-W17 produkcji NRF.

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

Tel. 43-59-38

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

Nowe zasady gospodarowania w polskim przemyśle lotniczym	1
Z KRAJU I ZE ŚWIATA	2
PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA	
A. Glass: Rozwój produkcji śmigłowców na świecie	4
CIEKAWY KONSTRUKCJE	
J. Świdziński: Samolot treningowo-bojowy SOKO Galeb 3	7
W. Stafiej: Obliczanie dźwigara laminatowego	14
POMOCE KONSTRUKCYJNE 7	
Spawanie i zgrzewanie materiałów lotniczych	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE 8	
Ciąg statyczny śmigła	18
KARTOTEKA TLIA	
MS-893 Rallye Commodore 180, DHC-6 Twin Otter 300	19
Bell 205 UH-1H Iroquois, SSV-17	21
J. Lewitowicz, M. Mokrzyszczak, W. Starosta: Badania zużycia części silnika tłokowego AI-14R w czasie długotrwałych prób trwałości międzynaaprawczej metodą fluorescencji izotopowej	26
M. Pasek: Oświetlenie lotnisk	30
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 5	35
HOBOCTH ИЗ ПОЛЪНИИ	36
NEWS FROM POLAND	36
KSIĄŻKI LOTNICZE	37
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: Samolot oberwacyjny LWS-3 Mewa	38
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI SIMP	II okł.
W NASTĘPNYM NUMERZE	II okł.
NA PÓLKACH KSIĘGARSKICH	III okł.
Co piszą inni	III i IV skrz.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
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, inż. R. Wołński

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. Nr 2, W-wa. Zam. 51/73. Nakład 2100 egz.
Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697

Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 60 × 80. R-81

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

Indeks 38006.

ŚWIDZIŃSKI J.

Тренировочно-боевой самолет СОКО Галеб 3

В статье описана конструкция двухместного самолета, предназначенного как для обучения, так и тренировок. Это новый вид самолета, в котором использованы конструктивные решения производимых ранее самолетов Галеб и Ястреб. Галеб 3 может использоваться в разных вариантах: учебно-тренировочном двухместном, тренировочно-пилотажном одноместном, тренировочном — для фотосъемок в широком диапазоне, штурмовом одноместном и других. Это дешевый учебно-боевой самолет, характеризующийся простотой в эксплуатации.

STAFIEJ W.

Расчет ламинатного лонжерона

В статье описываются ламинаты, применяемые в польских конструкциях, приводятся их прочностные характеристики и характеристики упругости. Описываются свойства ламината, в котором стеклянное волокно имеет форму лент ровинга, а также ламината, в котором стеклянное волокно имеет форму тканей с разными переплетениями. Подробно описан метод изготовления конструкций ламинатных лонжеронов. Таблицы содержат примерные данные для некоторых ровингов и данные для тканей, применяемых в конструкциях польских планеров.

LEWITOWICZ J., MOKRZYSZCZAK M., STAROSTA W.

Исследования износа деталей поршневого двигателя AI-14R во время длительных испытаний прочности в период межремонтный по методу изотопной флуоресценции

В статье представлен метод и результаты исследования износа железа, меди и свинца в авиационном поршневом двигателе AI-14R. Приведены также заключения, сделанные на основе проведенных исследований.

PASEK M.

Освещение аэродромов

Осветительные системы являются составной частью современных аэропортов. В статье описано осветительное устройство VASIS, которое гарантирует безопасную посадку. Описан метод установки, принцип действия и эксплуатации этого устройства.

ŚWIDZIŃSKI J.

Trainer/close support aircraft SOKO Galeb 3

In this article the two-seat aircraft Galeb 3 designed as for elementary and advanced training and for close support missions is described. Galeb 3 aircraft is the new version joining the constructional solutions of earlier Galeb and Jastreb aircraft. Galeb 3 may be used in various versions: two-seat trainer version, one-seat trainer/acrobat version, photographic reconnaissance version, one-seat attach version and other. Galeb 3 is simple in exploitation, light, low cost trainer/close support aircraft.

STAFIEJ W.

Designing laminated wing spars

In this article the laminated materials used in the Polish sailplane structures are presented and their strength and elasticity characteristics are given. The properties of materials reinforced by the use of glass roving and glass cloth are discussed. The method of manufacturing laminated wing spars is described. The charts presenting data for chosen glass rowings and glass clothes, that are using in Polish sailplane structures, are included.

LEWITOWICZ J., MOKRZYSZCZAK M., STAROSTA W.

The investigation of an AI-14R piston engine elements wear shiving life tests by the use of isotope fluorescence method

In this article the isotope fluorescence method of engine elements wear investigation is described and the results of the investigation carried out on AI-14R piston engine by the use of this method are presented. The conclusions resulting from the investigation are given also.

PASEK M.

Lighting system of aerodromes

Aerodromes lighting systems are the integral part of modern airports. In this article the landing lighting system VASIS is described and its installation, operation and exploitation principles are discussed.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXVIII MARZEC 1973

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

3

Nowe zasady gospodarowania w polskim przemyśle lotniczym

W maju ub.r. prezes Rady Ministrów ustalił zasady wprowadzania zmian w systemie gospodarowania. Kierunki tych zmian w planowaniu i gospodarowaniu określiły wytyczne Komisji Partyjno-Rządowej. Zostały stworzone warunki podjęcia przez wielkie organizacje gospodarcze inicjatyw kompleksowych zmian w planowaniu i gospodarowaniu. Inicjatywę tę mogły podjąć zjednoczenia mające opracowany program rozwoju na bieżące dziesięciolecie i taką strukturę, wewnątrz której zamyka się organizacyjnie cały proces gospodarczy od bazy naukowo-badawczej przez biura konstrukcyjne i warsztaty prototypowe, produkcję głównych wyrobów i wyposażenia do nich, aż do własnego przedsiębiorstwa handlu zagranicznego i własnej sieci szkół zawodowych. Wymagano też dobrych wyników działalności organizacyjnej i technicznej przedsiębiorstw w postaci uprzedniej rytmicznej produkcji. Przystąpienie do wprowadzania nowych zasad gospodarki było dobrowolne, a podjąć się tego mogły tylko najlepsze zjednoczenia.

Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego „Delta” jako jedno z pierwszych opracowało nowe zasady gospodarowania dla produkcji lotniczej i silnikowej. W sierpniu 1972 r. Zespół ds. Wdrożeń Inicjujących powołany przez prezesa Rady Ministrów zatwierdził „zasady działalności gospodarczej przemysłu lotniczego i silnikowego”. Zasady te 1 stycznia 1973 r. weszły w życie i ZPLiS PZL stało się wielką organizacją gospodarczą rozpoczynając gospodarować według nowych zasad.

Dotychczasowy system gospodarowania w przemyśle lotniczym i silnikowym miał wiele wad. Wielkość funduszu płac nie była bezpośrednim wynikiem wartości produkcji. Wzrost średniej płacy zależał od polityki i decyzji władz zwierzchnich, a nie od wyników gospodarczych uzyskanych przez przedsiębiorstwa. Planowanie i zarządzanie działalnością przedsiębiorstwa odbywało się odgórnie za pomocą około 120 ustalonych administracyjnie przez władze zwierzchnie wskaźników, limitów i zadań. Przy czym były one oddzielnie ustalane dla produkcji, oddzielnie dla inwestycji, oddzielnie dla gospodarki materiałowej. Obowiązujący system powodował, że przedsiębiorstwa były mniej zainteresowane najlepszymi wynikami produkcji, a więcej najkorzystniejszym ustaleniem wskaźników i takim wykonaniem planu, by realizując jak najmniejsze zadania uzyskać jak największe środki. System wynagradzania pracowników w zbyt niskim stopniu wiązał interesy jednostki z interesami przedsiębiorstwa. System premiiowy bardziej działał jako system kar niż nagród. W tym układzie po-

stęp techniczny był nieopłacalny zarówno dla przedsiębiorstw, jak i dla pracowników.

Nowy system ekonomiczny przyjmuje rentowność jako główny wskaźnik oceny. System ten ma na celu usunięcie dotychczasowych wad. Administracyjne kierowanie zostaje zastąpione czynnikami ekonomicznymi. Podstawą oceny będzie porównanie wyników ekonomicznych roku bieżącego z poprzednim. Zostały zniesione ograniczenia zatrudnienia; zależy ono tylko od podejmowanych zadań. Fundusz płac nie jest bezpośrednio limitowany, lecz związany jest z przyrostem wartości sprzedaży i eksportu oraz maleniem zapasów wyrobów gotowych, zmniejszeniem zapasów materiałowych i zmniejszeniem zużycia materiałów oraz terminową lub przedterminową spłatą kredytów. Przedsiębiorstwo ma możliwość wyboru między płacami, inwestycjami i zapasami. Każdy zakład musi samodzielnie dobrać najkorzystniejszy dla siebie stosunek między wyżej wymienionymi składnikami. Zmianie uległ system premiowania. Premia kierownictwa jest uzależniona od wypracowanego zysku przedsiębiorstwa. Dla pracowników — premia zależy od indywidualnych wyników pracy (wzrost wydajności pracy, zmniejszenie liczby braków, oszczędność materiałów, lepsze wykorzystanie maszyn) i będzie to system na tyle prosty, by każdy mógł sam obliczyć wyniki lepsze wykonania swej pracy. Nowy system płac pozwala na odpowiednio wysokie wynagrodzenie fachowców. Praca w przemyśle lotniczym stanie się atrakcyjna. Fundusz zakładowy został rozdzielony na trzy fundusze zależne od zysku rocznego: fundusz mieszkaniowy, fundusz socjalny i fundusz 13 pensji. Wydzielenie tych funduszy pozwoli na płacenie 13 pensji już w styczniu. Wskaźniki dyrektywne ustalone przez władze zwierzchnie zostały ograniczone do asortymentu wyrobów, zadań w zakresie postępu technicznego oraz kredytów inwestycyjnych. Nowy system daje prawo samodzielną decyzji gospodarczych dyrektorowi zjednoczenia i dyrektorom zakładów, naturalnie zwiększając ich odpowiedzialność.

Postulowana niecałe dwa lata temu na łamach „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” poprawa metod gospodarowania i zarządzania przemysłem lotniczym wchodzi w życie. Pracownicy przemysłu lotniczego wiążą z nią duże nadzieje usprawnienia działania przemysłu lotniczego i swym czynnym udziałem w tych przemianach dołożą starań, by nowy system był jak najbardziej efektywny. Na przemysł lotniczy będą patrzeć inne gałęzie gospodarki narodowej, które zamierzają wykorzystać u siebie doświadczenia zdobyte przez przemysł lotniczy.



POLSKA

● Polski przemysł lotniczy eksportuje swe wyroby do wielu krajów. Polskie samoloty użytkuje 9 państw socjalistycznych oraz 5 europejskich kapitalistycznych oraz 4 pozaeuropejskie. Smigłowce SM-1 zakupiły 4 kraje, a Mi-2 ZSRR i Węgry. Najwięcej krajów użytkuje polskie szybowce.

● Między przedstawicielami Aeroklubu PRL i dyrekcją Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego „Delta” zostały przeprowadzone rozmowy w sprawie perspektyw uruchomienia produkcji samolotu szkolno-treningowego dla aeroklubów.

● Komisja Samolotowa Aeroklubu PRL wypowiedziała się za zakupem używanych dwusilnikowych samolotów L-200 Morava w ZSRR — na potrzeby aeroklubów.

● Kolejnym nabywcą krajowym samolotu An-2 jest Prezydium Wojewódzkiej Rady Narodowej w Opolu. Samolot ma służyć miejscowym przedsiębiorstwom do przewozu części zamiennych i ekip remontowych oraz do komunikacji lokalnej. Szczególnie intensywne wykorzystanie samolotu przewidywane jest na okres zniw.

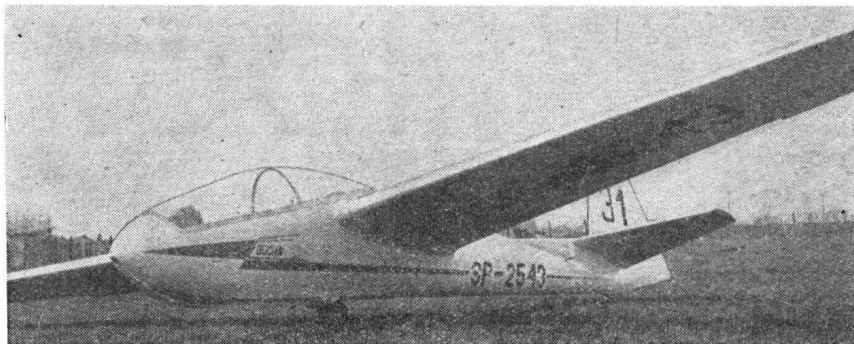
● Polskie lotnictwo sanitarne wprowadziło do użytku pierwsze dwa zakupione w 1972 r. śmigłowce sanitarne Mi-2. Śmigłowiec Mi-2 zabiera 2 chorych leżących lub 4 chorych siedzących i lekarza. Śmigłowce te otrzymają aparaturę reanimacyjną. Pierwsze Mi-2 otrzymały zespoły lotnictwa sanitarnego w Warszawie i Katowicach. Planowane są zakupy po 2 śmigłowce Mi-2 rocznie, aż do osiągnięcia w 1980 r. liczby 15 śmigłowców sanitarnych Mi-2.

● Polskie Linie Lotnicze LOT wycofały w 1972 r. z linii krajowych ostatnie samoloty tłokowe IL-14 zastępując je samolotami An-24, zaś na linii Warszawa—Kraków i Warszawa—Wrocław wprowadziły samoloty Il-18.

● W 1972 r. na liniach krajowych PLL LOT uzyskały najwyższy na świecie wskaźnik wykorzystania miejsc — aż 80%. Na liniach krajowych i zagranicznych LOT przewiózł w 1972 r. 1,3 mln pasażerów, czyli o 30% więcej niż w 1971 r. Na liniach zagranicznych przewieziono około 0,5 mln pasażerów.

● Za konstrukcję, wykonanie i próby Laboratorium Lotającego Lala-1 50 pracowników Instytutu Lotnictwa i Zakładu Produkcji Doświadczalnej ILOT otrzymało nagrodę Ministra Przemysłu Maszynowego w wysokości 250 tys. zł. Oblatanie samolotu oraz próby w locie

Pierwsze samoloty Wilga 35 dostarczone odbiorcom w br. Wyróżnia je to, że są malowane na żółto, z czerwonym, niebieskim lub zielonym pasem wzdłuż kadłuba



W br. mija dwadzieścia lat produkcji szybowców Bocian. Utrzymanie się jednego typu w produkcji przez tyle lat jest swego rodzaju rekordem

Fot. A. Glass

przeprowadzili piloci doświadczalni inż. A. Ablamowicz i inż. L. Natkaniec.

● Warto przytoczyć angielską opinię o samolocie Wilga-35. Korespondent czasopisma „Sailplane and Gliding” chwali zalety Wilgi, nazywając ją „rasowym samolotem holowniczym”.

● Znany autor książek wojskowych płk. J. Przymanowski rzucił apel, aby z dochodów Totalizatora Sportowego sfinansować budowę Muzeum Lotnictwa z prawdziwego zdarzenia. Ideą budowy Muzeum Lotnictwa powinny przejąć się: NOT, Sekcje Lotnicze SIMP i SITK oraz Kluby Seniorów Lotnictwa APRL.

● W połowie 1973 r. oddane zostanie do użytku nowe obserwatorium astronomiczne Uniwersytetu Warszawskiego wybudowane w Ostrowiku pod Otwockiem. Aparatura Zeissa zainstalowana zostanie w budynku, którego 14-metrowa wieża — mieszcząca teleskop o średnicy 600 mm — nakryta będzie ruchomą kopułą.

● W celu unowocześnienia kolportażu prasy prowadzi się rozmowy z resortem komunikacji, aby transportem lotniczym objąć wydanie kilku ogólnopolskich dzienników. Najwyższy już czas na takie wnioski.

● Angielski miesięcznik „Aircraft Engineering” przypomniał, że w okresie międzywojennym Polacy znajdowali się wśród czołowych konstruktorów lotniczych Europy. Przodowali w konstrukcji samolotów całkowicie metalowych, jednopłatów myśliwskich uzbrojonych w działka, samolotów z usterzeniem motylkowym (konstrukcja inż. J. Rudlickiego) oraz samolotów STOL (to nie pomyłka!) o dużej sile nośnej. Dodajmy, że — w przeciwieństwie do RWD i Państwowych Zakładów Lotniczych (PZL), których świetna działalność przedwojenna jest dobrze znana — o zasłu-

gach położonych dla lotnictwa przez Polskie Zakłady Optyczne (PZO), przed 1939 r. na ogół mało się wie. A przecież w międzywojennym okresie PZO produkowano wiele lotniczych przyrządów pokładowych, celowniczych i nawigacyjnych, np. celowniki do bombardowania, żyroskopy, busole, aparaty fotograficzne, chyłomierze itp. Były to oryginalne i awangardowe konstrukcje.

● W zawodach o memoriał Żwirki i Wigury rozegranym w jesieni ub.r. między pilotami Polski i Czechosłowacji zwyciężyła polska załoga Z. Dudzik i W. Kwiatkowski na PZL-104 Wilga. Polacy zajęli 6 pierwszych miejsc. Najlepszą załogą czechosłowacką byli M. Fiala i R. Jezek. Startowały 24 załogi. Zawody odbyły się z okazji 40 rocznicy śmierci Żwirki i Wigury, zwycięzców na RWD-6 w międzynarodowych zawodach Challenge 1932. W X Rajdzie Pilotów i Dziennikarzy w maju ub.r. również odniosły sukces samoloty Wilga.



BRAZYLIA

● Między rządem brazylijskim a wytwórnią francuską Aérospatiale i brytyjską Westland prowadzone są rozmowy w sprawie budowy licencyjnej śmigłowców SA-341 Gazelle w wytwórni Embraer. Rozważana jest budowa 400 śmigłowców.



CZECHOSŁOWACJA

● Czechosłowackie linie lotnicze ČSA prócz dalszych zakupów samolotów Tu-134A oraz Il-62 zamierzają zakupić samoloty Tu-154 oraz Jak-40.

● Czechosłowacka Centrala Handlu Zagranicznego Ompipol zamówiła do samolotu L-410 Turbolet wyposażenie nawigacyjne w firmie amerykańskiej RCA. Zamówienie obejmuje urządzenia do ślepego pilotażu i lądowania na przyrzady.

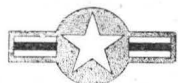


FRANCJA

● Wytwórnia Turbomeca opracowała projekt silnika turbowalowego Ariel o mocy 650 KM. Silnik jest proponowany do dwusilnikowej morskiej odmiany śmigłowca Aérospatiale SA-360. Zaprojektowanie silnika i budowa 10 prototypów ma kosztować 90 mln Fr (19 mln dol.).

● Francuskie zakłady lotnicze Aérospatiale w Tuluzie kończą obecnie budowę ostatniego 280 samolotu typu Caravelle. Samolot ten, o 100-osobowej kabine był przed dwudziestu laty pierwszym w świecie pasażerskim odrzutowcem krótkiego i średniego zasięgu. W chwili obecnej Caravelle eksploatuje 40 towarzyszy lotniczych. Zakłady Aérospatiale przygotowują się wraz z przedsiębiorstwami NRF do produkcji europejskiego autobusu powietrznego Airbus A-300B, który jest samolotem krótkiego zasięgu, zabierającym 250 pasażerów.

1971 r. została oblatana odmiana tego szybowca z usterzeniem w układzie litery T, oznaczona H-202, a w 1972 r. powstała odmiana ze zmienionym kadłubem o kropłowym przodzie z wpisaną weń osłoną kabiny — oznaczona H-203, która brała udział w Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Vrsac w 1972.



USA

● Wytwórnia Cessna w roku budżetowym 1972 (kończącym się 30 września) dostarczyła 4653 samoloty i przewiduje, że jej produkcja wyniesie w 1976 r. — 10 000 samolotów. W Europie Cessna sprzedawała w 1972 r. 517 samolotów (75% z tego zbudowane w filii Cessny we Francji noszącej nazwę Reims Aviation), zaś na 1976 r. przewiduje się wzrost sprzedaży europejskiej do 1250 sztuk.

● Wytwórnia Beech na terenie USA, Kanady i Meksyku zebrała zamówienia na ponad 320 odrzutowych samolotów służbowych HS-125 dostarczanych przez brytyjską wytwórnię Hawker.

● 15.X.1972 r. amerykański pilot K. Striedieck na szybowcu ASW-15 pobił nowy rekord lotu docelowo-powrotnego przelatując 1093 km. Striedieck w marcu 1968 r. ustalił swój pierwszy rekord przelotu docelowo-powrotnego uzyskując 765 km na szybowcu Ka-8. W styczniu 1969 r. rekord ten pobił Południowoafrykańczyk R. Clifford przelatując 786 km na szybowcu Libelle. W sierpniu 1970 r. W. Scott na ASW-12 przeleciał 860 km. W listopadzie 1971 r. K. Striedieck ustalił nowy rekord przelatując 912 km. 7 września 1972 r. D. Georgeson na szybowcu Kestrel 19 przeleciał 1003 km. Obecnie rekord znów wrócił do Striediecka.

● Amerykańska Agencja Aeronautyki i Przestrzeni Kosmicznej (NASA) podała, że orbitalna stacja astronomiczna Kopernik realizuje program badań naukowych. Jak wiadomo, stacja ta wyposażona jest w kilka specjalnych teleskopów, które umożliwiają obserwację rozmaitych zjawisk zachodzących w przestrzeni kosmicznej.

● Przewiduje się, że wkrótce zostaną wyznaczeni uczestnicy wspólnego, radziecko-amerykańskiego lotu kosmicznego i eksperymentu łączenia na orbicie statków Apollo i Sojuz. Początek eksperymentu wyznaczono na czerwiec 1975 r., a trening astronautów przed tym wydarzeniem trwać będzie 2 lata.

● Pierwszy start wyprawy Skylab przewidziany jest na wiosnę bieżącego roku. W Kosmos wystrzelone zostaną kolejno trzy załogi, które będą pracowały w laboratorium kosmicznym, pierwsza — przez 28 dni, dwie następne — po 56 dni. Pomieszczenie robocze stacji stanowi ostatni człon rakiety nośnej Saturn-5; jest to walec o średnicy 6,5 metra i długości 14 m. Stacja Skylab o ciężarze 88 ton pozostawać będzie przez cały czas na tej samej orbicie — 435 km nad Ziemią.



SZWECJA

● Wytwórnia SAAB-Scania otrzymała zagraniczne zamówienie na około 20 trolejowych samolotów szkolno-bojowych MF1-17. Przepuszczalnie zamawiającym jest jedno z państw afrykańskich.



W. BRYTANIA

● Wytwórnia Scottish Aviation dostarcza RAF-owi szkolne samoloty trolejowe Bulldog w nowej wersji Bulldog 120. Wersja ta dopuszczona jest do akrobacji (współczynnik obciążenia dopuszczalnego +6/-3) przy ciężarze całkowitym 1015 kg. Przewiduje się, że RAF-owi zostanie dostarczone około 130 samolotów Bulldog.

● Wytwórnia Short ma zamówienia na 115 samolotów lokalnego transportu Skyvan, z czego ponad 75 już dostarczono. Obecna produkcja wynosi 1,5 samolotu miesięcznie.

● Ostatni ze 110 odrzutowych samolotów szkolno-treningowych BAC-145 Jet Provost 5 został dostarczony RAF-owi. Produkcja tej serii trwała 25 miesięcy. Obecnie na tych samych przyrządach montażowych produkowane są lekkie samoloty szturmowe BAC-167 Strikemaster.



ZSRR

● Według informacji podanych przez wiceministra radzieckiego lotnictwa cywilnego Aleksanowa, samolot naddźwiękowy Tupolew-144 wejdzie do eksploatacji w końcu 1974 roku na linii Moskwa—Paryż. Prędkość naddźwiękowego samolotu rozwiązać będzie jedynie nad terytorium Związku Radzieckiego i nad Bałtykiem.

● Gen. W. Szatałow, kierownik zespołu astronautów radzieckich, oświadczył, że ZSRR zamierza umieścić nad Ziemią stałą stację orbitalną z załogą ludzką i w ciągu najbliższych 12 miesięcy wysłać na orbitę okołozemską kolejny pilotowany statek kosmiczny. Szatałow (który już trzykrotnie latał w Kosmos) stwierdził, że Związek Radziecki przygotowuje nowe, doskonalsze aparaty automatyczne do badania Księżyca, Marsa, Wenus i innych planet. Szatałow dał do zrozumienia, że ZSRR wyśle kosmonautów na Księżyc dopiero po wszechstronnych przygotowaniach, gdy taka wyprawa będzie mogła dostarczyć nauce informacji, których nie mogą zapewnić stacje automatyczne.

● ZSRR zaproponował lotnictwu Chile zakup 25 samolotów MiG-21 wraz z częściami zamiennymi za około 15 mln dol.

SZYBOWNICTWO

● Zgromadzenie Ogólne Międzynarodowej Naukowo-Technicznej Organizacji Szybowcowej OSTIV postanowiło zaprzęść nadawania nagrody OSTIV dla najlepszego szybowca, klasy standard. Ustalono natomiast, że będzie przyznawana nagroda OSTIV za wybitne osiągnięcia w konstrukcji szybowców.

● Angielskie wydawnictwo Jane's Yearbooks na zamówienie OSTIV ma wydać 3 tom publikacji OSTIV „The World's Sailplanes” (Szybowce świata), w którym będą zamieszczone opisy szybowców z lat 1963—1973 oraz wcześniejszej konstrukcji, lecz dotychczas produkowane seryjnie.



INDIE

● Wytwórnia Hindustan Aeronautics (HAL) rozpoczęła budowę prototypu samolotu Gnat 2, który różni się od znajdującego się w produkcji samolotu Gnat 1 integralnymi zbiornikami paliwa, które mieszczą dodatkowo 300 l paliwa uprzednio zabierane w 4 zbiornikach podwieszanych. Umożliwia to samolotowi Gnat 2 wykorzystanie czterech podskrzydłowych punktów podwieszania do zabierania uzbrojenia. Prototyp samolotu ma być oblatany w połowie 1973 r.

● Wytwórnia HAL rozpoczęła już licencyjną produkcję 150 francuskich śmigłowców SA-315B Lama, które specjalnie dobrze nadają się do lotów w wysokich górach. Początkowa produkcja polega na montażu śmigłowców z części francuskich. Pierwsze śmigłowce już zostały zmontowane.

● Przemysł lotniczy Indii (HAL) zatrudnia 37 000 pracowników w swych 11 wytwórniach. Największy jest zakład w Bangalore, zatrudniający 21 000 osób. Indyjski przemysł lotniczy zbudował dotychczas 200 lekkich samolotów myśliwskich Gnat, 70 samolotów myśliwskich HF-24 Marut, 30 z zamówionych 150 odrzutowych samolotów szkolno-treningowych HJT-16 Kiran, 45 samolotów pasażerskich HS-748, 120 samolotów myśliwskich MiG-21FL, 14 treningowo-bojowych MiG-21 UTI oraz 85 Alouette 3. W próbach znajdują się prototypy samolotów: rolniczego HA-31 Mk2 oraz trolejowego szkolnego Revathi 2.



NRF

● Wytwórnia Messerschmitt-Bölkow-Blohm (MBB) opracowuje przeciwzłogową odmianę śmigłowca Bo-105 oznaczoną Bo 115.

● Firma Air-Metall Flugzeugbau rozpoczęła budowę prototypu 20-miejscowego samolotu lokalnej komunikacji AMC-111 napędzanego dwoma silnikami Astazou XVI po 1060 KM. Samolot przeznaczony jest do budowy z dostarczanych elementów w krajach uruchamiających u siebie produkcję lotniczą. Przewidywana produkcja ma wynieść co najmniej 350 sztuk.

● Wytwórnia Glasflügel wyprodukowała już 350 szybowców Libelle Standard. Obecna produkcja wynosi 8 szybowców Libelle Standard na miesiąc, czyli około 100 rocznie. Szybowiec H-301 Libelle był oblatany w 1964 r. a do zakończenia jego produkcji w 1970 r. zbudowano 100 sztuk. W 1967 r. powstał szybowiec H-201 Libelle Standard. Obecnie produkowana wersja nosi oznaczenie H-201B. W

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Rozwój produkcji śmigłowców na świecie

Seryjną produkcję śmigłowców rozpoczęto w 1943 r. W 1947 r. użytkowano około 200 śmigłowców, a obecnie ponad 24 000 sztuk, co stanowi około 12% wszystkich statków latających na świecie.

Śmigłowców cywilnych jest około 4700 na świecie (bez krajów socjalistycznych), z czego ponad 3000 w USA i około 700 w Kanadzie (łącznie w Ameryce Północnej ok. 80% wszystkich śmigłowców cywilnych). Przewiduje się, że w 1980 r. będzie na świecie około 7500 śmigłowców cywilnych, z czego ponad 5000 w USA. Śmigłowców wojskowych jest na świecie (bez krajów socjalistycznych) około 20 000, z czego około 16 000 w USA (niektóre źródła podają dla USA liczby znacznie wyższe, rzędu 18 000). W Brytanii ma ponad 1100 śmigłowców wojskowych, a wszystkie pozostałe kraje niesocjalistyczne łącznie około 3000. Śmigłowce wojskowe używane są przede wszystkim przez armię lądową (ok. 80%), następnie marynarkę (15% lub więcej), a w najmniejszym stopniu przez siły lotnicze (5 do 10%). Wzrost liczby śmigłowców wojskowych jest znacznie szybszy niż śmigłowców cywilnych, wynosi ona obecnie około 1500 rocznie, a więc zwiększa się o około 9% rocznie. Warto zauważyć, że 3/4 statków latających to lekkie samoloty sportowe i szybowce, a około 1/4 — to wojskowe. W wyniku tego śmigłowce stanowią poważny procent wojskowego sprzętu latającego — bo w zależności od kraju — 20 do 45%. Główną przyczyną zwiększania liczby śmigłowców w wojsku jest ich duża przydatność jako środka transportu. Transport jest bowiem jednym z kluczowych problemów armii. Dlatego większość ruchomych środków ataku jak koń, pojazd

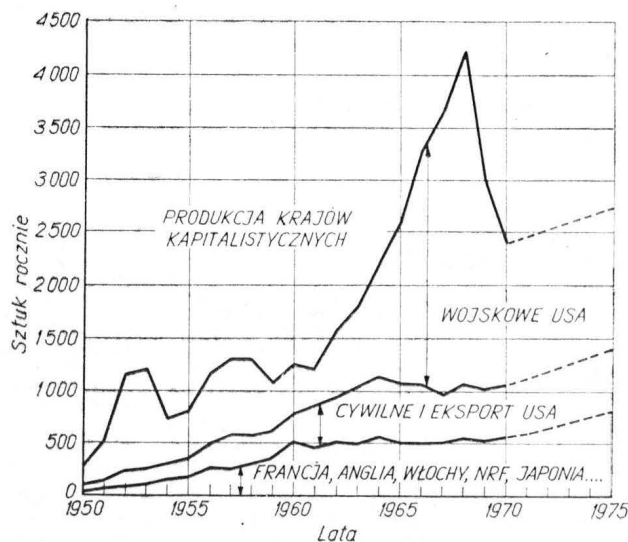
naziemny, statek morski czy statek latający po okresie swej świetności, jako broń uderzeniowa, przeżywa następny okres świetności jako środek transportu.

Produkcja śmigłowców

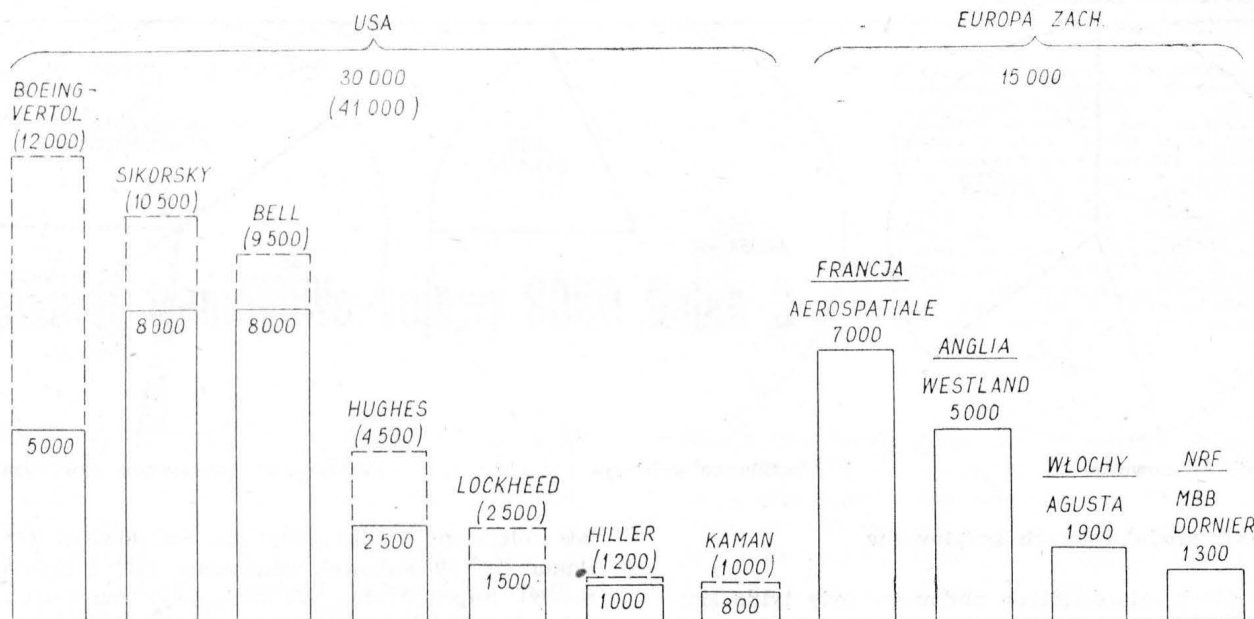
W pierwszych latach po II wojnie światowej wytwórci pracowali nad zbudowaniem udanych typów śmigłowców, a równocześnie zapotrzebowanie na śmigłowce było jeszcze nieduże. Był to okres zapoznawania przyszłych odbiorców z zaletami śmigłowca. W 1951 r. światowa produkcja śmigłowców wynosiła ok. 350 sztuk rocznie. Wojna koreańska spowodowała wzrost produkcji w USA do 1000 rocznie w latach 1952—53. Choć w latach 1954—55 produkcja śmigłowców wojskowych spadła do około 440 rocznie, jednak produkcja (bez krajów socjalistycznych) wynosiła ponad 750 sztuk rocznie. W latach 1956—61 produkcja ta wynosiła ok. 1200 rocznie. Wojna w Wietnamie spowodowała zarówno wzrost produkcji, jak i wzrost nakładów na nowe konstrukcje i badania. Produkcja USA wzrosła w latach 1963—1968 z 1266 do 3699 śmigłowców rocznie (w tym około 500 cywilne i eksport, a reszta — wojskowe). Rozwój bazy produkcyjnej i wzrost niezawodności śmigłowców przyczynił się do zwiększenia liczby cywilnych nabywców. Prócz USA produkcję śmigłowców rozwinęły W. Brytania i Francja, a następnie na licencjach Włochy, NRF i Japonia. Dla pełnego obrazu produkcji śmigłowców na świecie należy dodać, że wśród państw socjalistycznych produkcję tę, prócz Związku Radzieckiego, podjęły na licencji radzieckiej Polska i Chiny.

Zmniejszenie wydatków USA na wojnę w Indochinach dało w wyniku spadek produkcji śmigłowców wojskowych w USA z 3177 w 1968 r. do 1242 w 1970 r. Tym samym produkcja śmigłowców na świecie spadła do ok. 2000 rocznie, czyli z 4200 w 1968 r. do 2350 sztuk w 1970 r.

Wykres pokazuje, że po gwałtownych koniunkturalnych wzrostach produkcji (np. z powodu zbrojeń i działań wojennych) następuje spadek produkcji. Produkcja nie spada jednak poniżej 55% wartości szczytowych, a ze względu na rozwiniętą bazę produkcyjną, która usilnie zabiega o nabywców, wkrótce osiąga 3/4 wartości maksymalnej i nadal rośnie. Przedstawienie rozwoju produkcji na wykresie logarymicznym pozwala stwierdzić, że roczny wzrost produkcji śmigłowców na świecie jest w przybliżeniu stały i wynosi około 7,5%. Należy stąd wnioskować, że roczna produkcja śmigłowców na świecie powinna przy prognozie pesymistycznej przekroczyć 3000 sztuk w 1975 r., a 4000 sztuk w 1980 r., zaś przy prognozie optymistycznej liczby te mogą być o około 1000 sztuk większe.



Światowa produkcja śmigłowców 1950—1975



Zatrudnienie w głównych wytwórniach śmigłowców

Uwaga: W nawiasach podano liczby dla szczytowej produkcji w 1968 r.

Ekspert i import śmigłowców

Ekspert śmigłowców na świecie (bez krajów socjalistycznych) wynosi około 20% produkcji, tj. ok. 600 sztuk rocznie. Głównymi eksporterami są: USA (ponad 70%), Francja (ok. 18%), Włochy (9%) i W. Brytania (3%).

Z ogólnej liczby eksportowanych śmigłowców 2/3 przypada na śmigłowce wojskowe, a 1/3 na cywilne. Blisko 70% eksportowanych śmigłowców to śmigłowce lekkie, 20% — to średnie, a 10% — ciężkie. Głównymi importerami są Kanada (ponad 15%) i NRF (14%), następnie Japonia (6%) i W. Brytania (6%). Udział następujących 15 krajów w imporcie wynosi po ok. 2—3%. Pozostałe kraje świata importują bardzo mało śmigłowców.

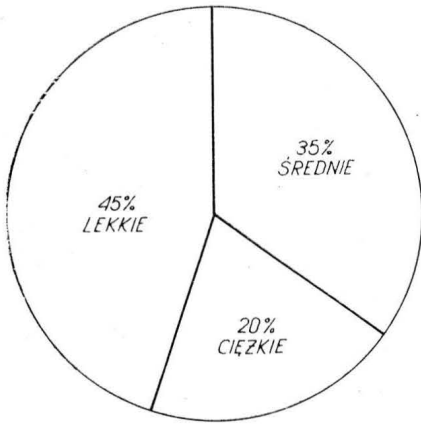
Główne wytwórnie śmigłowców

Najwięcej śmigłowców, bo około 20 000 w okresie powojennym (do 1971 r. — 17 tys. szt.) zbudowała amerykańska wytwórnia Bell zatrudniająca obecnie 8000 pracowników (w 1968 r. — 9500 pracowników). Wytwórnia ta produkuje śmigłowce lekkie i średnie. W zależności od zamówień ich produkcja roczna wynosi 300—900 sztuk. Amerykańska wytwórnia Sikorsky zatrudniająca około 8000 pracowników (w 1968 r. — 10 500 pracowników) zbudowała po wojnie ponad 5000 śmigłowców (4000 nie licząc produkcji licencjobiorców) średniej wielkości. Roczna jej produkcja wynosi 250—800 szt. Wytwórnia Boeing-Vertol wyprodukowała w tym okresie ponad 2100 śmigłowców ciężkich. Wytwórnia ta zatrudnia około 5000 pracowników (w 1968 r. — 12 000 pracowników). Roczna produkcja tej wytwórni wynosi 40—150 śmigłowców. Ponadto w USA istnieją trzy mniejsze wytwórnie śmigłowców: Hughes, Hiller i Kaman. Wytwórnia Hughes od 1957 r. wyprodukowała około 3500 śmigłowców lekkich, lecz zbyt na jej wyroby ostatnio poważnie spadł. Zatrudnia ona 2500 osób, a w 1968 r.

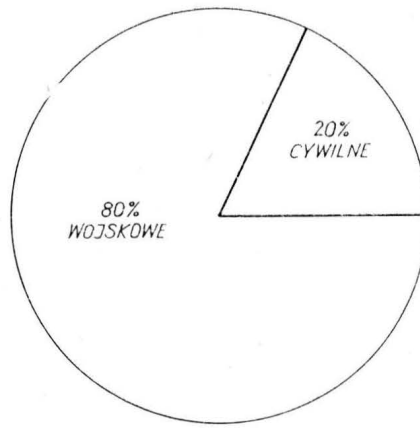
zatrudniała 4500. Wytwórnia Hiller zbudowała od 1952 r. ponad 2000 lekkich śmigłowców, lecz obecnie ma niewielką produkcję. W 1968 r. zatrudnienie wynosiło 1200 osób, lecz od tego czasu wyraźnie zmalało. Wytwórnia Kaman zbudowała około 600 śmigłowców średniej wielkości. Zatrudnienie w tej wytwórni wynosiło 1000 osób w 1968 r., a obecnie jest mniejsze. Wytwórnia Lockheed zbudowała niedużą serię śmigłowców i obecnie nie prowadzi produkcji, a tylko prace rozwojowo-badawcze. W 1968 r. zatrudnienie w niej wynosiło 2500 osób, a obecnie jest znacznie mniejsze. Należy pamiętać, że w liczbę śmigłowców zbudowanych przez wytwórnie amerykańskie wliczone są śmigłowce budowane na licencji w innych krajach.

W Europie zachodniej największą wytwórnią jest francuska Aerospatiale (dawniej Sud Aviation) zatrudniająca 7000 osób. Zbudowała ona 2600 śmigłowców, głównie lekkich. W ostatnich latach jej produkcja wzrosła z 200 do 300 śmigłowców rocznie. Angielska wytwórnia Westland zatrudnia około 5000 osób. Jej roczna produkcja wynosi około 180 śmigłowców lekkich, średnich i ciężkich. Część tej produkcji to konstrukcje licencyjne. Włoska wytwórnia Agusta, zatrudniająca 1900 osób, zbudowała 2000 śmigłowców na licencji wytwórni Bell. Roczna produkcja Agusty wzrosła w ostatnich latach z 90 do około 180 rocznie. W NRF wytwórnie MBB i Dornier zatrudniają 1300 osób przy produkcji licencyjnej amerykańskich śmigłowców. Produkcja jest rzędu 100 śmigłowców rocznie. W Japonii cztery wytwórnie łącznie budują 50—60 śmigłowców rocznie na licencji amerykańskiej. W pozostałych krajach, jak Indie, Szwecja czy Jugosławia jedynie montuje się śmigłowce licencyjne. Obecnie Rumunia i Jugosławia przystępują do kooperacyjnej produkcji śmigłowców francuskich. W Związku Radzieckim jest duży przemysł śmigłowcowy, którego wytwórnie produkują śmigłowce średnie i ciężkie Miła i lekkie Kamowa. Polska wytwórnia WSK-Świdnik należy do jednej z trzech największych w Europie.

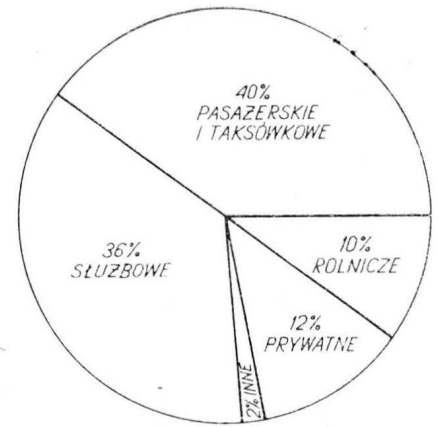
Rozwój produkcji...



Rodzaje śmigłowców



Śmigłowce wojskowe i cywilne



Zastosowanie śmigłowców cywilnych

Rodzaje produkowanych śmigłowców

W latach czterdziestych budowane były tylko śmigłowce lekkie, w 1950 r. rozpoczęto produkcję śmigłowców średniej wielkości, a w 1954 r. — śmigłowców ciężkich. W piętnastolecie 1950—1955 55% produkcji stanowiły śmigłowce lekkie, 30% śmigłowce średnie (6—14-miejscowe), a 15% ciężkie. Obecnie śmigłowce 7-miejscowe, jak Alouette III, czy Ka-26 zaliczane są już do lekkich, a 15-miejscowe Bell 205 A do średnich, zaś ciężar całkowity śmigłowców osiągnął już 100 000 kG. Wzrost zainteresowania wojska śmigłowcami małego transportu spowodował zwiększenie produkcji śmigłowców średnich.

Licząc w sztukach współcześnie produkuje się:

- śmigłowców lekkich ok. 45%
- śmigłowców średnich ok. 35%
- śmigłowców ciężkich ok. 20%

Spośród śmigłowców lekkich tłokowych najwięcej wyprodukowano Bell 47 (ok. 8000 szt.) i Hiller 12 (ponad 2000 szt.). W ostatnich latach produkcja śmigłowców tłokowych poważnie zmalała. Produkowane są one głównie dla odbiorców cywilnych (np. śmigłowce Brantly, Ka-26 itp.). W dużych seriach produkowane są lekkie śmigłowce turbinowe Hughes 269A (1670 szt.), Hughes 300 (800 szt.), Hughes 500 (ponad 1500 szt.), Alouette II (ponad 1200 szt.) i Alouette III (ponad 960 szt.). Wśród śmigłowców wprowadzonych do produkcji w ostatnich latach — uwagę zwracają Bell 206 Jet Ranger (ponad 2600 szt.), Hiller FH-1100 (250 szt.), SA-341 (zamówiono 230 szt.), Bo-105 (produkcja rozpoczęta). Średnia cena śmigłowca lekkiego wynosi 70—100 tys. dol.

Współczesne śmigłowce średnie mają napęd turbiny. Choć dotychczas przede wszystkim produkowano śmigłowce jednosilnikowe, jednak obecnie coraz większym zainteresowaniem cieszą się śmigłowce dwusilnikowe, ponieważ dwa silniki zapewniają większe bezpieczeństwo lotu.

Śmigłowców Bell-UH-1 Iroquois (Bell 204 i Bell 205) zbudowano 7000 sztuk. Śmigłowce Westland WG-13 Lynx dopiero weszły do produkcji (zamówionych około 200 szt.). W dużej serii zostały wyprodukowane śmigłowce Mi-2. Średnia cena współczesnego śmigłowca tej klasy wynosi 300—400 tys. zł.

Do śmigłowców ciężkich zalicza się zarówno 20-miejscowe (czyli zabierające ładunek ok. 2000 kG),

jak i olbrzymy o udźwigu 40 ton. Śmigłowców SA-330 Puma (16—20-osobowe) zamówiono 240, śmigłowców SA-321 Super Frelon (30-miejscowy) zbudowano około 50. Śmigłowiec Mi-8 jest 28-miejscowy; jest on w seryjnej produkcji, jak również Ka-25. Sikorsky S-61 (30-miejscowy) został zbudowany w serii 700 sztuk. Boeing-Vertol CH-47 Chinook (40-miejscowy) został wyprodukowany w liczbie 680 szt. Śmigłowców Kaman UH-2 zbudowano 200, a śmigłowców Sikorsky S-65 (40—65-miejscowy) — 250 sztuk. Budowane seryjnie śmigłowce Mi-6 są 65-miejscowe. Największy ze śmigłowców Mi-12, zabiera 35 ton ładunku. Ceny śmigłowców ciężkich wynoszą od 800 tys. do 1,5 mln dol.

Zastosowanie śmigłowców

Około 80% śmigłowców na świecie to śmigłowce wojskowe. Lekkie śmigłowce służą w wojsku jako łącznikowe i obserwacyjne. Współczesne armie lądowe zastąpiły samoloty łącznikowe i obserwacyjne śmigłowcami, które służą do łączności oraz obserwacji pola walki i kierowania ogniem artyleryjskim. Śmigłowce średnie używane są przede wszystkim jako desantowe i transportowe, następnie jako wsparcia ogniowego (uzbrojone w k.m. i pociski rakietowe), a także jako latające stanowiska dowodzenia oraz jako patrolowe i ratownicze. Średnie śmigłowce używane są również przez marynarkę wojenną. W wersji pokładowej mają z reguły podwozie z kołami, a nie płozy. Śmigłowce ciężkie służą do transportu broni pancerniej, artylerii i wojsk oraz do morskich lotów patrolowych i do zwalczania łodzi podwodnych. Bardzo ciężkie śmigłowce przeznaczone są do transportu rakiet balistycznych z magazynów do wyrzutni. Odmianą śmigłowców transportowych są śmigłowce dźwigowe.

Wypróbowywana w USA kategoria średnich dwumiejscowych szybkich śmigłowców bojowych dotychczas nie zdała egzaminu w praktyce, lecz nadal są prowadzone prace w tym kierunku.

Śmigłowce cywilne stanowią zaledwie około 20% wszystkich śmigłowców. Procent ten wzrasta dość powoli. Wśród śmigłowców cywilnych 40% to śmigłowce pasażerskie i taksówkowe należące do przedsiębiorstw przewozowych. Aż 36% stanowią śmigłowce służbowe należące do instytucji i przedsiębiorstw. Śmigłowców prywatnych jest 12%, a rolniczych 1%, czyli około 400.

Mgr inż. JERZY SWIDZIŃSKI

Samolot treningowo-bojowy SOKO Galeb 3

Jugosłowiańska wytwórnia lotnicza SOKO w Mostarze zajmuje się od wielu lat rozwojem odrzutowego samolotu szkolno-treningowego Galeb. Prototyp samolotu oblatano w 1961 r. Samolot wszedł do produkcji seryjnej i od wielu lat stanowi podstawowy sprzęt do szkolenia i treningu jugosłowiańskich pilotów wojskowych. W roku 1966 pojawiła się nowa jednomiejscowa odmiana samolotu, nazwana Jastreb i przeznaczona do zastosowań bojowych, jako lekki szturmowiec i samolot taktycznego rozpoznawania. Również i ten samolot jest produkowany seryjnie i od 1969 r. dostarczany do jednostek jugosłowiańskiego lotnictwa.

Ostatnio powstała w Zakładach SOKO nowa, rozwojowa odmiana samolotu oznaczona Galeb 3. Dwumiejscowy ten samolot łączy cechy obu poprzednich konstrukcji, może być bowiem używany zarówno do szkolenia i treningu, jak i do zadań bojowych.

Zależnie od wyposażenia i załadowania rozróżniamy cztery główne wersje samolotu. Podstawową wersją jest dwumiejscowa wersja szkolno-treningowa, wyposażona w uzbrojenie strzeleckie i zbiorniki na końcach skrzydeł, jakkolwiek do normalnych zadań zbiorniki te nie są napełniane. Po zdemontowaniu zbiorników doczepnych, części uzbrojenia strzeleckiego i tylnego fotela otrzymuje się lżejszą o 200 kG, jednomiejscową wersję treningowo-akrobacyjną. Podobnie, z podstawowej wersji szkolno-treningowej, po nalaniu 450 kG paliwa w doczepne zbiorniki na końcach skrzydeł i po zabudowie w przedniej części tych zbiorników aparatów fotograficznych, uzyskujemy dwumiejscową wersję do treningu w rozpoznaniu fotograficznym, odznaczającą się dużym zasięgiem. Najcięższą wersją jest jednomiejscowa

W artykule opisano konstrukcję dwumiejscowego samolotu przeznaczonego zarówno do szkolenia, jak i do zadań bojowych treningu. Jest to nowa odmiana samolotu, która łączy rozwiązania konstrukcyjne dawniej produkowanych samolotów Galeb i Jastreb. Galeb 3 może być stosowany w różnych wersjach: szkolno-treningowej (dwumiejscowej), treningowo-akrobacyjnej (jednomiejscowej), treningowej do rozpoznawania fotograficznego w dużym zasięgu, szturmowej (jednomiejscowej) oraz innych. Jest to łatwy w eksploatacji, lekki, tani samolot szkolno-bojowy.

wersja szturmowa, która oprócz pełnego zapasu paliwa (1200 kG) ma amunicję do uzbrojenia strzeleckiego oraz podwieszane uzbrojenie zewnętrzne o ciężarze ok. 600 kG (ciężar ten można zresztą nieco zwiększyć pod warunkiem nieprzekroczenia maksymalnego ciężaru w locie 4820 kG).

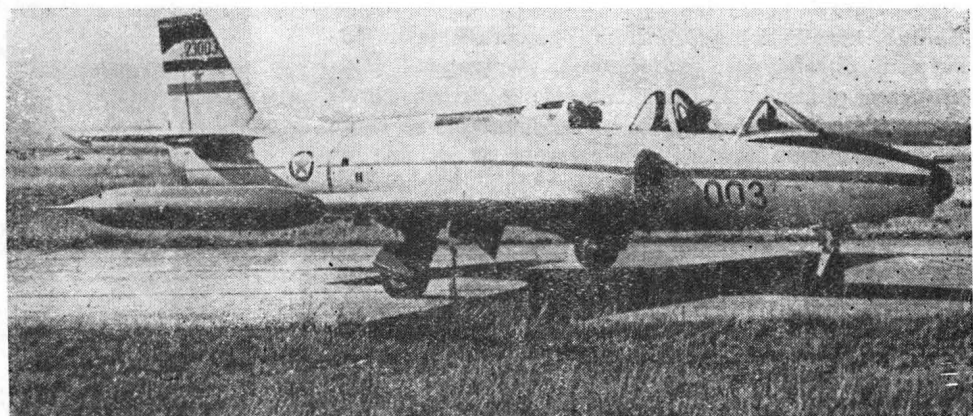
Opisane wersje nie wyczerpują możliwości zastosowań samolotu. Wyposażenie w zaczep do holu pozwala wykorzystać samolot do holowania celów ruchomych. Odpowiednio uzbrojony samolot może służyć nie tylko do udziału w walkach naziemnych, ale również do zwalczania niektórych celów powietrznych, jak śmigłowce, samoloty transportowe itp., odciążając od tych zadań samoloty myśliwskie.

W porównaniu do poprzednich odmian Galeb 3 różni się głównie wzmocnioną strukturą, silnikiem o większym ciągu, nowocześniejszym wyposażeniem oraz większym udźwigiem uzbrojenia. Poprawiono również dostępy do istotnych elementów wyposażenia oraz podniesiono trwałość ważnych elementów struktury nośnej.

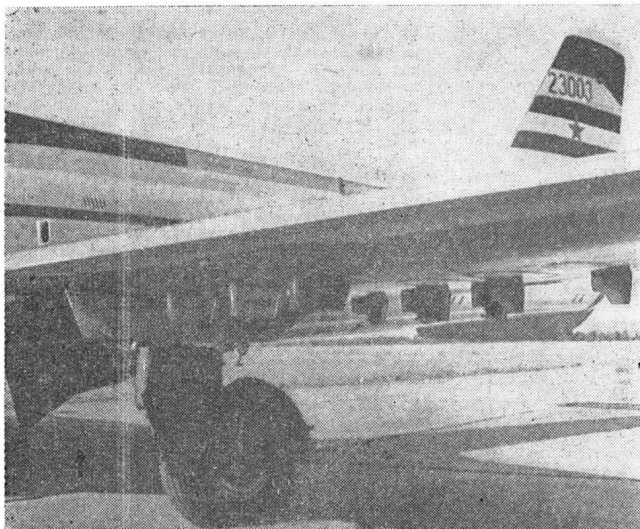
Galeb 3 znajdzie prawdopodobnie zastosowanie nie tylko w Jugosławii. Ma on duże szanse wejść na rynki światowe, zwłaszcza w krajach rozwijających się, gdzie od dawna istnieje zapotrzebowanie na lekki, tani i łatwy w eksploatacji samolot szkolno-bojowy.

Konstrukcja samolotu

Samolot Galeb 3 jest dwumiejscowym, jednosilnikowym, wolnonośnym dolnopłatem konstrukcji całkowicie metalowej.



Galeb 3 na lotnisku



Wsporniki uzbrojenia podwieszanego

Płat trójdzielny składa się z części środkowej i dwóch odejmowanych części skrajnych, łączonych do części środkowej za pomocą czterech sworzni każda.

Część środkowa stanowi integralną część struktury kadłuba i składa się właściwie z dwóch dźwigarów, przedniego i tylnego, zakończonych okuciami. Części doczepne o obrysie trapezowym wykazują skrzywienie aerodynamiczne polegające na zmianie profilu z NACA 64A 213,5 u nasady na NACA 64 A212 na końcach, przy długościach cięciw odpowiednio 2,37 i 1,40 m. Kąt skosu mierzony na 25% cięciw wynosi $4^{\circ}19'$, kąt wzniosu $1^{\circ}30'$, kąt nastawienia względem osi kadłuba 0° . Konstrukcja części skrajnych dwudźwigarowa, z pracującym pokryciem duralowym wzmocnionym żebrami i podłużnicami o przekroju L (kątownikami). W miejscu zabudowy goleni podwozia głównego struktura skrzydła wzmocniona jest dodatkowym dźwigarkiem. Na końcach dźwigarów znajdują się okucia mocowania zbiorników doczepnych, które w przypadku niemontowania zbiorników, mogą być zakryte opływową końcówką skrzydła. Lotki bezszczelinowe, sterowane bezpośrednio (bez wspomaganiania), konstrukcji jednodźwigarowej, z pracującym pokryciem. Na lewej lotce zabudowana jest ruchoma klapka wyważająca, ponadto obie lotki wyposażone są w klapki stałe (wyginane na ziemi). Klapki szczelinowe z niewielkim efektem poszerzenia, wychylane hydraulicznie, bezstopniowo. Maksymalne wychylenie (do lądowania) wynosi 50° , a zalecane wychylenie do startu — 20° . Konstrukcja klap jednodźwigarowa z pracującym pokryciem.

Kadłub, konstrukcji półskorupowej z pracującym pokryciem duralowym wzmocnionym wręgami i podłużnicami (kątownikami), składa się z dwóch głównych części, przedniej i tylnej. Przednia, główna część kadłuba zawiera kolejno: umieszczone w dziobie uzbrojenie strzeleckie, podwozie przednie, kabiny załogi, zbiornik główny paliwa oraz zespół napędowy. Dźwigary centralnej części skrzydła i rozwidlony kanał zasilania silnika powietrzem stanowią integralne elementy tej części kadłuba. Pod przednią częścią kadłuba zabudowane są również płyty hamulców aerodynamicznych, uruchamianych hydraulicznie. Tylna część kadłuba stanowi wspornik ustrzenia i owiewkę przedłużonej rury wylotowej silnika. Część tylna

łączy się z częścią przednią za pomocą czterech sworzni. Płaszczyzna podziału mieści się tuż za krawędzią spływu skrzydła. Odlączenie tylnej części kadłuba stwarza wygodny dostęp do silnika i mieszczącego się obok wyposażenia. Poza tym pokrycie kadłuba zaopatrzone jest w wiele pokryw i wzierników — największy przed wiatrochronem — ułatwiających dostęp do obsługi rozmieszczonych w kadłubie elementów wyposażenia. Kabina załogi z miejscami usytuowanymi w tandem wyposażona jest w podwójny układ sterowania oraz w fotele wyrzucane typu Folland 1 B. Fotele mają urządzenia przyciągające nogi pilota przed skokiem i posiadają integralne instalacje tlenowe z dziesięciominutowym zapasem tlenu. Osłona kabiny czteroczęściowa składa się z wiatrochronu, dwóch części ruchomych i nieruchomej części pośredniej. Przednia szyba wiatrochronu jest płaska, ze szkła warstwowego, odpornego na uderzenia ptaków. Szyba wyposażona jest w podwójny system nadmuchu, wewnętrzny do usuwania zamglenia i zewnętrzny do zdmuchiwania wody deszczowej. Części ruchome osłony odchylane są do wsiadania w prawą stronę, specjalny zamek hydrauliczny pozwala na zablokowanie każdej z osłon w dowolnie wychylonym położeniu. W razie awarii obie ruchome części osłony mogą być odrzucone. Kabina jest szczelna, ale nie ciśnieniowa. Urządzenie klimatyzacyjne z turbochłodziarką (Air Cycle Turbine-Fan Cooling System) zasilane powietrzem upustowym z silnika dostarcza chłodne lub ciepłe powietrze, zależnie od potrzeby.

Powietrze upustowe służy również do zasilania ubiorów przeciwprzeciążeniowych pilotów. Kabina jest ponadto wyposażona w instalację tlenową, umożliwiającą loty na dużych wysokościach. Butle tlenowe mieszczą się w dziobowej części kadłuba. Przyrządy pokładowe do lotów bez widoczności, identyczne są w obu kabinach: wskaźnik pilotażowy, wskaźnik kursu, wskaźnik radio-magnetyczny, busola magnetyczna, prędkościomierz, chyłomierz i zakrętomierz, wysokościomierz, wskaźnik radiowysokościomierza, wariometr, wskaźnik markera radiolatarni, przeciążeniomierz, zegar czasowy, obrotomierz, paliwomierz, manometr oleju, termometr gazów wylotowych; wskaźniki położenia klap i podwozia, manometr instalacji

Otwarte osłony kabiny załogi



Samolot treningowo-bojowy...

hydraulicznej oraz tablica świateł sygnalizacyjnych ostrzegawczych. Pierwsza kabina jest przeznaczona dla ucznia oraz do lotów solo, gdyż jest wyposażona w tablicę sterowania bronią pokładową i półautomatyczny celownik groskopowy.

Usterzenie wolnonośne. Zarówno statecznik poziomy, jak i pionowy demontowane. Konstrukcja obu stateczników dwudźwigarowa, z pokryciem pracującym wzmocnionym żebrami i podłużnicami omegowymi (omegówkami). Stery konstrukcji jednodźwigarowej z pokryciem pracującym, wzmocnionym. Połówki steru wysokości identyczne i wymienne, odciażone masowo i wyposażone w klapki wyważające. Zakończenie statecznika pionowego, w którym mieści się antena radiostacji UKF oraz górna część steru wysokości, wykonane z laminatu szklanego.

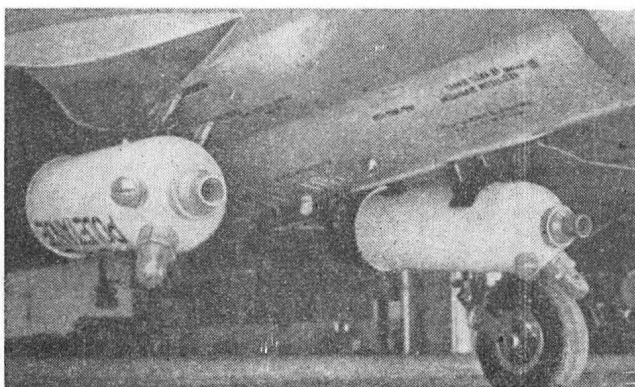
Sterowanie zdwojone (dwuster), bez wspomaganie. Sterowanie ręczne wykonane w postaci dźwągów sterowych, a nożne w postaci pedałów. Układ sterowania kierunku linkowo-rolkowy, układy sterowania podłużnego i poprzecznego — sztywne (popychaczowe). W obrębie tylnej części kadłuba ciągną sterowania przebiegają poza strukturą, pod łatwo odemowaną płetwą grzbietową. Sterowanie klapkami wyważającymi ręczne (mechaniczne), z obu kabin. Sterowanie klapkami i podwoziem hydrauliczne, za pomocą zaworów-rozdzielaczy sterowanych z obu kabin za pośrednictwem cięgieł elastycznych Teleflex. Sterowanie hamulców aerodynamicznych elektrohydrauliczne. Sterowanie zaworów paliwowych i innych, drugorzędnych urządzeń odbywa się również z obu kabin, za pomocą bądź to cięgieł Teleflex, bądź też elektrycznie.

Podwozie trójkołowe, z kołem przednim, całkowicie chowane w locie. Zespół podwozia przedniego chowa się do przodu w dziobową część kadłuba, zespoły główne do środka w przykadłubowe części skrzydeł. Układ chowania hydrauliczny. Awaryjne wypuszczenie podwozia może się odbywać grawitacyjnie po ręcznym otwarciu zamków. Golenie podwozia wolnonośne, zawieszenie kół typu wahaczowego (w podwoziu przednim pełny widelec, w podwoziu głównym — półwidelec). Amortyzatory oleo-pneumatyczne pracujące tylko na ściskanie. Hamulce na kołach głównych hydrauliczne, tarczowe. Całe podwozie zostało zaprojektowane i wykonane przez jugosłowiańskie zakłady „Prva Petoletka” w Trstenik, z wyjątkiem opon, które dostarczyła firma Dunlop.

Dane techniczne podwozia:

— rozstaw kół głównych	3,89 m
— odstęp osi	3,48 m
— wymiary kół:	
— głównych	600 × 190 mm
— przedniego	430 × 174 mm
— ciśnienie w kołach	
— głównych	4,5 kG/cm ²
— przednim	3,5 kG/cm ²

Zespół napędowy oparty jest na nowej wersji silnika Bristol Siddley Viper 20 F-20 Mk 532, o ciągu startowym 1500 kG. Jest to jednowałowy silnik turboodrzutowy o ośmiostopniowej sprężarce osiowej i jednostopniowej turbinie.



Pomocnicze raketowe silniki startowe

Dane silnika (bez pompy i prądorozrusznika):

— długość	2,16 m
— średnica	0,62 m
— ciężar	343 kG

Osiągi silnika

Warunki pracy	Startowe	Pośrednie	Ciągłe
Czas pracy [min]	20	30	nieogr.
% obrotów maksymalnych	100	98,5	95,5
Obroty [1/min]	13 760	13 554	13 141
Ciąg [kG]	1 500	1 430	1 230
Zużycie paliwa [kG/kG/h]	1,018	1,010	0,987
Temperatura gazów [°C]	698	673	624

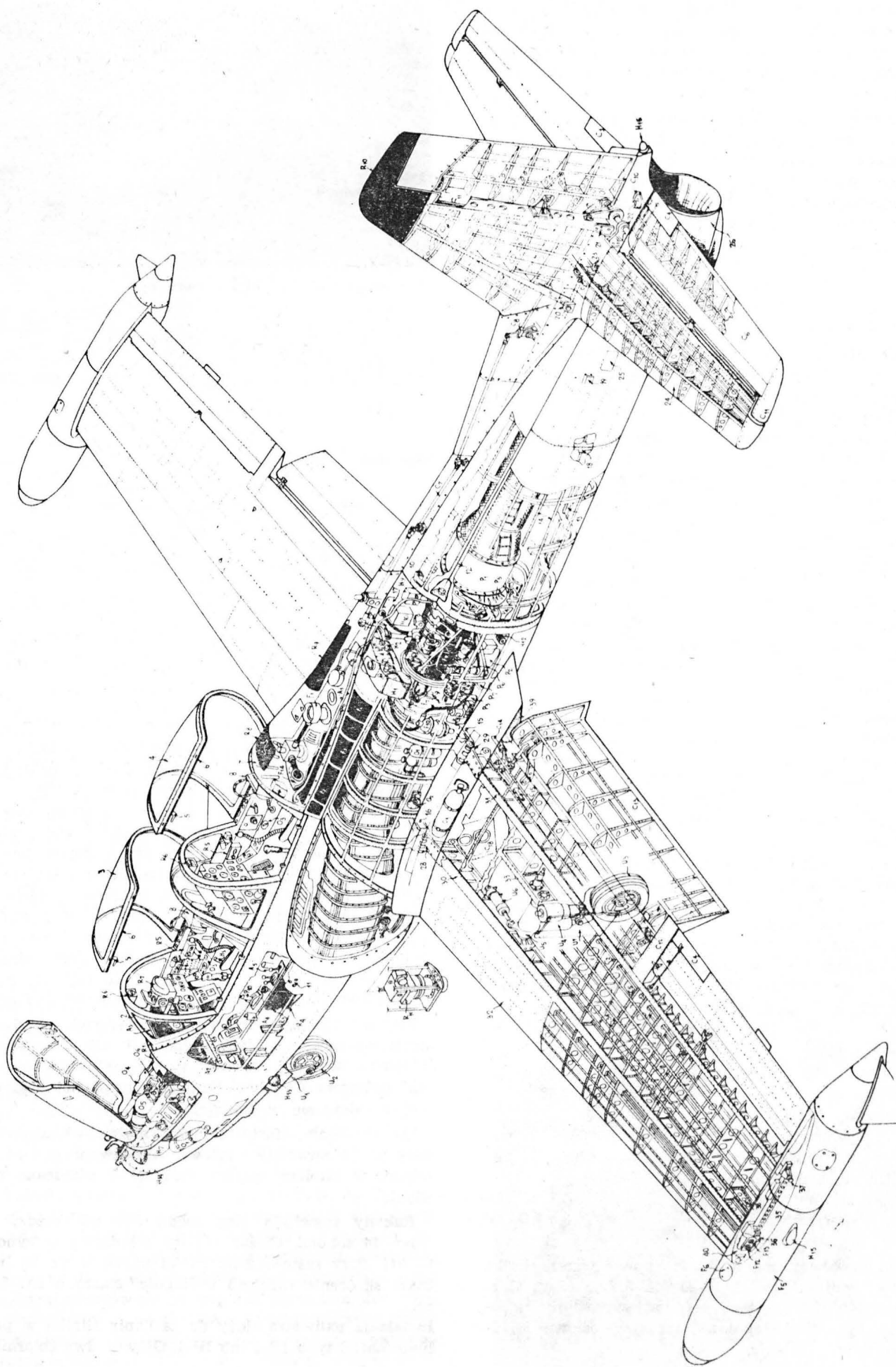
Silnik wyposażony jest w prądorozrusznik Rotax o mocy 9 kW. Rozruch może odbyć się przy zasilaniu ze źródeł lotniskowych lub autonomicznie z pokładowego akumulatora niklowo-kadmowego 24 V/40 Ah. Możliwy jest także rozruch w powietrzu do wysokości 9150 m. Silnik jest zabudowany w końcowej części przedniej kadłuba i zasilany przez widłowy kanał powietrzny z chwytami umieszczonymi po obu stronach kadłuba i zaopatrzonymi w przegrody oddzielające warstwę przyścienną. W tylnej części kadłuba mieści się przedłużająca rura wylotowa, izolowana, podobnie jak dyfuzor wylotowy silnika i dysza odrzutowa, „kołderkami” z wyłoczonej blachy ze stali nierdzewnej i izolacji krzemowej pod nazwą Refrasil.

Komora silnika podzielona jest przegrodą na dwie strefy ogniowe, z których każda jest oddzielnie wentylowana. W tylnej „gorącej” strefie znajdują się czujniki pożarowe Graviner (światło sygnalizacji pożarowej znajduje się w kabinie).

Do skrócenia startu samolot może być wyposażony w dwie rakiety startowe zabudowane pod kadłubem, w okolicy spływu skrzydeł i odrzucane po użyciu.

Rakiety rozwijają ciąg rzędu 450 kG każda, w ciągu 14 sekund. Ciężar rakiety z ładunkiem wynosi 90 kG. Przy zastosowaniu rakiet uzyskuje się na betonie skrócenie rozbiegu i długości startu o ok. 500 m.

Instalacja paliwowa służy do zasilania silnika w paliwo (naftę) typu IP-1 lub IP-4. Główne dwa zbiorniki



Przekrój samolotu Galeb 2

Struktura

- 1 — wręga przednia
- 2 — wiatrochron
- 3 — przednia osłona kabiny
- 4 — tylna osłona kabiny
- 5 — klamka
- 6 — wąż uszczelniający
- 7 — wręga tylna
- 8 — fotel wyrzucany Folland 1-B
- 9 — przegroda ogniowa
- 10 — dostęp do silnika (podział kadłuba)
- 11 — uchwyty dźwigowe
- 12 — górna podłużnica
- 13 — dolna podłużnica
- 14 — kształtowniki L (kątowniki)
- 15 — tylny dźwigar centroplata
- 16 — przedni dźwigar centroplata
- 17 — wirniki do silnika
- 18 — nakładka wzmacniająca
- 19 — szyna wspierająca rurę wylotową
- 20 — okucie przednie statecznika pionowego
- 21 — okucie tylne statecznika pionowego
- 22 — okucie tylne statecznika poziomego
- 23 — okucie przednie statecznika poziomego
- 24 — statecznik poziomy
- 25 — dostęp do termopar
- 26 — odejmowane zakończenie kadłuba

- 27 — omegówki
- 28 — okucia przedniego dźwigara
- 29 — okucia tylnego dźwigara
- 30 — dźwigar przedni
- 31 — dźwigar tylny
- 32 — nosek skrzydła
- 33 — dźwigar pomocniczy
- 34 — kątowniki
- 35 — końcówki skrzydeł
- 36, 37 — okucie mocowania zbiornika doczepnego
- 38 — dźwigar wzmacniający
- 39 — profil nasady skrzydła NACA-64 A213,5
- 40 — profil końca skrzydła NACA-64 A212

P Zespół napędowy

- P₁ — silnik
- P_{2,3} — dostęp do silnika (wzierniki)
- P₄ — odpowietrzenie komory
- P₅ — tylna ściana ogniowa
- P₆ — łożo silnika
- P₇ — podłoga duralowa
- P₈ — przepona stalowa

F Instalacja paliwa

- F₁ — gardziel wlewu
- F_{2,3,4} — zbiorniki gumowe (główne)
- F₅ — zbiornik doczepny
- F₆ — wlew zbiornika doczepnego

- F₇ — przewód zasilający
- F₈ — filtr
- F₉ — pompa paliwa
- F₁₀ — wymiennik ciepła
- F₁₁ — nadmuch zbiornika głównego
- F₁₂ — nadmuch zbiornika doczepnego
- F₁₃ — odpływ ze zbiornika doczepnego
- F₁₄ — pokrywa zbiornika głównego

C Sterowanie i usterzenie

- C_{1,2} — elementy sterowania lotkami
- C_{3,4} — klapki wyważające
- C₅ — dostęp do sterowania lotkami
- C₆ — zamienne półki steru wysokości
- C₇ — sterowanie wysokości
- C₈ — dźwignia pośrednia sterowania wysokości
- C₉ — elementy sterowane steru kierunku
- C₁₀ — dźwignia napędowa steru kierunku
- C₁₁ — przeciwcieżar
- C₁₂ — wysięgnik kłapy
- C₁₃ — kłapa wporowa
- C₁₄ — dźwignik kłapy
- C₁₅ — cięgió kłapy

A Instalacja powietrzna (klimatyzacja)

- A₁ — przewód upustu ze sprężarki
- A₂ — nadmuch na nogi

- A₃ — nadmuch wiatrochronu
- A₄ — chwyt powietrza zewnętrznego
- A₅ — zawór wentylacji

H Instalacja hydrauliczna i elektryczna

- H₁ — zbiornik cieczy hydraulicznej
- H₂ — zawór bezpieczeństwa
- H₃ — pompa
- H₄ — filtr
- H₅ — pompa ręczna
- H₆ — zasobnik ciśnienia
- H₇ — akumulator 24 V
- H₈ — prądnica
- H₉ — gniazdo zasilania lotniskowego
- H₁₀ — tablice elektryczne
- H₁₁ — główna skrzynka połączeń
- H₁₂ — zapłonnik wysokiej energii
- H₁₃ — reflektor do kołowania
- H₁₄ — reflektor do lądowania
- H₁₅ — światło nawigacyjne

O Instalacja tlenowa i broni pokładowej

- O₁ — butle tlenowe
- O₂ — zawór lądowania tlenu
- O₃ — regulator zapotrzebowania tlenu
- O₄ — n.k.m. 12,7 mm
- O₅ — butle sprężonego powietrza
- O₆ — zawór sprężonego powietrza

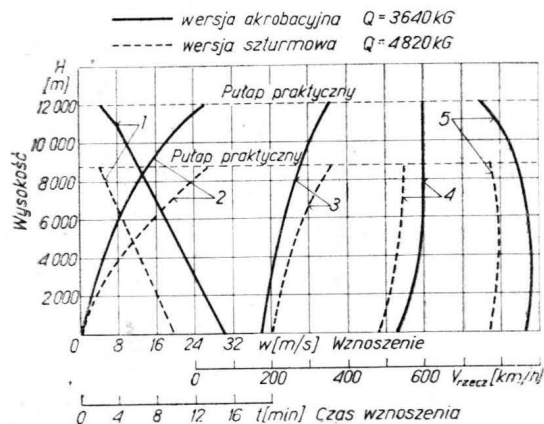
R Radio i przyrządy pokładowe

- R₁ — nadajnik
- R₂ — filtr radiostacji
- R₃ — wzmacniacz
- R₄ — wzmacniacz
- R₅ — telefon pokładowy
- R₆ — busola pomocnicza
- R₇ — celownik
- R₈ — antena ramowa radiokompasu
- R₉ — antena radiokompasu
- R₁₀ — antena radiostacji
- R₁₁ — aparat foto

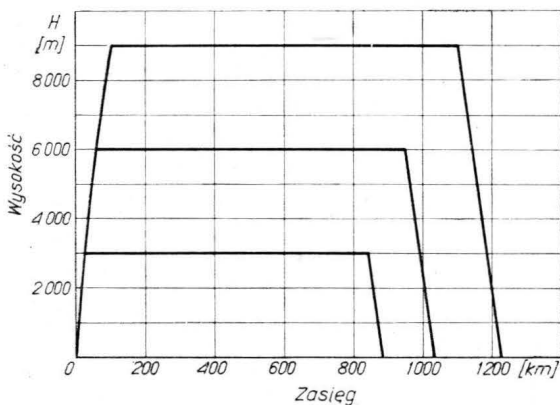
U Podwozie

- U₁ — amortyzator oleopneumatyczny
- U₂ — podwozie przednie
- U₃ — koło podwozia głównego
- U₄ — podwozie główne
- U₅ — oś chowania podwozia
- U₆ — wciągnik podwozia głównego
- U₇ — osłony podwozia

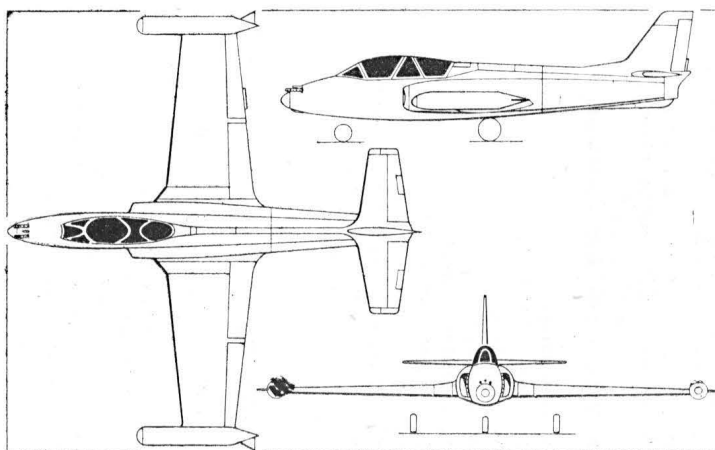
Osiągi samolotu Galeb 3 w wersji akrobacyjnej i szturmowej: 1 — wznoszenie, 2 — czas wznoszenia, 3 — prędkość przeciągnięcia, 4 — prędkość optymalnego wznoszenia, 5 — prędkość maks.



Zasięg samolotu Galeb 3 w funkcji wysokości lotu w wersji akrobacyjnej z dwoma zbiornikami doczeplonymi (ciężar całkowity 4170 kg)
Rezerwa paliwa — 160 litrów



Samolot treningowo-bojowy...



Samolot Galeb 3

typu miękkiego (gumowe) znajdują się w kadłubie, między kabiną a silnikiem. Mieszczą one łącznie 750 kG paliwa. Zbiorniki są zaopatrzone w system nadmuchu sprężonego powietrza ze sprężarki silnika, co umożliwia wyczerpywanie paliwa ze zbiorników. Oba zbiorniki mają ponadto paliwomierze typu bezpływakowego, połączone układem sumującym przekazującym na wskaźniki w kabinach zawartość paliwa w głównych zbiornikach. Przedni zbiornik wyposażony jest w centralny wlew paliwa. Tylne zbiorniki mają w dolnej części wydzieloną przestrzeń o pojemności 10 litrów, spełniającą rolę zbiornika kolektorowego. Jest on w normalnym locie stale uzupełniony paliwem, a w locie odwróconym, po zamknięciu zaworu grawitacyjnego pozwala na lot trwający 14–45 s, zależnie od warunków pracy silnika (100–80% obrotów).

W zbiorniku kolektorowym znajduje się podająca pompa paliwa. Oprócz zbiorników głównych na samolocie można zabudować doczepne zbiorniki dodatkowe o łącznej pojemności 450 kG paliwa, mocowane na końcach skrzydeł. Mają one kształt cylindrów z opływowymi zakończeniami i mogą być awaryjnie odrzucane w locie.

Zbiorniki dodatkowe nie są wyposażone w paliwomierze ani w pompy. Wyczerpywanie paliwa następuje pod działaniem nadmuchu sprężonego powietrza, a czerwone lampki w kabinie sygnalizują jego wyczerpanie się. Zbiorniki dodatkowe mają własne wlewy paliwa.

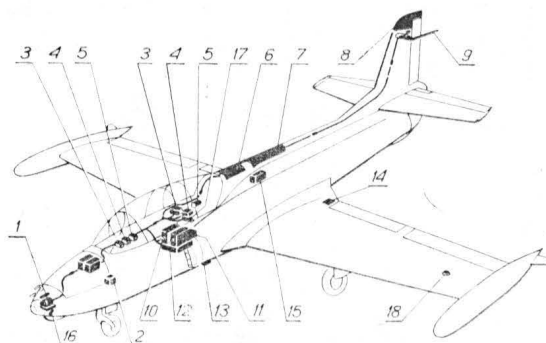
Instalacja hydrauliczna jest główną instalacją siłową samolotu i służy do wypuszczania i chowania podwozia, wychylania klap i hamulców aerodynamicznych. Pompa napędzana silnikiem głównym utrzymuje w układzie ciśnienie robocze 58 kG/cm². Akumulator hydrauliczny z przeciwnociśnieniem powietrza 18 kG/cm² pozwala w przypadku awarii silnika głównego na wykonanie wszystkich operacji niezbędnych do przeprowadzenia lądowania. Ponadto układ zawiera ręczną pompę awaryjną umieszczoną w kabinie pierwszego pilota. Układ hydrauliczny hamulców kół jest autonomiczny, niezależny od układu głównego. Układ składa się z dwóch niezależnych obwodów, lewego i prawego koła. Obwody są zasilane ze wspólnego zbiorniczka. Uruchamianie hamulców może nastąpić niezależnie z jednej lub z drugiej kabiny. Ponieważ koło przednie jest niesterowane, hamulce służą do kierowania samolotem w czasie kołowania.

Instalacja elektryczna służy do zasilania wyposażenia elektronicznego i przyrządów pokładowych, świateł pozycyjnych, reflektorów do kołowania i lądowania, oświetlenia kabiny i tablic przyrządów, a także do sterowania niektórymi agregatami. Ponadto w skład instalacji elektrycznej wchodzi układ rozruchowy silnika odrzutowego. Głównym źródłem energii w locie jest prądnica — rozrusznik prądu stałego Rotax o mocy 9 kW i napięciu 28 V, z napędem od silnika głównego. Prądnica wyposażona jest w regulator napięcia i bezpiecznik nadmiarowy. Drugim źródłem energii jest pokładowy akumulator niklowo-kadmowy 24 V, 40 Ah. Pojemność akumulatora wystarcza na wielokrotny rozruch silnika głównego. Dla zapobieżenia niepożądanym spadkom napięcia w czasie rozruchu, przewidziano pomocniczy akumulator 26,5 V, 7 Ah.

Do zasilania giroskopowych przyrządów nawigacyjnych służą dwie tranzystorowe przetwornice o mocy 250 VA każda, dostarczające prąd zmienny, trójfazowy 115/200 V, 400 Hz oraz prąd zmienny, jednofazowy 26 V, 400 Hz. Instalacja elektryczna oparta jest na osprzęcie importowanym.

Nowoczesne urządzenia elektroniczne samolotu są produkcji brytyjskiej, francuskiej i amerykańskiej. W ich skład wchodzi:

- radiostacja nadawczo-odbiorcza UKF Collins 618M-20. Zakres częstotliwości 116,000–151,950 MHz, liczba kanałów 1440, separacja 25 kHz, czas zmiany kanału 100 ms, moc wyjściowa 20 W,
- odbiornik nawigacyjny UKF/KF Collins 51 RV-2B VOR-zakres częstotliwości 108,0–117,95 MHz, liczba kanałów 180, LOC — zakres częst. 108,1–111,9 (tylko nieparzyste cz. dziesiętne), liczba kanałów 20, ścieżka schodzenia — zakres częstotliwości 329,3–335,0 MHz. Liczba kanałów 20,
- automatyczny radiokompas Marconi AD-370 B; zakres częstotliwości 190,0–179,5 kHz co 0,5 kHz,
- odbiornik markera radiolatarni Collins 51Z-4,
- radiowysokościomierz Collins A1-101



Zespół urządzeń radionawigacyjnych: 1 — platforma giroskopowa, 2 — pomocniczy wzmacniacz, 3 — pulpit sterowania radiostacją, 4 — pulpit sterowania radiokompasem, 5 — odbiornik markera radiolatarni, 6 — antena ramowa radiokompasu, 7 — antena radiokompasu, 8 — antena radiostacji, 9 — antena VOR/LOC, 10 — odbiornik nawigacyjny (VOR/LOC), 11 — radiostacja, 12 — odbiornik radiokompasu, 13 — antena markera radiolatarni, 14 — antena radiowysokościomierza, 15 — odbiornik radiowysokościomierza, 16 — antena ścieżki schodzenia, 17 — telefon pokładowy, 18 — sonda indukcyjna zdalnej busoli

Samolot treningowo-bojowy...

- telefon pokładowy Marconi ERSP 34 C
- platforma żyroskopowa SFIM 450

Na życzenie odbiorcy samolot może być dodatkowo wyposażony w 10-kanalową radiostację KF. Odbiorca może też wybrać inny bardziej mu odpowiadający zestaw urządzeń.

Większość wymienionych urządzeń znajduje się w tylnej kabine, co zapewnia wygodny dostęp obsługi. Niemal wszystkie anteny, z wyjątkiem anteny VOR, są schowane wewnątrz obrysu samolotu i nie powodują powstawania szkodliwych oporów aerodynamicznych.

Uzbrojenie samolotu składa się ze stałego uzbrojenia strzeleckiego oraz z zewnętrznego podwieszanego uzbrojenia bombowo-rakietowego. Uzbrojenie strzeleckie tworzą dwa ciężkie karabiny maszynowe kalibru 12,7 mm, umieszczone w dziobowej części kadłuba; zapas amunicji do każdego wynosi 160 nabo. Karabiny maszynowe są uruchamiane sprężonym powietrzem ze specjalnej butli umieszczonej między nimi. Zawory są sterowane elektrycznie.

Do podwieszenia uzbrojenia zewnętrznego służą dwa wyrzutniki bombowe oraz sześć wsporników pocisków rakietowych, umieszczonych pod skrzydłami.

Na wyrzutnikach bombowych można podwiesić alternatywnie:

- dwie bomby po maks. 250 kG
- dwie wiązki mniejszych bomb (łącznie maks. $2 \times \times 160$ kG)
- dwie bomby napalmowe po 150 litrów
- dwie bomby oświetlające (flary) po 45 kG
- dwie wyrzutnie pocisków rakietowych powietrze-ziemia po 12 pocisków kalibru 57 mm.

Sześć wsporników (po trzy pod każdym skrzydłem) służy do podwieszania pocisków rakietowych powietrze-ziemia kalibru 127 mm. Rakiety mogą być wystrzeliwane pojedynczo lub salwą, z opóźnieniem 0,1 s przed odpaleniem każdej następnej rakiety. Całe uzbrojenie doczepne może być zrzucone awaryjnie za pomocą jednego ruchu specjalnej dźwigni w kabine.

Do celowania uzbrojenia służy półautomatyczny celownik giroskopowy Thompson R-22, zabudowany w przedniej kabine.

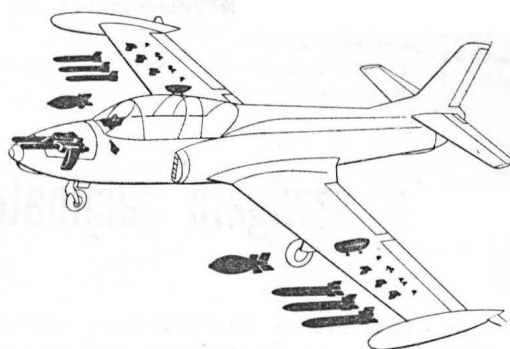
Nad zwierciadłem celownika umieszczony jest foto-karabin, co umożliwia kontrolę poprawności celowania w czasie treningu.

Do uzbrojenia można zaliczyć również aparaty fotograficzne typu A-39, służące do szkolenia i treningu w rozpoznaniu fotograficznym. Ogniskowa aparatu A-39 wynosi 10 cm, jasność 2,5. Kamery zabudowane są w pozycji pionowej, osie optyczne aparatów mogą być jednakże wychylane do przodu o 50° .

Dane techniczne

Wymiary

Rozpiętość	10,47 m
Rozpiętość ze zbiornikami	11,68 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	4,27 m
Długość	10,34 m
Wysokość	3,64 m
Powierzchnia nośna	19,5 m ²



Typowy wariant uzbrojenia samolotu Galeb 3

Wydłużenie	5,63
Powierzchnia lotek	2,36 m ²
Powierzchnia klap	2,02 m ²
Powierzchnia statecznika poziom.	3,66 m ²
Powierzchnia steru wysokości	0,83 m ²
Powierzchnia statecznika pionowego	1,34 m ²
Powierzchnia steru kierunku	0,56 m ²
Powierzchnia hamulców aerodyn.	0,34 m ²

Ciężary

	Wersja podstawowa, szkolno-treningowa	Wersja treningowo-akrobacyjna	Wersja treningowo-fotograficzna	Wersja szturmowa
Ciężar własny	2930 kG	2810 kG	2930 kG	2930 kG
Paliwo	750 kG	750 kG	1200 kG	1200 kG
Załoga	160 kG (2)	80 kG (1)	160 kG (2)	80 kG (1)
Aparaty fotogr.	—	—	25 kG	—
Amunicja	—	—	—	20 kG
Bomby	—	—	—	320 kG
Rakiety	—	—	—	270 kG
Ciężar całkow.	3840 kG	3640 kG	4315 kG	4820 kG

Osiągi

	Wersja treningowo-akrobacyjna	Wersja szturmowa
Ciężar całkowity	3 640 kG	4 820 kG
Prędkość maksymalna	870 km/h	790 km/h
— na wysokości	4 000 m	5 000 m
Prędkość przeciągnięcia:		
— konf. czysta	174 km/h	198 km/h
— pod., klapy 20°	160 km/h	185 km/h
— pod., klapy 50°	155 km/h	179 km/h
Wznoszenie $H = 0$	30 m/s	18 m/s
Pułap praktyczny	12 000 m	8600 m
Rozbieg:		
— beton	465 m	920 m
— trawa	510 m	1 035 m
Start na 15 m:		
— beton	625 m	1 090 m
— trawa	670 m	1 205 m
Lądowanie z 15 m:	przy ciężarze całkowitym	
	3 250 kG	
— beton	1 100 m	
— trawa	1 035 m	
Dobieg:		
— beton	590 m	
— trawa	530 m	

W artykule omówiono laminaty stosowane w polskich konstrukcjach, podano ich charakterystyki wytrzymałościową i sprężystą. Podano właściwości laminatu, w którym włókno szklane występuje w formie pasm rowingu oraz laminatu, w którym włókno szklane występuje w postaci tkanin o różnorodnych splotach. Szczegółowo przedstawiono sposób wykonania konstrukcji dźwigarów laminatowych. Załączone tablice zawierają przykładowo dane dla wybranych rowingów i tkanin oraz dane dla tkanin stosowanych w polskich konstrukcjach szybowcowych.

Obliczanie dźwigara laminatowego

Stosowanie laminatu w konstrukcjach szybowcowych staje się coraz powszechniejsze. Zarówno własności eksploatacyjne laminatu: odporność na wpływy atmosferyczne i stabilność kształtu, jak i dane technologiczne: łatwość kształtowania powierzchni nierozwijalnych, możliwość wprowadzania korzystnego ukierunkowania własności wytrzymałościowych, czynią go tworzywem bardzo atrakcyjnym.

Zasadniczymi elementami laminatu są nośne warstwy włókien oraz spajająca je żywica, która utwardzona chemicznie zapewnia stabilność kształtu elementów konstrukcyjnych.

Istnieje bardzo dużo gatunków włókien i żywic. Wiele z nich spełnia warunki stawiane konstrukcjom lotniczym i zdało już egzamin w praktyce. Duża różnorodność rodzajów i postaci włókien oraz żywic i ich utwardzaczy pozwala na uzyskiwanie wielu odmiennych typów laminatów o różnych właściwościach wytrzymałościowych i sprężystych, zbadanie których wymaga długotrwałych prób podstawowych. Konieczne stało się zawężenie badań do pewnych tylko kompozycji uznanych za najdogodniejsze dla potrzeb przemysłu lotniczego. Prace badawcze najszerzej prowadzone były w NRF i one stały się, po ich opublikowaniu, bazą, na której oparty został rodzimy dorobek konstrukcyjny zrealizowany w ośrodku bielsko-bialskim, którego owocem jest szybowiec Jantar. Sporo problemów rozwiązanych zostało również dzięki współpracy naszych instytucji naukowo-badawczych.

Charakterystyka wytrzymałościowa i sprężysta laminatu

Polskie konstrukcje laminatowe opierają się na tworzywie powstającym przez przesycanie włókien szklanych żywicą EPIKOTE utwardzaną utwardzaczem LAROMIN-C-260. Wynikowy materiał ma szkielec nośny szklany, żywica stanowi spoiwo. Własności wytrzymałościowe spoiwa w porównaniu z włóknem szklanym są niskie, w obliczeniach przyjmuje się więc, iż o wytrzymałości decyduje głównie szkło. Stąd jednym z istotnych parametrów laminatu jest wagiowy udział szkła w ciężarze całkowitym tworzywa.

Włókno szklane w laminacie może występować albo w formie pasm (rowing), albo w postaci tkanin o różnorodnych splotach.

Elementy z rowingu

Na rysunku 1 przedstawiono fragment pasa wykonanego z rowingu. Fragment o szerokości b , grubości δ zawiera i rowingów (w literaturze jedną wstęgę rowingu nazywa się po prostu „rowingiem”).

Pod wpływem siły rozciągającej P_r powstaje naprężenie:

$$\sigma_r = \frac{P_r}{b \cdot \delta}$$

Jednakże praktyka technologiczna wykazuje, iż grubość δ przy tej samej liczbie rowingów może być różna, zależnie od tego czy laminat formowany był swobodnie, czy użyto docisku powierzchniowego podczas procesu utwardzania. A skoro o wytrzymałości decyduje głównie ilość szkła, tak zdefiniowane naprężenie nie odzwierciedla zdolności laminatu do przyjmowania obciążeń. Dlatego konieczne jest zdefiniowanie naprężenia w postaci:

$$\sigma_r^* = \frac{P_r}{i}$$

czyli siły przypadającej na jeden rowing.

Rowing składa się z pasm, te zaś z kolei z włókien, których wytrzymałość rośnie wraz ze zmniejszeniem średnicy elementarnego włókna. Im rowing ma więcej włókien w przekroju poprzecznym, tym jest wytrzymałszy.

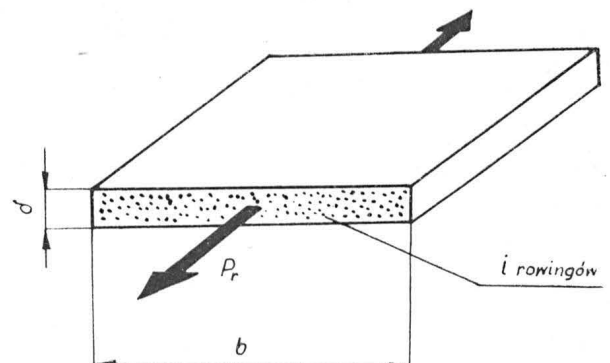
Jeżeli siła rozciągająca P_r osiągnie wartość niszczącą P_{rN} wówczas naprężenie graniczne wynosi:

$$\sigma_{rN}^* = \frac{P_{rN}}{i}$$

i wartość tę nazwano „nośnością” laminatu rowingowego na rozrywanie. Zależy ona od ilości włókien elementarnych w rowingu decydującej o jego ciężarze jednostkowym g (ciężar rowingu o długości jednostkowej). Zależność tę przedstawia wzór:

$$\sigma_{rN} = K \sigma_r^* \cdot g^*$$

gdzie: $K \sigma_r^* = \frac{\sigma_{rN}^*}{g^*}$ jest stałą nośności laminatu na rozrywanie.



1

Obliczanie dźwigara...

W katalogach rowingu podawany jest zazwyczaj *tex* czyli, ciężar 1000 m rowingu w gramach.

Analogicznie określa się stałą nośności laminatu na ściskanie:

$$K\sigma_c^* = \frac{\sigma_{cN}^*}{g^*}$$

Laminat rowingowy, podobnie jak drewno, wykazuje mniejsze wartości wytrzymałości na ściskanie niż na rozciąganie.

Moduł sprężystości podłużnej laminatu odniesiony do liczby rowingów wynosi:

$$E^* = \frac{\sigma^*}{\varepsilon}$$

i też może być wyrażony za pomocą stałej:

$$K_E^* = \frac{E^*}{g^*}$$

Przy wszystkich wielkościach dotyczących laminatu rowingowego użyto gwiazdki jako indeksu, odróżniającego je od wielkości dotyczących tkanin.

Elementy z tkaniny

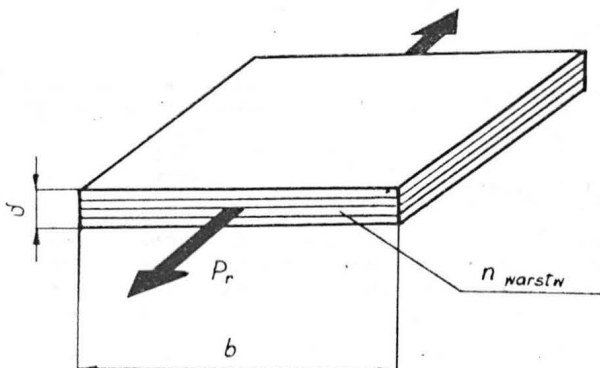
Na rysunku 2 przedstawiono element wykonany z n warstw tkaniny szklanej o szerokości b oraz grubości δ . Z powodów wspomnianych przy omawianiu laminatu rowingowego, grubość elementu nie jest reprezentatywny dla wyznaczania naprężenia. Różnice w grubościach jednowarstwowego laminatu z tkaniny zależne od technologii przesycania (z dociskiem lub bez) podano w tablicy 1 i 3.

Naprężenie w laminacie tkaninowym odnosi się więc do liczby warstw tkaniny n i wówczas:

$$\bar{\sigma} = \frac{P_r}{b \cdot m \cdot n}$$

gdzie m jest liczbą włókien tkaniny zorientowanych wzdłuż kierunku działania siły P_r , odniesioną do liczby wszystkich włókien tkaniny (w setnych). Współczynnik ten odróżnia tkaninę od rowingu, w którym wszystkie włókna skierowane są wzdłuż kierunku działania siły P_r czyli $m = 1$.

Dla tkanin o jednakowej liczbie włókien wzdłuż wątku i osnowy $m = 0,5$. Dla tkanin o wzmocnionym kierunku wzdłużnym (kierunku działania siły) $m > 0,5$.



2

Tablica 1. Niektóre tkaniny niemieckie „Interglasgewebe”

Oznaczenie	Splot	Grubość warstwy δ [mm] formowanej swobodnie pod ciśn.		Gramatura [G/m ²]
92100	plócienny	0,20	0,15	161
92105	plócienny	0,19	0,15	161
92112	plócienny	0,22	0,18	200
92115	plócienny	0,33	0,26	280
91125	krzyżowy	0,25	0,18	180
91140	atlasowy	0,42	0,27	295
92185	parkietowy	1,25	0,80	900

Tablica 2. Rowingi

Oznaczenie	Liczba pasm w rowingu	Tex [G/1000 m]
ES — 10 (niemiecki)	30	2370
ER — 2001 (polski)	30	2280
Er — 2002 (polski)	30	2280
	15	1140
	8	608
	6	455
ER — 2003 (polski)	30	2280
	15	1140
	8	608
	7	532
	6	456
ER — 2006 (polski)	30	2280
	15	1140
ER — 2011 (polski)	30	2280
	15	1140
	8	608
	7	532
	6	456

Gdy wielkość siły P_r osiąga wartość niszczącą P_{rN} naprężenie staje się nośnością laminatu:

$$\bar{\sigma}_{rN} = \frac{P_{rN}}{b \cdot m \cdot n}$$

Podobnie jak w przypadku rowingu nośność jest proporcjonalna do ciężaru jednostkowego tkaniny g (ciężar tkaniny o jednostkowej powierzchni). Proporcjonalność tę ujmują stałe:

$$\text{stała nośności na rozciąganie } K_{\bar{\sigma}_r} = \frac{\bar{\sigma}_{rN}}{m \cdot g}$$

$$\text{stała nośności na ściskanie } K_{\bar{\sigma}_c} = \frac{\bar{\sigma}_{cN}}{m \cdot g}$$

W katalogach tkanin podawana jest zazwyczaj „gramatura” czyli ciężar 1 m² tkaniny w gramach.

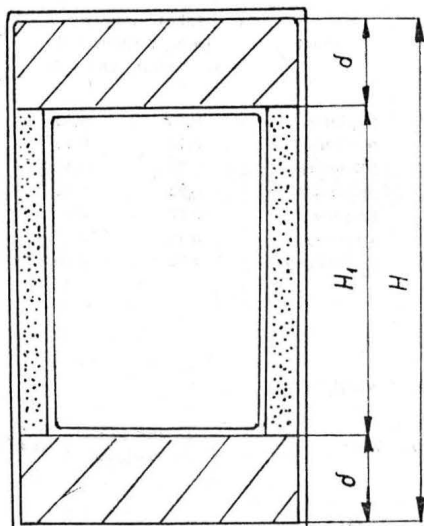
Tkanina szklana zdolna jest także do przenoszenia naprężeń tnących, przy czym wymaga uformowania takiego, aby kierunek wątku i osnowy tworzył kąt 45° z kierunkami wydatków naprężeń tnących.

Naprężenie tnące odniesione do liczby warstw tkaniny:

$$\bar{\tau} = \frac{Q}{b \cdot n}$$

gdzie Q jest siłą poprzeczną.

Obliczanie dźwigara...



3

Stała nośności na ścinanie:

$$K_{\tau} = \frac{\tau}{g}$$

Dla prawidłowo uformowanej tkaniny (kąąt 45°) wielkość udziału pracujących włókien $m = 1$, albowiem ścinanie przechodzi w rozciąganie i ściskanie wątku i osnowy.

Stałe modułów sprężystości wynoszą odpowiednio:

$$K_{\bar{E}} = \frac{\bar{E}}{m g} \quad \text{oraz} \quad K_{\bar{G}} = \frac{\bar{G}}{g}$$

Stałe nośności i sprężystości

Znajomość stałych oraz ciężarów jednostkowych (tex rowingu i gramatura tkanin) pozwala na określenie własności wytrzymałościowych i sprężystych.

Stałe nośności i sprężystości wyznaczone przez laboratorium zachodniemieckie dotyczą tkanin firmy INTERGLASGEWEGE spajanych żywicą ARALDIT E z utwardzaczem 951. Zostały one z zadowolającym wynikiem zastosowane w przypadku zestawu żywica/utwardzacz zastosowanym w budowie szybowca Jantar, celowe jest więc przytoczenie ich wartości. Należy jednak pamiętać, że mogą one służyć jedynie do wstępnego wymiarowania elementów konstrukcji i oparty na nich rachunek nie jest tak bezspornym dowodem wytrzymałościowym jak próba statyczna.

Zestaw stałych K podano w wymiarze $\left[\frac{\text{kG}}{\text{g/m}} \right]$ dla rowingu oraz $\left[\frac{\text{kG/cm}}{100\text{g/m}^2} \right]$ dla tkanin użytych jako wzmocnienie laminatu.

Stałe K dla przypadku:

1) Nośności na rozrywanie:

$$\begin{aligned} K_{\sigma_r} &= 60 \text{ rowing z włókien o grubości } 7 \mu\text{m} \\ &= 45 \text{ rowing z włókien o grubości } 9 \mu\text{m} \\ &= 60 \text{ tkanina } m \geq 0,5 \text{ z włókien o grubości } 9 \mu\text{m} \end{aligned}$$

2) Nośności na ściskanie:

$$\begin{aligned} K_{\sigma_c} &= 25 \text{ rowing przy grubości elementu } \delta = 4 \text{ mm} \\ &= 40 \text{ rowing przy grubości elementu } \delta = 12 \text{ mm} \\ &= 30 \text{ tkanina przy grubości elementu } \delta = 0,5 \text{ do } 1 \text{ mm} \\ &= 45 \text{ tkanina przy grubości elementu } \delta \geq 2 \text{ mm} \end{aligned}$$

3) Nośności na ścinanie:

$$K_{\tau} = 10 \text{ do } 15 \text{ tkanina } m = 0,5$$

4) Modułu sprężystości podłużnej:

$$K_{E^*} = 3100 \text{ rowing}$$

$$K_{E_+} = 3300 \text{ tkanina } m = 0,5$$

$$K_{E_+} = 3500 \text{ tkanina } m > 0,5$$

$$K_{E_{\times}} = 1150 \text{ tkanina } m = 0,5 \text{ (wątek i osnowa tworzą kąt } 45^\circ \text{ z kierunkiem obciążenia ścinającego)}$$

5) Modułu sprężystości postaciowej:

$$K_{G_{\times}} = 830 \text{ tkanina } m = 0,5 \text{ (wątek i osnowa tworzą kąt } 45^\circ \text{ z kierunkiem obciążenia ścinającego)}$$

$$K_{G_+} = 400 \text{ tkanina } m = 0,5, \text{ względnie rowing, kierunek obciążenia ścinającego wzdłuż kierunku włókien, przy czym decyduje tutaj wpływ nośności żywicy.}$$

Tex i gramaturę niektórych rowingów i tkanin podano w tablicach 1, 2 i 3.

Dźwigar laminatowy

Laminatowe dźwigary skrzydeł szybowców zazwyczaj wykonuje się w postaci konstrukcji skrzynkowej (rys. 3). Pasy górny i dolny mają jednakową gru-

Dokończenie na str. 23

Tablica 3. Niektóre tkaniny niemieckie „Interglasgewebe”. Dane do obliczeń laminatu

Oznaczenie	Nośności				Moduły sprężystości						Grubość warstwy δ [mm] formowanej swobodnie pod ciśnieniem		Gramatura \bar{g} [G/m ²]		
	σ_{rN+} [kG/cm]	R_{r+} [kG/mm ²]	σ_{cN+} [kG/cm]	R_{c+} [kG/mm ²]	E_+ [kG/cm kG/mm ²]		E_{\times} [kG/cm kG/mm ²]		G_+ [kG/cm kG/mm ²]		G_{\times} [kG/cm kG/mm ²]				
90070	24	34	23	33	1600	2300	920	1300	320	450	665	950	0,10	0,07	80
91110	32	32	29	29	2300	2300	1260	1260	440	440	910	910	0,17	0,10	110
92110	52	35	52	35	3450	2300	1850	1250	640	430	1340	900	0,20	0,15	161
92125	91	35	91	35	6000	2300	3200	1230	1120	430	2300	890	0,35	0,26	230
92140	130	36	130	36	8300	2300	4500	1250	1580	440	3300	910	0,50	0,36	395
92145 (rowingo-wa)	—	—	140	74	6450	3400	—	—	860	450	—	—	0,28	0,19	215

Własności mechaniczne połączeń spawanych ze stali 30HGSA o grub. do 4 mm po obróbce termicznej

Wytrzymałość doraźna materiału wyjściowego: po normalizacji 70—80 kG/mm², po obróbce termicznej 120—160 kG/mm²

Rodzaj spawania	Obróbka termiczna	Spoiwo: stal 10A			Spoiwo: stal 20HMA		
		granica wytrzymałości [kG/mm ²]	udarność [kG/cm ²]	kąt zaginania [α°]	granica wytrzymałości [kG/mm ²]	udarność [kG/cm ²]	kąt zaginania [α°]
Gazowe	wysokie odpuszczenie	55—65	6—6,5	70—80	80—90	4—4,5	60—70
	wyżarzanie izotermiczne	40—50	10—11	170—180	45—50	8—9	180
	normalizacja + odpuszczenie	60—70	10—11	140—150	65—70	7,5—8,5	90—100
Łukowe	wysokie odpuszczenie	60—70	4—4,5	60—70	80—100	3,5—4,5	50—60
	wyżarzanie izotermiczne	45—55	8—9	100—180	50—55	9—10,5	140—180
	normalizacja + odpuszczenie	65—70	6,5—7,5	50—60	70—75	9—10	40—50
Atomowo-wodorowe	wysokie odpuszczenie	50—60	8—8,5	110—130	70—90	7,5—8,5	110—120
	wyżarzanie izotermiczne	45—50	12—12,5	180	50—55	10—11	180
	normalizacja + odpuszczenie	60—70	11—11,5	120—140	65—75	8—8,5	120—140

Wytrzymałość szwu spawanego na styk bez obróbki cieplnej

Rodzaj stali	Rodzaj spoiwa	Rodzaj spawania					
		łukowe		gazowe		atomowo-wodorowe	
		grubość materiału spawanego [mm]					
		1,2	3,0	1,0	3,0	1,0	3,0
30HGSA	20HMA lub 20HGSA	110—120	100—110	90—100	80—90	85—95	75—85
	stal 10A	65—70	60—70	55—65	50—60	50—60	45—55
30HMA	20HMA	95—105	90—100	80—90	75—85	75—85	70—80
	stal 10A	60—70	55—65	50—60	45—55	45—55	40—50
20A	stal 10A	40—50	35—45	35—45	30—40	35—45	30—40

Wyniki badania punktów zgrzewanych na odrywanie dla stali 30HMA

Grubość blach zgrzewanych [mm]	Siła niszcząca na 1 punkt [kG]
1	257
2	473
3	1114

Zależność wytrzymałości na ścinanie od obróbki termicznej próbek ze stali 30HMA zgrzewanych punktowo

Grubość elementów zgrzewanych [mm]	Średnia siła niszcząca na 1 punkt [kG]	
	bez obróbki termicznej	po hartowaniu i odpuszczeniu w temp. 500°C
0,8+0,8	450	1133
1,5+1,5	862	1550
2,0+2,0	—	2766
3,0+3,0	1950	4200

Zalecane parametry zgrzewania punktowego (wymłary w mm)

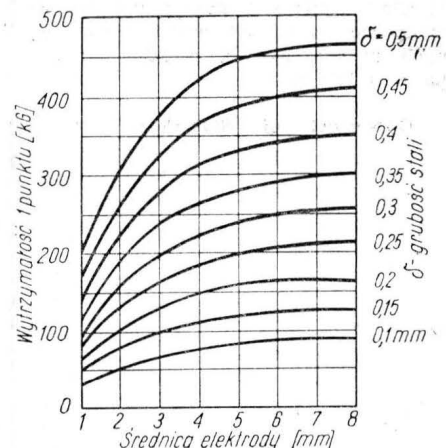
Grubość cieńszego z detali [mm]	Podziałka punktów [mm]				Minimalna odległość od środka punktu [mm]	
	stal		stopy lekkie	stopy miedzi	do brzegu elementu, w kierunku działania siły	do ścianek i przetłoczeń
	konstrukcyjna	nierdzewna				
0,5	10	8	15	10	—	—
0,8	12	10	15	12	—	—
1,0	12	10	15	14	6	8
1,2	14	12	15	14	—	—
1,5	14	12	20	16	—	—
2,0	18	14	25	20	9	12
2,5	22	16	25	23	—	—
3,0	25	18	30	26	12	18
3,5	30	20	30	28	—	—
4,0	35	22	35	30	14	25
6,0	50	32	50	43	16	30

Wyniki badania wytrzymałości dwuciętych połączeń zgrzewanych punktowo stali 30HMA

Grubość blach zgrzewanych [mm]	Siła niszcząca na 1 punkt [kG]	
	z uprzednią normalizacją	z normalizacją po zgrzewaniu
1+1+1	1660	1380
1,5+1,5+1,5	1900	2000
1,5+2,0+1,5	2270	2360
2,0+2,0+2,0	2720	2460
1,5+3,0+1,5	3120	2720
2,0+4,0+2,0	3640	2920

Wyniki badania wytrzymałości połączenia zgrzewanego punktowo blachy 30HMA na ścinanie

Grubość blach zgrzewanych [mm]	Siła niszcząca na 1 punkt [kG]	
	bez normalizacji	z normalizacją po zgrzewaniu
1+1	—	800
1,5+1,5	1954	1300
2+2	2870	1780
2,5+2,5	3618	—
3+3	—	2560



Dok. na str. 18

Obliczenie rzeczywistego ciągu statycznego zespołu śmigłosilnikowego

Do określenia podstawowych osiągnięć samolotu już w bardzo wczesnym stadium projektowania niezbędna jest znajomość rzeczywistego ciągu statycznego, jaki może dać zespół napędowy śmigło-silnik.

Ciąg ten można określić postępując się podanym tu wykresem, znając jedynie średnicę śmigła oraz moc silnika.

Oznaczenia:

- N — moc startowa silnika [KM]
- T — rzeczywisty ciąg statyczny przy $V = 0$ [kG]
- S — powierzchnia zataczana przez śmigło

$$S = \frac{\pi D^2}{4} [m^2]$$

D — średnica śmigła w metrach

Przykład obliczenia:

Dane: moc $N = 360$ KM
średnica śmigła $D = 2,6$ m

Obliczenie:

$$S = \frac{\pi D^2}{4} = 5,3 \text{ m}^2; \quad \frac{N}{S} = \frac{360}{5,3} = 68 \frac{\text{KM}}{\text{m}^2}$$

z wykresu $T/N = f \frac{N}{S}$ dla $\frac{N}{S} = 68$ odczytujemy

$$T/N = 1,86 \text{ stąd } T = \frac{T}{N} \cdot N = 1,86 \cdot 360 = 670 \text{ kG}$$

Przedstawiony wykres opracowano na podstawie pomiarów rzeczywistych ciągów statycznych śmigieł przeprowadzonych na samolotach. W tabelcy podano przykłady kilku z nich.

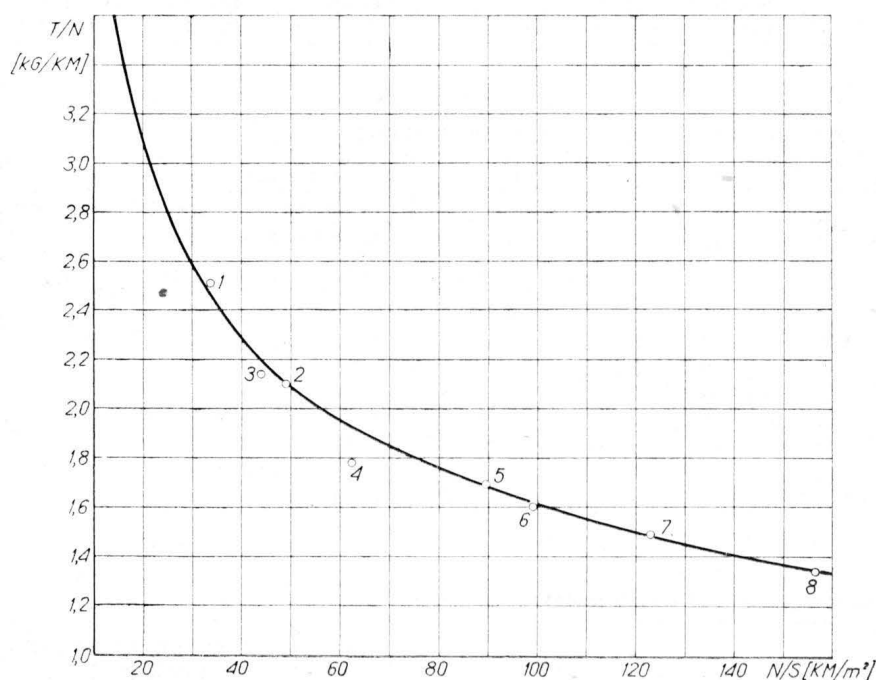
Obliczenie będzie prawdziwe przy założeniu, że ostatecznie zastosowane śmigło będzie dobrane prawidłowo, zaś jego usytuowanie względem płatowca nie będzie zbyt odstępować od typowych rozwiązań. W szczególnych przypadkach, np. przy bardzo korzystnym lub bardzo niekorzystnym ukształtowaniu maski silnika, wartości ciągów zmierzonych mogą się różnić od wartości wyliczonych podaną metodą o kilka procent na plus lub minus.

Opracował inż. Stanisław Malewski

Tabela

Samolot	Śmigło	D [m]	N [KM]	T [kG]
Wilga-2*	US-101 000	2,65	185	465
Wilga-35*	US-123 000	2,60	260	545
Gawron*	W-530-DM	2,75	260	555
Tarpan*	BILM-2 (AU-160)	2,00	195	347
Bies*	WR-1A (US-100)	2,20	340	575
AN-2*	AW-2	3,60	1000	1600
Studium	US-125 000	3,50	1180	1760
Studium	US-125 000	3,50	1500	2015

* — zmierzone wartości ciągów



Wielkości ciągu statycznego z 1 KM

Dok. ze str. 17

Zgrzewanie punktowe stali niskowęglowych i nierdzewnych

Grubość arkuszy zgrzewanych [mm]	Prąd spawania [A]	Czas [s]	Pełny cykl zgrzewania [s]	Średnica punktu [mm]	Minimalna siła niszcząca [kG]
Stale niskowęglowe					
0,5+0,5	50-70	0,5-1,0	2-3	3-4	120
0,5+1,0	70-90	1,0-2,0	3-4	4-5	150
1,0+1,0	90-130	1,0-2,5	4-5	5-7	250
1,0+1,2	90-130	1,2-2,6	4-5	6-8	300
1,5+1,5	90-110	4-7	6-9	7-9	500
1,5+2,0	90-110	6-16	8-20	8-10	600
Stale nierdzewne					
0,4+0,4	50-90	0,2-0,3	2	3-3,5	150
0,8+0,8	70-120	0,8-1,0	3	4-5	250
0,8+1,0	80-130	1,2-2,5	4	5-6	400
0,8+1,2	80-140	1,3-2,6	5	5-7	400
1,0+1,0	90-140	1,3-2,6	5	5-7	400
1,0+1,5	90-140	2,5-4	6-7	6,5-7,5	500
1,5+1,5	90-140	3-6	8-10	7-8	700
1,5+2,0	90-130	4-7	9-11	8-9,5	800
1,5+2,5	90-130	6-12	10-15	8-10	900
2,0+2,5	100-130	8-16	12-24	9-12	1200

Samolot sportowy przeznaczony do szkolenia turystyki i holowania szybowców, może też wykonywać prace rolnicze.

KONSTRUKCJA. 4-miejscowy, jedno-silnikowy, wolnonośny dolnopłat całkowicie metalowy.

Płat. Konstrukcja całkowicie metalowa. Profil NACA 63A416 (modyfikowany). Wznios $12^{\circ}30'$, kąt zaklinowania 4° . Jednodźwigarowy, wyposażony w samoczynne sloty na całej rozpiętości; lotki szczelinowe mają znaczną cięciwę. Klapa o dużej rozpiętości, kryta tak jak lotka — blachą.

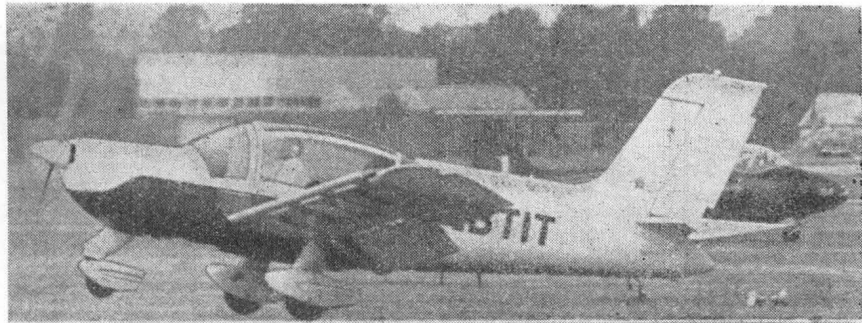
Kadłub. Konstrukcja skorupowa, całkowicie metalowa. Kabina ogrzewana i wentylowana, wyposażona w podwójne sterownice. Układ miejsc — dwa fotele z przodu i kanapa dla dwóch osób z tyłu.

Usterzenie. Wolnonośne, całkowicie metalowe, kryte blachą żłobkową, powierzchnie ruchome wyważone masowo. Na sterze wysokości duża klapka wyważająca.

Podwozie. Stałe z kołem przednim. Koła główne z hamulcami, koło przednie samonastawne. Owiewki kół laminatowe. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Przewidziana jest zabudowa nart lub pływaków.

Napęd. Chłodzony powietrzem silnik Lycoming O-360-A2A o mocy 180 KM. Śmigło stałe lub samonastawne. Zbiorniki paliwa — w skrzydłach — mają łączną pojemność 170 l, zbiornik oleju 8 l.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Rallye 893 jest wersją rozwojową samolotu Rallye Club MS-880A, oblatanego w 1959 r., znajdującego się w produkcji do chwili obecnej (wyprodukowano do początku 1972 r. 698 sztuk). Różni się od MS-880 wzmocnioną konstrukcją, większymi po-



Fot. A. Kardymowicz

wierzchniami lotek i steru kierunku, przedłużoną golenią przednią i wieloma drobniejszymi zmianami, a także zespołem napędowym. Pierwszy lot MS-893

odbył się 7.XII.64 r., certyfikat uzyskano 27.IV.1965 r. Do początku 1972 r. wyprodukowano 391 sztuk MS-893, zaś wszystkich odmian Rallye 1775 sztuk.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	9,61 m
Długość	7,15 m
Wysokość	2,80 m
Powierzchnia nośna	12,30 m ²
Ciężar własny	550 kG
Ciężar całkowity maks.	1050 kG
Obciążenie powierzchni	85,5 kG/m ²
Paliwo	170 l
Prędkość maksymalna	240 km/h
Prędkość przelotowa	226 km/h
Prędkość minimalna	92 km/h
Wznoszenie	4,0 m/s
Pułap praktyczny	3900 m
Zasięg (z pełnym paliwem)	950 km
Rozbieg	135 m
Dobieg	125 m

Osiągi podano dla maksymalnego ciężaru startowego.

A. K.

Lekki samolot wielozadaniowy typu STOL: pasażerski, transportowy, dyspozycyjny, sanitarny itp.

KONSTRUKCJA. 20-miejscowy, 2-silnikowy, górnyopłat z zastrzałami metalowej konstrukcji.

Płat. Konstrukcja metalowa 2-dźwigarowa z pojedynczymi zastrzałami. Wznios 3° . Wychylane hydraulicznie dwuszczylinowe kłapy na całej rozpiętości płata. Lotki metalowej konstrukcji wychylane również jako kłapy. Na lewej lotce elektrycznie wychylana klapka, ponadto klapki wyważające na lewej i prawej lotce. Na życzenie montowana pneumatyczna instalacja przeciwbłodzenia.

Kadłub. Półskorupowa konstrukcja metalowa. Podłoga kabiny konstrukcji przekładkowej wykonana ze stopu lekkiego. Drzwi z każdej strony kabiny pilotów. W kabine pasażerskiej 20 foteli. Z lewej strony kadłuba otwierane w dół drzwi, stanowiące schodki dla pasażerów. Na życzenie 13+20 demonstrowanych foteli oraz podwójne drzwi towarowe z lewej strony kadłuba. 2 przedziały bagażowe — za kabiną pasażerską (227 kG) oraz w nosowej części kadłuba (136 kG). Kabina ogrzewana i wentylowana.

Usterzenie. Wolnonośne metalowej konstrukcji. Statecznik poziomy o stałym kącie zaklinowania. Ręczne wychylane klapki wyważające na sterze kierunku i sterach wysokości. Na prawym sterze wysokości sprężona z klapkami klapka zapewniająca równowagę podłoża samolotu podczas wychylania i chowania klap. Na życzenie montowana pneumatyczna instalacja przeciwbłodzenia krawędzi natarcia statecznika poziomego.

Podwozie. Stałe trójkołowe z hydraulicznie sterowanym podwoziem przednim wyposażonym w amortyzator olejowo-powietrzny. Ciśnienie w oponach kół głównych 2,67 kG/cm², w oponie koła



Fot. A. Kardymowicz

przedniego 2,32 kG/cm². Podwozie główne z amortyzatorami z tworzywa sztucznego. Koła główne z hydraulicznymi hamulcami tarczowymi. Możliwość zastosowania hydraulicznie opuszczanych nart na podwoziu kołowym lub pływaków.

Napęd. 2 turbośmigłowe silniki UACL PT 6A-27 o mocy 652 KM każdy. 3-lopatowe metalowe śmigła Hartzell HC-B3TN-3D o średnicy 2,59 m ustawiane w chorągiewkę i na skok ujemny. 2 zbiorniki paliwa pod podłogą o łącznej pojemności 1446 l.

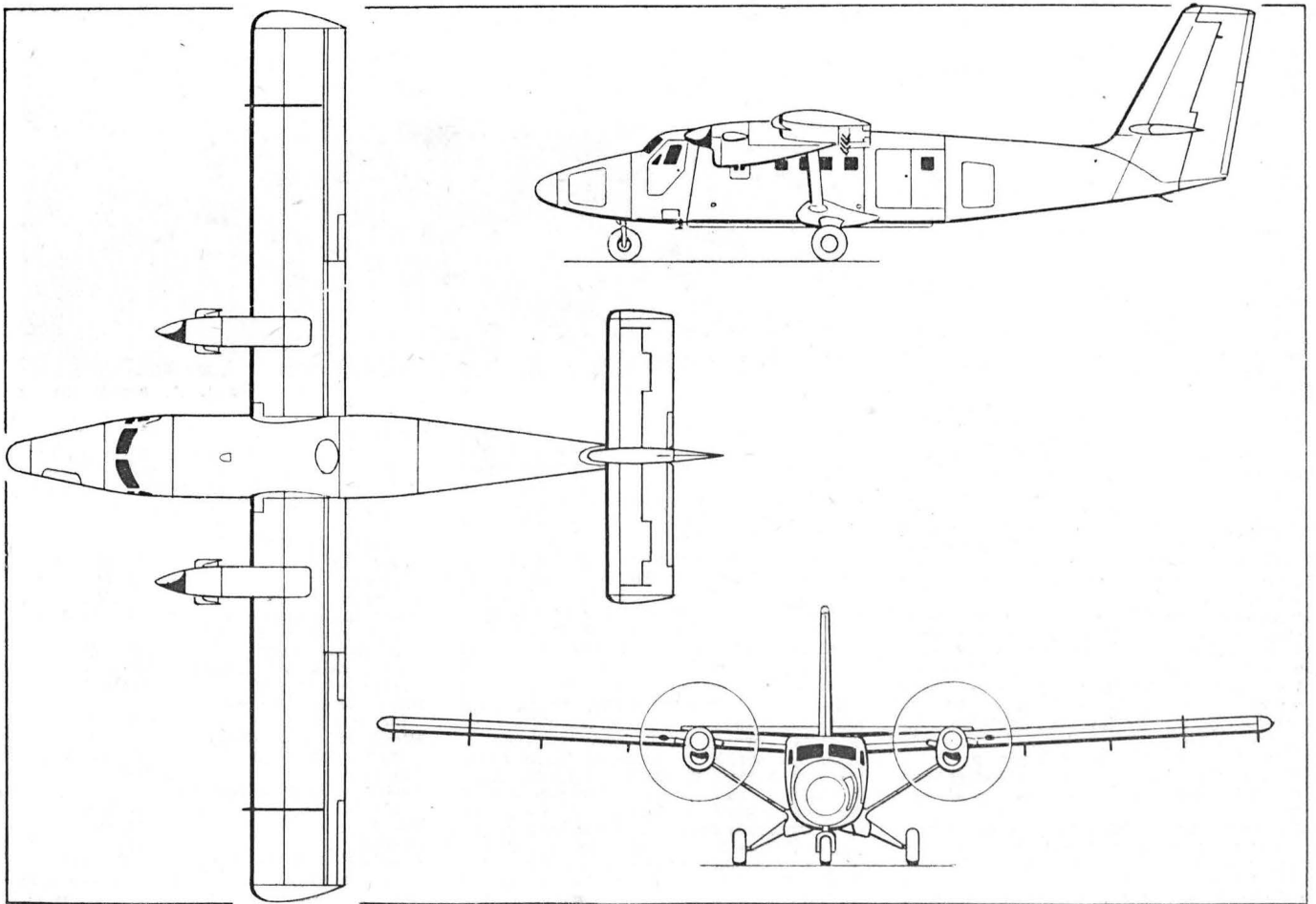
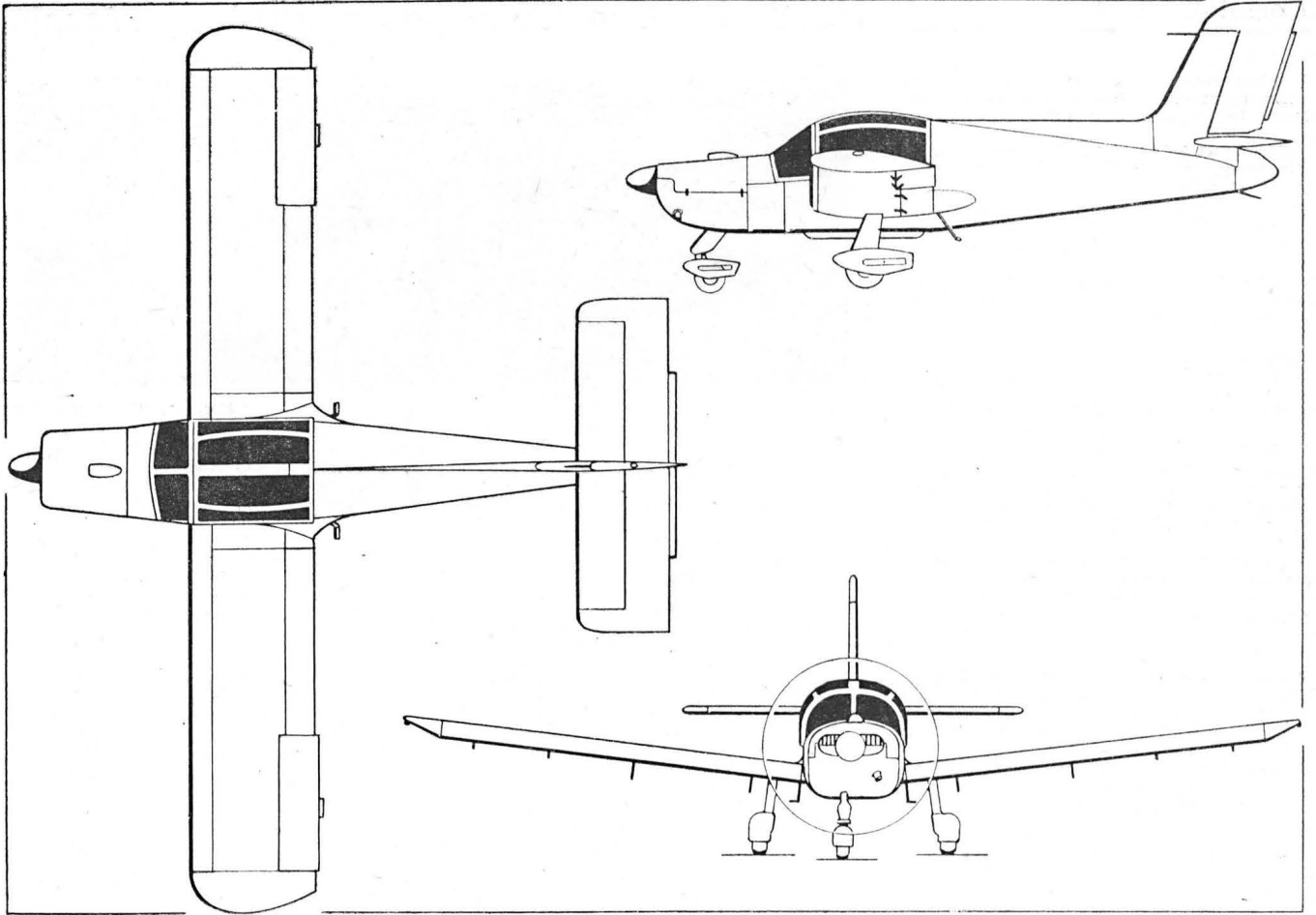
Uwagi. Cena samolotu 460 tys. dol.
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Prace projektowe rozpoczęto w styczniu 1964 r., Pierwszy prototyp oblatano 20.V.1965 r. Samoloty seryjne oznaczone Twin Otter 100 wyposażono w silniki PT6A-20. Zbudowano 115 samolotów, z których pierwszy dostarczono odbiorcom w lipcu 1966 r. W kwietniu 1968 r. rozpoczęto produkcję samolotu Twin Otter 200 z przedłużonym nosem, którego zbudowano 115 sztuk. W 1969 r. rozpoczęto dostarczać odbiorcom obecnie produkowaną wersję

Twin Otter 300 o większym ciężarze użytecznym i lepszych osiągnięciach, różniących się od poprzednich nowymi silnikami. Do 1.I.1972 r. sprzedano 340 samolotów Twin Otter.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	19,81 m
Długość	15,77 m
Wysokość	5,66 m
Powierzchnia nośna	39,02 m ²
Ciężar całkowity (20 pasażerów)	3320 kG
Ciężar całkowity maks.	5670 kG
Ciężar użyteczny	2360 kG
Prędkość przelotowa (na h = 3050 m)	338 km/h
Prędkość min. (kłapy wychylone)	108 km/h
Pułap	8140 m
Zasięg (ciężar użyteczny 1156 kG)	1277 km
Rozbieg	213 m
Dobieg	157 m
Prędkość wznoszenia	8,13 m/s

Osiągi podano dla ciężaru całkowitego 5670 kG. R. M.



Wielozadaniowy śmigłowiec wojskowy: transportowy, desantowy, wsparcia ogniowego, ratowniczy, obserwacyjny, łącznikowy, szkolno-treningowy itp.

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, jednowirnikowy śmigłowiec ze śmigłem ogonowym.

Wirnik i śmigło ogonowe. 2-łopatowy, metalowy wirnik nośny. Łopaty wymienne o zamocowaniu półsztywnym. Dźwigiary łopat wyciskane ze stopu lekkiego, pozostała ich konstrukcja z laminatu. Nad głowicą pręt ustępczający typu Bell. Dwie łopatki stałe śmigła ogonowego konstrukcji metalowej z wypełniaczem ulowym. Prędkość obrotowa wirnika głównego 294+324 obr/min.

Kadłub i usterzenie. Konwencjonalna metalowa konstrukcja półskorupowa. W przedniej części kadłuba kabina dla 2 pilotów, w tylnej kabina pasażerska (11-14 żołnierzy) lub transportowa (1759 kG ładunku). W wersji ratowniczej 6 rannych na noszach oraz lekarz. Otwierane do przodu drzwi załogi z możliwością awaryjnego zrzutu. Podwójne drzwi z każdej strony kabiny transportowej — przednia ich część otwierana do przodu lub odejmwana, tylna odsuwana do tyłu. Układ sterowania ze wspomaganie hydraulicznym. Kabina wentylowana. Na życzenie montowany hak do ładunków podwieszanych.

Podwozie. 2 płozy wykonane z rur. Można nakładać nadmuchiwane nylonowe płytki.

Napęd. Silnik turbinowy T53-L-13 o mocy 1400 KM. 5 połączonych gumowych zbiorników paliwa o łącznej pojemności 832 l. 2 dodatkowe zbiorniki paliwa w kadłubie, o pojemności 832 l każdy.

Uzbrojenie. 4 k.m. 7,62 mm oraz pociski rakietowe lub granatniki.

Uwagi. Cena śmigłowca 395 tys. dol.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Bell 205 jest wersją śmigłowca Bell 204 (oznaczenie



wojskowe UH-1, nazwa nieoficjalna Huey — oficjalna Iroquois), którego prototyp oblatano 22.X.1956 r. i dostarczono odbiorcom od 1959 r. Zasadnicza konstrukcja śmigłowca nie uległa zmianie, Bell 205 różni się od poprzedniej wersji silnikiem oraz wydłużonym kadłubem o pojemniejszej kabine transportowej. Bell 205 UH-1D, produkowany seryjnie od sierpnia 1963 r. oblatany został 16.VIII.1961 r. Obecnie produkowana wersja UH-1H z silnikiem o większej mocy dostarczana jest od września 1967 r. Śmigłowce UH-1 produkowane są w Kanadzie, NRF, Japonii i Włoszech na podstawie licencji. Wytwórnia Bell Helicopter Company wyprodukowała dotychczas ponad 6000 śmigłowców Bell 204/205 UH-1, nie licząc wyprodukowanych poza USA. UH-1 jest najpopularniejszym w USA śmigłowcem wielozadaniowym. Dalszym jego rozwinięciem jest 2-silnikowy śmigłowiec Bell 212 UH-1N budowany od 1970 r.

DANE TECHNICZNE

Srednica wirnika	14,63 m
Srednica śmigła ogonowego	2,59 m
Długość (z wirnikiem głównym)	17,40 m
Wysokość	4,42 m
Ciężar własny	2116 kG
Ciężar całkowity (wersja desantowa)	2520 kG
Ciężar całkowity maks.	4309 kG
Prędkość maks.	204 km/h
Prędkość dopuszczalna nurkowania	204 km/h
Prędkość przelotowa	204 km/h
Wznoszenie	8,13 m/s
Pułap praktyczny	3840 m
Pułap zawisu (z wpływem ziemi)	4145 m
Zasięg (paliwo maks.)	511 km

Osiągi podano dla ciężaru całkowitego 4309 kG.

R. M.

Kartoteka TLiA

Dwumiejscowy motoszybowiec wykonany z tworzyw sztucznych

KONSTRUKCJA. Dwumiejscowy wolnonośny dolnopłat. Konstrukcja wykonana z laminatu szklanego.

Płat. Trapezowy, jednodźwigarowy, dźwigar skrzynekowy wykonany z duralu, pokrycie wykonano z tworzyw sztucznych zbrojonych włóknem szklanym. Metal z laminatem połączono przez klejenie. Końcówki skrzydła o obrysie prostym odchylone do dołu. Na płacie hamulce aerodynamiczne płytowe typowe dla szybowca.

Kadłub. Wykonany całkowicie z laminatu szklanego. W kabine umieszczone są dwa miejsca obok siebie, z tym że prawy fotel jest nieco cofnięty do tyłu. Równocześnie z prawym fotelem przesunięto prawy dźwizek i pedały. Tablica przyrządów wyposażona w komplet przyrządów nawigacyjnych, silnikowych oraz radio.

Usterzenie. Wolnonośne o układzie klasycznym. Usterzenie poziome zamocowane do statecznika pionowego nad kadłubem. Ukośny statecznik pionowy wykonany wspólnie z kadłubem.

Podwozie. Dwa koła główne umieszczone w widelcach, częściowo chowane w owiewkach podskrzydłowych przez podniesienie do góry. W przypadku awarii lądowanie z podciągniętym podwoziem jest możliwe. Kółko tylne sterowane.

Napęd. Chłodzony powietrzem 4-cylindrowy silnik płaski Franklin 2A-120A o mocy 60 KM, z elektrycznym rozrusznikiem. Śmigło dwułopatowe stałe. Zużycie paliwa 15 l na godzinę.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. SSV-17 jest produktem współpracy Jugosławii z NRF. Pierwszą próbą była licencja szybowca Cirrus. W oparciu o tę konstruk-

SSV-17



Fot. Jerzy Pomianowski

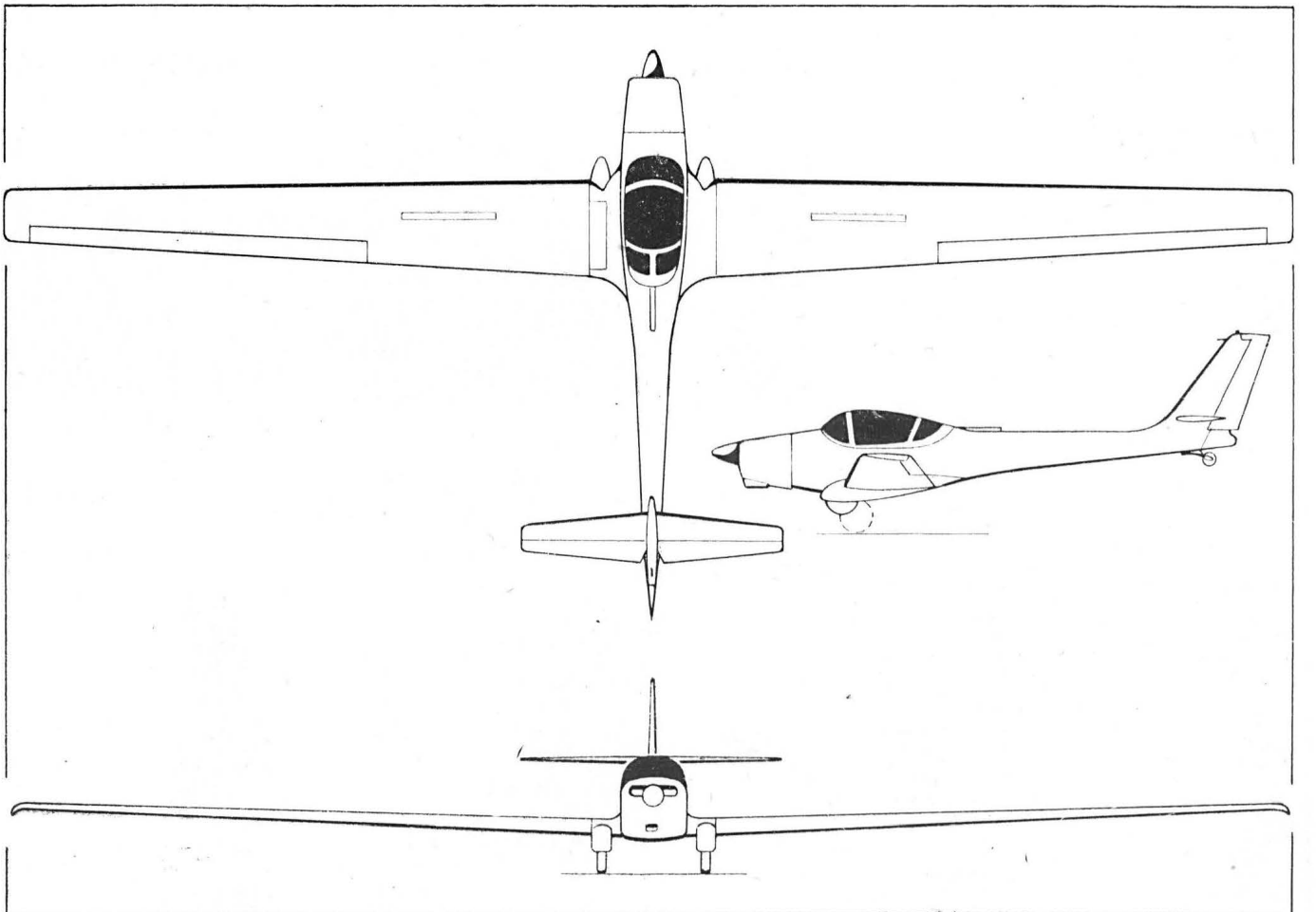
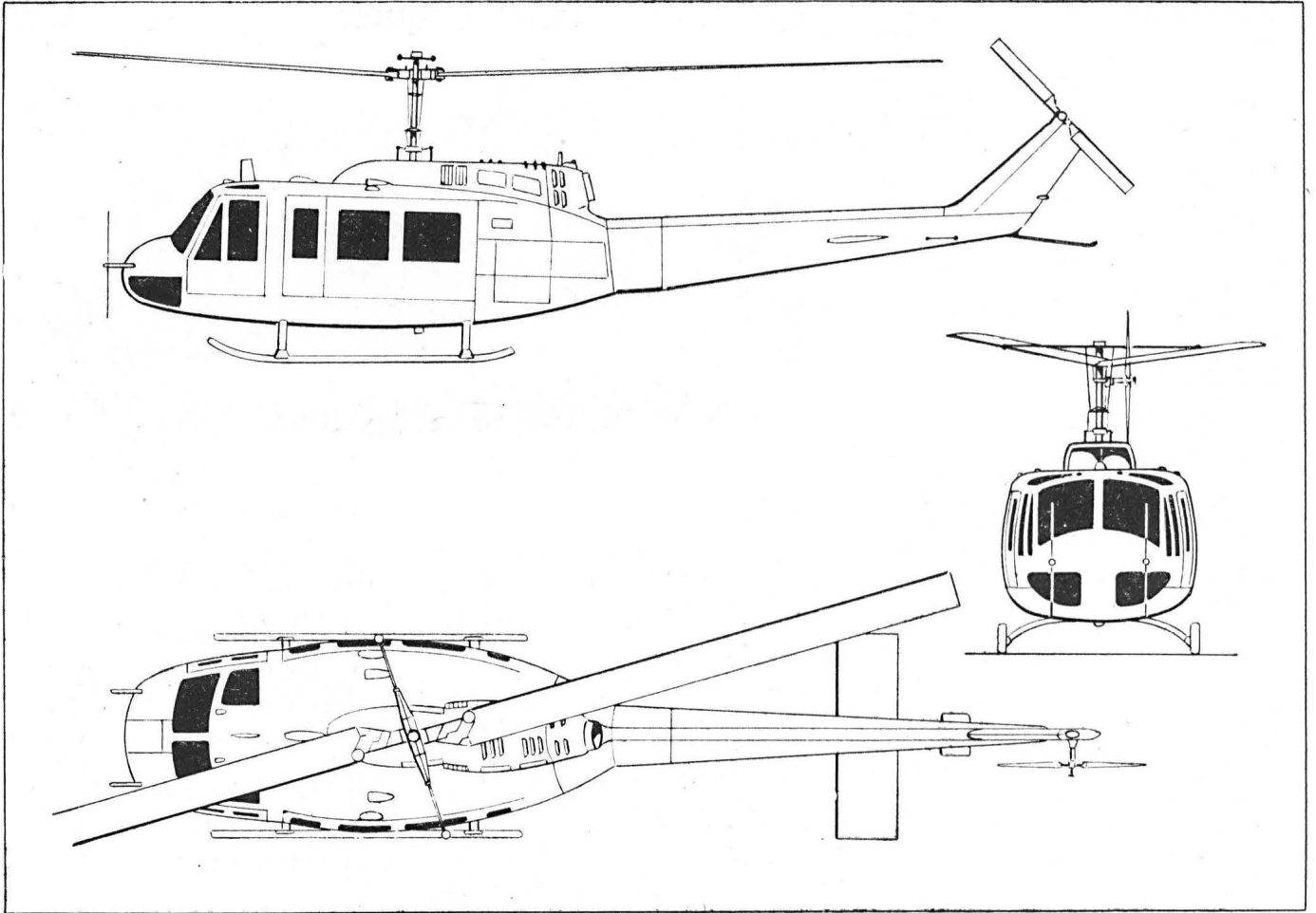
cję opracowano SSV-17. Zaprojektowano dwie wersje: SSV-17 Air Tramp i SSV-17A Sky Rover jako 4-miejscowy lek-

ki samolot, który może być wyposażony w silnik Franklin 60 KM lub 90 KM czterocylindrowy.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	17,00 m
Długość	7,30 m
Wysokość	2,84 m
Powierzchnia nośna	18,50 m ²
Wydłużenie	15,65
Ciężar całkowity	668 kG
Ciężar własny	428 kG
Obciążenie mocy	10 kG/KM
Prędkość maks.	250 km/h
Prędkość przelotowa	160 km/h
Prędkość min.	65 km/h
Prędkość lądowania	68 km/h
Wznoszenie	3,20 m/s
Start (na h = 15 m)	380 m
Lądowanie (z h = 15 m)	180 m
Doskonałość z zatrzymanym silnikiem	29
Pułap	5100 m
Zasięg	800 km

L. J.



Obliczanie dźwigara...

Dok. ze str. 16

bość, pomimo mniejszej nośności laminatu na ściskanie. Wymiarowanie bowiem przeprowadza się dla ściskanego pasa dolnego stosując odpowiednio zwiększony współczynnik bezpieczeństwa ν , a pas górny otrzymuje taką samą grubość. Przemawiają tutaj bowiem względy sztywnościowe, na bazie których zwiększa się współczynnik bezpieczeństwa. Znany jest bowiem fakt, że sztywność skrzydeł laminatowych jest mniejsza niż drewnianych czy metalowych, niemniej jednak musi być dobrana tak, aby spełniała wymagania przepisów konstrukcyjnych.

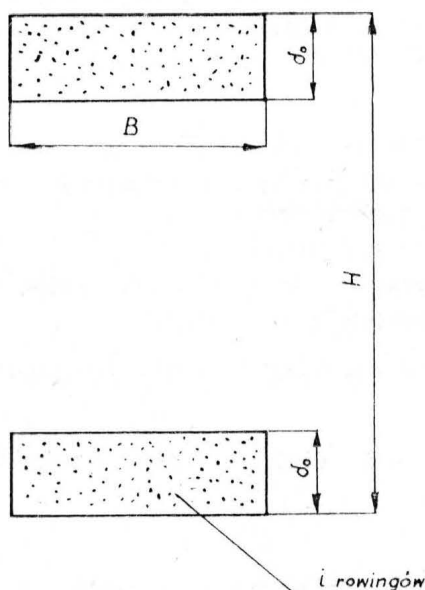
Prawidłowo zaprojektowany dźwigar laminatowy ma pasy wzmocnione rowingiem lub tkaniną rowingową ($m > 0,5$) o wzmocnionej osnowie (kierunek wzdluzny) oraz ścianki z tkaniny o włóknach biegnących pod kątem 45° w stosunku do osi dźwigara. Narzucona izotropowość konstrukcji pozwala na wprowadzenie do rachunku rozdzielności pracy pasów i ścianki.

Pas dźwigara z rowingiem

Zgodnie z oznaczeniami na rys. 4 niszcząca siła pasowa w rozpatrywanym przekroju wywołana działaniem momentu gnącego M wynosi:

$$P_N = \nu \frac{M}{H - \delta_0}$$

gdzie: ν — założony współczynnik bezpieczeństwa,
 δ_0 — założona w I przybliżeniu grubość pasa.



4

Siła ta musi być przeniesiona przez i rowingów, zatem:

$$P_N = i \sigma_{cN}^* = \frac{\nu M}{H - \delta_0}$$

Stąd konieczna liczba rowingów w rozpatrywanym przekroju pasa:

$$i = \frac{\nu M}{(H - \delta_0) \sigma_{cN}^*}$$

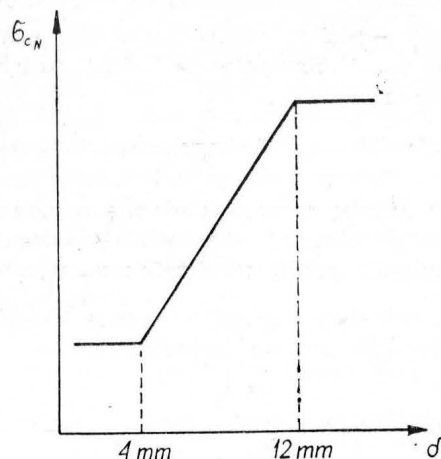
Decydując się na określony typ rowingu, należy znać jego przekrój poprzeczny po przesyleniu żywicą

f_0 . Całkowity przekrój poprzeczny pasa wyniesie wówczas:

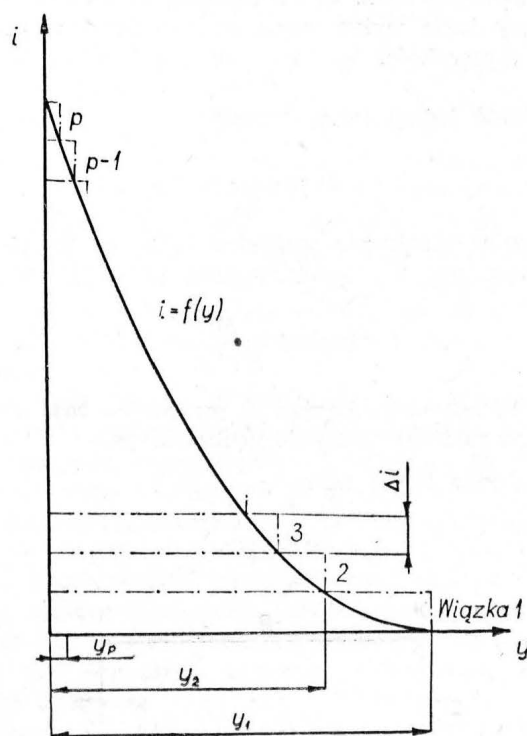
$$F = i \cdot f_0$$

a wynikowa grubość pasa: $\delta_1 = \frac{F}{B}$ będzie inna od założonej wstępnie grubości δ_0 .

Wartości stałej nośności rowingu na ściskanie uzależnione są od grubości elementu δ . Dane niemieck-



5



6

kie podają konkretne wielkości dla grubości 4 i 12 mm. Ponieważ brak jest innych informacji co do przebiegu nośności dla grubości pośrednich oraz większych od 12 mm i mniejszych od 4 mm, przy obliczeniach szybowca Jantar przyjęto przebieg o charakterze przedstawionym na rys. 5. Należy się bowiem spodziewać, iż dla grubości większych od 12 mm wpływ słabiej podpartych włókien skrajnych jest już znikomy, a przy grubościach mniejszych od 4 mm wpływ ustarczający włókien środkowych jest też nikły. Przebieg pośredni przyjęto jako liniowy.

Z uwagi na zależność nośności σ_{cN}^* od grubości elementu δ liczba rowingów w pasie dobierana jest drogą kolejnych przybliżeń.

Obliczanie dźwigara...

Przeprowadzając rachunek dla wielu wytypowanych wzdłuż rozpiętości przekrojów dźwigara otrzymuje się w rezultacie wykres: $i = f(y)$, gdzie y jest współrzędną wzdłuż rozpiętości dźwigara (rys. 6).

Technologia wykonania pasa dźwigara polega na układaniu rowingów w formie wiązek zawierających Δi rowingów każda. Liczba rowingów w wiązce zależy od zastosowanego oprzyrządowania warsztatowego.

Dokonując podziału wyliczonej liczby rowingów i na wiązki po Δi rowingów w każdej otrzymuje się liczbę wiązek:

$$p = \frac{i}{\Delta i}$$

a zarazem i liczbę operacji kładzenia rowingu. Z wykresu (rys. 6) odczytuje się również zasięg poszczególnych wiązek wzdłuż rozpiętości: y_1, y_2, \dots, y_p .

Wykres powyższy stanowi wytyczną konstrukcyjną dla opracowania procesu technologicznego.

Pas dźwigara z tkaniną

Do wzmacniania pasów dźwigara używa się tkanin „rowingowych”, tzn. ze wzmocnioną osnową ($m > 0,5$). Tkaniny takie wykonywane są zazwyczaj w postaci taśm o szerokości b_0 .

Nośność jednej taśmy wynosi:

$$P_t = \bar{\sigma}_{cN} \cdot b_0$$

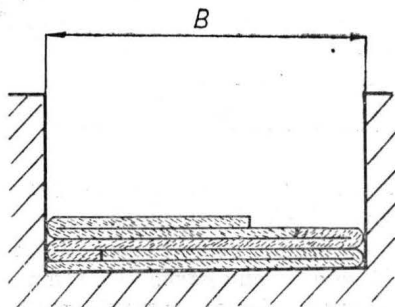
Stosując oznaczenia analogiczne, jak na rys. 4, siła niszcząca pas w rozpatrywanym przekroju wynosi:

$$P_N = v \frac{M}{H - \delta_0}$$

gdzie δ_0 jest podobnie jak w przypadku pasa rowingowego założoną wstępnie grubością pasa.

Niezbędna liczba taśm:

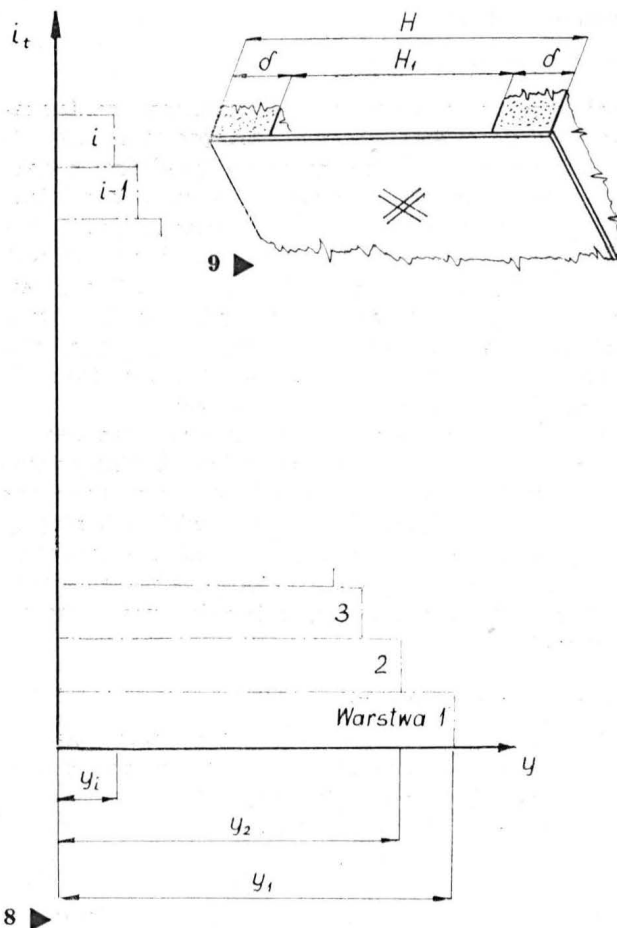
$$i_t = \frac{P_N}{P_t}$$



Taśmy układane są w foremnikach określających szerokość pasa B (rys. 7), zatem wynikowa grubość pasa wyniesie:

$$\delta_1 = \frac{b_0 \cdot i_t}{B} \delta_t$$

gdzie δ_t jest grubością taśmy przesyconej. Rachunek wymaga więc także metody kolejnych przybliżeń.



Powtarzając obliczenie dla wytypowanej liczby przekrojów dźwigara wzdłuż rozpiętości, konstruktor sporządza wykres liczby taśm oraz ich zasięgu wzdłuż rozpiętości (rys. 8).

Ścianka dźwigara

Ścianka dźwigara (rys. 9) obciążona jest wydatkiem naprężeń pochodzącym od:

- ścinania siłą poprzeczną
- współpracy z pasami (sklejenie żywicą)
- odkształcenia giętnego pasów.

Wydatek wywołany działaniem siły poprzecznej Q wynosi:

$$q_{Q_0} = \frac{Q}{H_1} \text{ — dla dźwigara o stałej wysokości } H_1$$

albo:

$$q_Q = \frac{1}{H_1} \left(Q - \frac{2M}{h} \operatorname{tg} \beta \right) \text{ — dla dźwigara zbieżnego, gdzie kąt } \beta \text{ tworzą osie pasów z osią podłużną dźwigara.}$$

Współpraca ścianki z pasem wywołuje w niej wydatek działający wzdłuż osi dźwigara równy:

$$q_s = n \bar{g} K_E \times \varepsilon_p$$

gdzie ε_p jest wydłużeniem pasa.

Wydatek powodowany odkształceniem giętym pasów i działający prostopadle do osi dźwigara wynosi:

Obliczanie dźwigara...

$$q_M = \frac{2M}{(H-\delta)^2} \varepsilon_p$$

W obu ostatnich przypadkach pojawia się wielkość ε_p określona zależnością:

$$\varepsilon_p = \frac{\sigma_p}{E_p} = \frac{M}{(H-\delta) F_p E_p}$$

gdzie: $F_p = B \cdot \delta$ jest przekrojem poprzecznym pasa, natomiast:

$$E_p = m \cdot g \frac{KE+}{\delta_w} \text{ — dla pasa z tkaniny posiadającej grubość jednej warstwy } \delta_w,$$

$$E_p = K_E^* g^* \cdot i \text{ — dla pasa z rowingu.}$$

Tkanina o skośnym układzie włókien (kąąt włókien 45° względem osi dźwigara) pracuje przenosząc odpowiednio rozciąganie i ściskanie obu prostopadłych do siebie układów włókien

Wydatki te określa się dokonując transformacji obrotowej i wówczas w jednym z kierunków „nośnych” tkaniny powstają wydatki o wielkości:

$$q_1 = 2q_Q \cos^2 45^\circ = q_Q$$

$$q_2 = q_e \cos^2 45^\circ = 0,5 q_e$$

$$q_3 = q_M \cos^2 45^\circ = 0,5 q_M$$

Sumaryczny wydatek w najsilniej wyteżonym punkcie ścianki wynosi:

$$q_w = q_1 + q_2 + q_3$$

a dla obciążenia niszczącego:

$$q_{wN} = \nu (q_1 + q_2 + q_3)$$

Wydatek ów musi być mniejszy, a co najmniej równy nośności tkaniny (odnosi się go do mniejszej nośności na ściskanie), a więc:

$$\begin{aligned} q_{wN} &= m \cdot g \cdot n \cdot K \bar{\sigma}_c = \nu (q_1 + q_2 + q_3) = \\ &= \nu (q_Q + 0,5 q_e + 0,5 q_M) = \\ &= \nu \left[\frac{1}{H_1} \left(Q - \frac{2M}{H-\delta} \operatorname{tg} \beta \right) + 0,5 n \bar{g} KE \times \cdot \varepsilon_p + \right. \\ &\quad \left. + 0,5 \frac{2M}{(H-\delta)^2} \varepsilon_p \right] \end{aligned}$$

a stąd liczba niezbędna warstw tkaniny wynosi:

$$n = \frac{1}{\bar{g}} \left[\frac{\nu}{H_1} \left(Q - \frac{2M}{H-\delta} \operatorname{tg} \beta \right) + \frac{\nu M}{(H-\delta)^2} \varepsilon_p \right] + m K \bar{\sigma}_c - 0,5 \nu \cdot KE \times \cdot \varepsilon_p$$

Uwagi praktyczne

Aby móc wykorzystać praktycznie przytoczone zależności, potrzebna jest informacja dotycząca rodzajów rowingów i tkanin oraz ich texu i gramatury. Dane te przykładowo dla kilku wybranych rowingów i tkanin podano w tablicy 1 i 2.

Jednakże przy wymiarowaniu dźwigara laminatowego należy zachować ostrożność i przytoczone dane traktować jako materiał przybliżony, mając na uwadze fakt, iż wartości stałych wyznaczone zostały dla określonych tkanin i żywic, a bardzo istotny parametr, jakim jest wielkość przesylenia szkła żywicą zależy zarówno od wprawy i sumienności personelu warsztatowego, jak i ścisłego przestrzegania warunków klimatyzacyjnych pomieszczeń fabrycznych. Trzeba się więc liczyć z praktycznie nieuniknionymi odchyłkami gotowego produktu od stanu, jaki brano za podstawę przy przyjmowaniu danych tworzywa.

Dźwigar skrzynkowy często konstruuje się w ten sposób, iż ścianka zewnętrzna wykonywana jest z n_1 warstw tkaniny jednego rodzaju, zaś ścianka wewnętrzna z n_2 warstw tkaniny tego samego lub innego rodzaju, przy czym ilość warstw n_1 jest narzucona przez konstruktora z góry, natomiast n_2 warstw uzupełnia ściankę dla uzyskania założonego współczynnika bezpieczeństwa ν .

Wówczas:

$$q_{wN} = m_1 \bar{g}_1 n_1 K \bar{\sigma}_{c1} + m_2 \bar{g}_2 n_2 K \bar{\sigma}_{c2}$$

a liczba warstw uzupełniających w ściance wewnętrznej:

$$n_2 = \frac{1}{\bar{g}_2} \left[\frac{\nu}{H_1} \left(Q - \frac{2M}{H-\delta} \operatorname{tg} \beta \right) + \frac{\nu M}{(H-\delta)^2} \varepsilon_p \right] + m_2 K \bar{\sigma}_{c2} - 0,5 \nu KE \times \cdot \varepsilon_p - m_1 \bar{g}_1 n_1 \cdot K \bar{\sigma}_{c1}$$

Aby zapobiec utracie stateczności ścianki, stosuje się konstrukcję przekładkową. Dotychczasowa praktyka wykazuje, że grubość wypełniacza (piankowego), lub balsowego, rzędu 5 do 8 mm, w zakresie obciążeń skrzydła szybowców wyczynowych i zawodniczych, zapobiega pofalowaniu się ścianek, aż do poziomu naprężeń odpowiadających współczynnikowi bezpieczeństwa.

Mało jest jeszcze dotychczas danych dotyczących zachowania się konstrukcji laminatowych pod wpływem obciążeń długotrwałych. Prowadzone są w tym zakresie próby zarówno w kraju, jak i za granicą. Po uzyskaniu dostatecznego materiału statystycznego zapewne ulegnie weryfikacji pogląd na temat wielkości współczynnika bezpieczeństwa. Szybowiec bowiem podczas eksploatacji bardzo rzadko doznaje obciążeń granicznych, natomiast narażony jest stale na obciążenia o niższym poziomie, wywoływane turbulencją atmosfery.

Rozszerzony zakres danych dla tkanin stosowanych w polskich konstrukcjach szybowcowych zebrano w tablicy 3, gdzie wytrzymałości oraz dane sprężyste zestawiono w wartościach charakterystycznych dla laminatów oraz w wartościach przeliczonych na wielkości stosowane powszechnie w wytrzymałości materiałów.

Literatura

- Wurtinger H.: *Entwurf und Vordimensionierung tragender Konstruktionen aus glasfaserverstärkten Kunststoffen* VDI Zeitschrift Bd. 109 nr 24/Aug. 1967
Puck A.: *Einige Beispiele zu Konstruktion und Bau von hochbeanspruchten Segelflugzeugteilen aus Glasfaserkunststoff*, „Aero-Revue” 1962 nr 12 i 1963 nr 1
Katalog „Interglasgewebe”
Katalog Krośnieńskiej Huty Szkła, WKC 1972

Badania zużywania się części silnika tłokowego AI-14R w czasie długotrwałych prób trwałości międzyna-prawczej metodą fluorescencji izotopowej

Badanie zużywania się części silników, pomp paliwowych itp., umożliwia ustalenie początku nadmiernego ich wypracowania się, wyznaczenie bezawaryjnego czasu pracy oraz określenie trwałości międzyna-prawczej. Szybkie określenie stopnia zużywania się części, w krótkich odstępach czasu, umożliwia także prowadzenie badań nad doborem odpowiednich warunków pracy, odpowiednich olejów smarujących itp. Jedną z najszybszych, odznaczającą się bardzo dużą prostotą, jest metoda niedyspersyjnej izotopowej fluorescencji rentgenowskiej [1], [2], [3], [9]. Metodą tą można prowadzić badania w przypadkach, gdy występują duże koncentracje pierwiastków chemicznych, możliwych do wykrywania sposobem fluorescencji rentgenowskiej. Stosuje się ją głównie w urządzeniach pracujących z czynnikiem w obiegu zamkniętym. Do badań pomp paliwowych silników turbinowych itp. niezbędne jest stosowanie czulszej metody badawczej, jaką jest metoda neutronowej analizy aktywacyjnej. Metoda ta jest jednak o wiele bardziej pracochłonna.

W procesie zużycia odróżnia się trzy okresy zużycia [6], [7]:

- I — okres „docierania się”,
- II — okres „ustabilizowanego zużycia” albo „zużycia normalnego”,
- III — okres „zużycia katastroficznego” lub „zużycia awaryjnego”.

W okresie I powstają określone zmiany ukierunkowane i obiekt (silnik, łożysko itp.) jak gdyby adaptuje się do narzuconych mu warunków pracy. Intensywność zużycia w tym okresie systematycznie zmniejsza się. Cechą charakterystyczną okresu „docierania się” jest współzależność przyrostów zużycia.

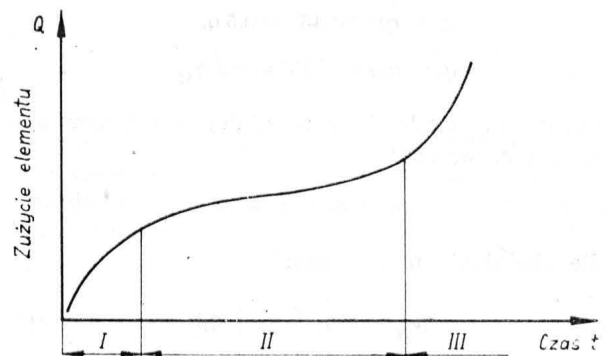
W okresie II obiekt nabywa jak gdyby pewnych własności stabilnych pod względem warunków obciążenia. Okres zużycia normalnego stanowi najdłuższy okres pracy.

W okresie zużycia normalnego zmiany mają z reguły charakter ilościowy. Po przekroczeniu pewnej wartości zużycia następuje skok jakościowy, który w sposób istotny zmienia przebiegający proces zużycia fizycznego. Na prędkość zużycia zaczynają wywierać wpływ nowe czynniki, które poprzednio nie odgrywały istotnej roli. W konsekwencji prowadzi to do pogorszenia się stanu obiektu i w efekcie końcowym do jego zniszczenia. Okres III, w którym narastanie intensywności zużycia spowodowane jest nagłymi zmianami w fizycznym procesie zużycia, nosi właśnie nazwę okresu „zużycia katastroficznego”.

Praktycznie w czasie badania łatwiej określa się wielkość zwaną intensywnością zużycia q . Celem badań jest znalezienie czasu trwania okresu I i II, co

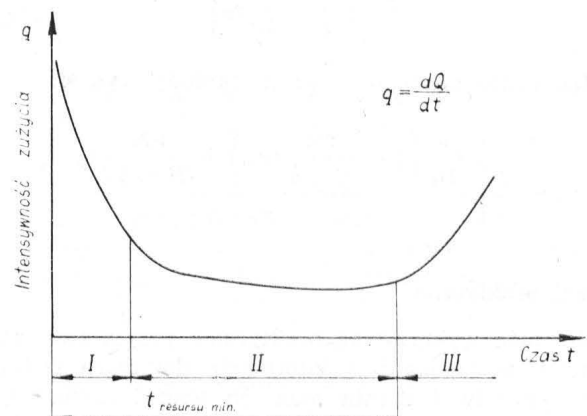
w końcowym etapie umożliwia oszacowanie czasu niezawodnej pracy obiektu i wartości minimalnej trwałości międzyna-prawczej, która rzutuje na wielkość szacowanej trwałości międzyna-prawczej.

Do wyznaczenia obszarów docierania się, ustabilizowanego zużywania się i zużycia awaryjnego (okres pracy I, II i III) wystarczy sporządzić doświadczalne krzywe, nawet w jednostkach umownych zmian q lub Q , pobierając w określonych odstępach czasu pracy obiektu próbki czynnika, w których zbierają się produkty ścierania. Taka technologia postępowania jest



1. Typowa krzywa zużycia

możliwa do przyjęcia i zastosowania przy badaniu silnika tłokowego AI-14R, w którym pracujący olej zawiera produkty ścierania pierścieni tłokowych i gładzi cylindra (żelazo), panewek korbowodów (miedź) i panwi stopy korbowodu głównego (ołów).



2. Typowa krzywa intensywności zużycia

Opis metody

Podstawy teoretyczne metody fluorescencyjnej

W analitycznych metodach fluorescencyjnych wykorzystuje się charakterystyczne promieniowanie X, wzbudzone w analizowanej próbce przez pierwotne promieniowanie rentgenowskie, pochodzące z lampy rentgenowskiej lub izotopowych źródeł promieniowania X oraz gamma. Absorpcja pierwotnego promieniowania w próbce w interesującym zakresie energii odbywa się przede wszystkim drogą efektu fotoelektrycznego. W wyniku tego procesu, w zależności od energii wiązania elektronów w atomach pierwiastków próbki i od energii promieniowania pierwotnego, następuje wybijanie elektronów orbitalnych jako fotoelektronów, co powoduje przejście na opróżnione poziomy elektronów z poziomów wyższych i emisję nadmiaru wywołanej energii potencjalnej elektronów w postaci fotonów wtórnych. W rezultacie poddana promieniowaniu pierwotnemu próbka emituje promieniowanie wtórne składające się z linii w serii K, L atomów budujących próbkę, przy czym linie

Tablica 1. Wykaz charakterystycznych linii promieniowania X

Pierwiastek	Liczba atomowa Z	Próg absorpcji K_{ab} [keV]	Energia fotonów charakterystycznych	
			K_{a1} [keV]	L_{a1} [keV]
Wapń	20	4,04	3,69	
Żelazo	26	7,11	6,40	
Miedź	29	8,98	8,05	
Cynk	30	9,66	8,64	
Cyna	50	29,19	25,27	3,44
Ołów	82	88,00	74,96	10,55

Tablica 2. Źródła promieniowania stosowane podczas analizy fluorescencyjnej

Izotopy promieniotwórcze	Okres półrozpadu (lata)	Rodzaj promieniowania	Energia promieniowania [keV]
$^3\text{H}/\text{Zr}$	12,3	β -X	2-12
$^3\text{H}/\text{Ti}$	12,3	β -X	2-12
^{109}Cd	1,3	X	22,1
		γ	88
^{238}Pu	88,4	X	12-17

te mają subtelną strukturę, związaną ze strukturą poziomów energetycznych elektronów.

Analiza składu chemicznego badanej próbki odbywa się drogą pomiaru energii poszczególnych linii promieniowania fluorescencyjnego (identyfikacja pierwiastków) i pomiaru natężenia linii (oznaczenie ilościowe pierwiastków). Na rysunku 3 pokazane jest widmo fluorescencyjne próbki przefiltrowanego oleju według metody opisanej w pracy [4] zawierające jeden pierwiastek badany — żelazo (próbka oleju pobrana została z lotniczego silnika turbinowego [5]). Energię promieniowania (wartość szczytową) określa się za pomocą krzywej cechowania. Na rysunku 4 pokazane jest złożone widmo fluorescencyjne próbki oleju z lotniczego silnika tłokowego, zawierającego trzy badane pierwiastki: żelazo, miedź i ołów. Takie złożone widmo daje się rozłożyć na widma proste o powierzchni pod wartością szczytową (S_{Fe} , S_{Cu} , S_{Pb}), proporcjonalnej do ilości badanego pierwiastka (żelaza, miedzi, ołowiu).

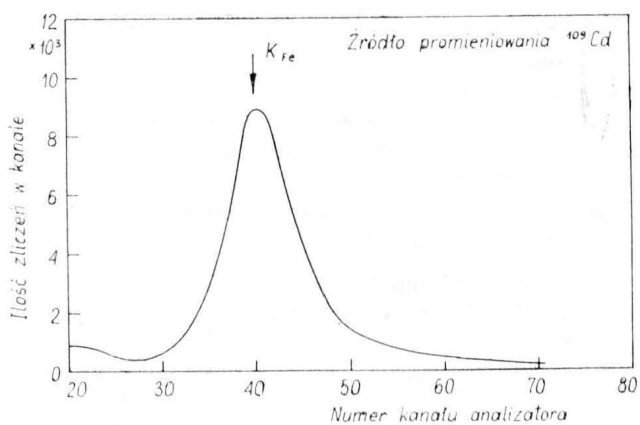
W tablicy 1 podano wykaz charakterystycznych linii promieniowania X(K_{a1}) dla niektórych pierwiastków, jak również energię progową fotonów, konieczną do wzbudzenia danej linii (próg absorpcji K_{ab}).

Izotopowe źródła promieniowania wzbudzającego używane we fluorescencyjnej analizie rentgenowskiej można sklasyfikować następująco:

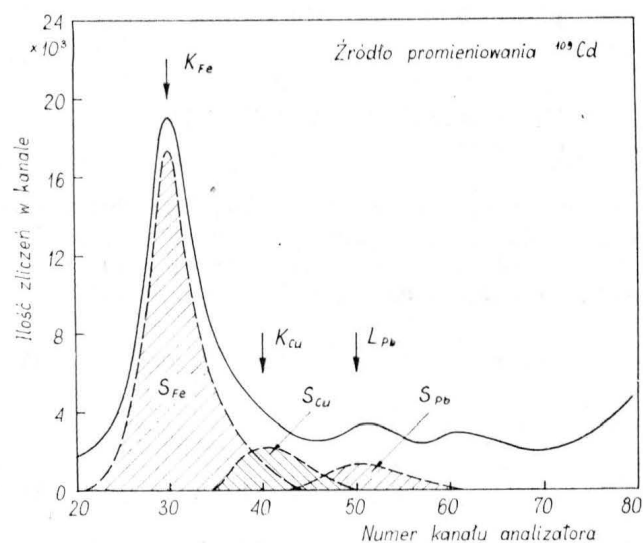
- a) źródła niskoenergetyczne promieniowania gamma i X: ^{170}Tm , ^{109}Cd , ^{55}Fe , ^{238}Pu ;
- b) przetworniki beta — X:
- c) izotopy gamma promieniotwórcze: ^{210}Po .

Do badań pierwiastków zestawionych w tablicy 1 najbardziej przydatne są źródła izotopowe zestawione w tablicy 2.

Strumień fotonów fluorescencyjnych promieniowania charakterystycznego, np. serii K danego pierwiastka o liczbie atomowej Z, emitowanego przez próbkę, w której względna zawartość masowa tego pierwiastka wynosi W i która zostaje poddana napromieniowaniu monochromatycznym promieniowaniem rentgenowskim o energii E (większej od energii odpowiadającej krawędzi absorpcji fotoelektrycznej



3. Widmo fluorescencyjne próbki zawierającej jeden pierwiastek badany — żelazo



4. Złożone widmo fluorescencyjne próbki oleju z lotniczego silnika tłokowego zawierającego trzy badane pierwiastki: żelazo, miedź, ołów

Badanie zużywania się...

pierwiastka Z), mierzony detektorem o wydajności ε_k , można wyrazić wzorem (8):

$$I_k = I_0 \cdot G \cdot \varepsilon_k \cdot \omega \cdot \left(1 - \frac{1}{r}\right) \times \frac{\tau W}{(\mu + \mu_k)W + (\mu_m + \mu_{km})(1 - W)} \quad (1)$$

gdzie: I_0 — strumień fotonów promieniowania pierwotnego padający na powierzchnię próbki,

G — czynnik geometryczny obejmujący odległości i kąty przestrzenne w układach: źródło promieniowania pierwotnego — próbka i próbka—detektor, powierzchnię próbki eksponowaną na promieniowanie pierwotne oraz głębokość penetracji promieniowania pierwotnego i wtórnego w próbce (o grubości większej niż tzw. grubość nasycenia, która odpowiada na przykład względnej absorpcji promieniowania padającego);

ω — wydajność (fizyczna) fluorescencji,

$r = \frac{\mu_{\max}}{\mu_{\min}}$, przy czym μ_{\max} i μ_{\min} — masowe współczynniki absorpcji pierwiastka Z o energii powyżej i poniżej krawędzi absorpcji fotoelektrycznej;

μ i μ_k — całkowite masowe współczynniki absorpcji pierwiastka Z odpowiednio dla fotonów o energii pierwotnej E i dla fotonów promieniowania charakterystycznego;

μ_m , μ_{km} — to samo, lecz w odniesieniu do tzw. matrycy, czyli innych pierwiastków zawartych w próbce (których sumaryczna koncentracja masowa wynosi $1 - W$);

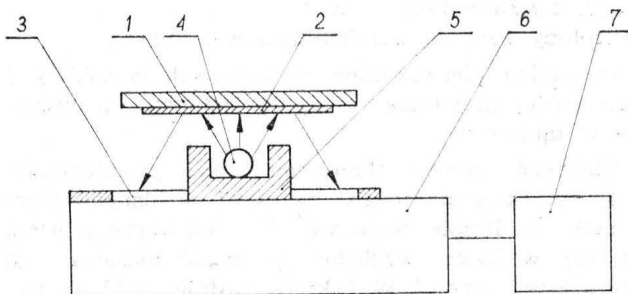
τ — współczynnik masowy absorpcji fotoelektrycznej.

Końcowy ułamek we wzorze (1) obrazuje udział absorpcji fotoelektrycznej w atomach pierwiastka Z w stosunku do całkowitej absorpcji fotonów w próbce.

Wzór (1) można przedstawić w postaci uproszczonej:

$$I_k = \frac{a_f W}{b_f W + c_f} \quad (2)$$

gdzie: a_f , b_f , c_f — parametry stałe w przypadku niezmiennych warunków pomiarowych oraz stałego składu chemicznego matrycy [8].



5. Schemat typowego układu pomiarowego, stosowanego w badaniach metodą niedispersyjnej (izotopowej) fluorescencji rentgenowskiej

Dla małych koncentracji badanego pierwiastka wzór (2) można stosować w uproszczonej postaci:

$$I_k = m \cdot W \quad (3)$$

gdzie: m — parametr stały.

Schemat typowego układu pomiarowego pokazano na rys. 5.

Wyznaczanie intensywności zużycia i całkowitego zużycia

Wyznaczanie intensywności zużycia dokonuje się przez określenie ilości materiału startego w określonym czasie pracy silnika, mierząc zawartość co najmniej jednego pierwiastka wchodzącego w skład tego materiału. Do badań pobiera się próbę oleju o objętości v z instalacji olejowej, w której znajduje się całkowita ilość oleju V . Stosując wzór (3) całkowita ilość zużytego materiału Q_p wyraża się za pomocą wzoru:

$$Q_p = A \cdot S_z \frac{V}{v} \quad (4)$$

gdzie: A — współczynnik stały uwzględniający wszystkie parametry stałe występujące w procesie pomiaru metodą fluorescencyjną;

S_z — pole powierzchni pod wartością szczytową dla pierwiastka Z.

Ilość materiału zebranego w oleju w czasie pracy zależy od intensywności q ($\frac{\text{jedn. wzgl.}}{\text{jedn. czas.}}$) ścierania się materiału od szybkości ubywania części materiału w miarę zużycia oleju.

Podstawowe równanie różniczkowe dla całkowitej ilości produktów zużycia Q zawartych w oleju ma postać:

$$\frac{dQ}{dt} + pQ - q = 0 \quad (5)$$

gdzie:

$$p = \frac{g}{V(t)} \quad (6)$$

g — jednostkowe zużycie oleju

$$V(t) = V_p - g \cdot t \quad (7)$$

V_p — początkowa objętość oleju,

t — czas.

W ogólnym przypadku, w zależności od charakteru pracy silnika i jego konstrukcji, parametry g oraz q są funkcjami czasu, co powoduje, że $p = p(t)$. Równanie różniczkowe (5) ma rozwiązanie w postaci:

$$Q = e^{-\int p(t)dt} \left(- \int q(t) e^{\int p(t)dt} dt + C \right) \quad (8)$$

o czynniku całkującym:

$$\gamma = \int p(t) dt \quad (9)$$

Przyjmując następujący sposób wyznaczania parametru g :

$$g = \frac{V_k - V_p}{T} \quad (10)$$

Badanie zużywania się...

gdzie: V_p — objętość oleju na początku pracy silnika,

V_k — objętość oleju po zakończeniu pracy silnika,

T — przedział czasu pracy,

i uwzględniając równanie (7) — wyrażenie na współczynnik p przyjmie postać:

$$p = \frac{1}{s - t} \quad (11)$$

gdzie:

$$s = \frac{V_p}{g}$$

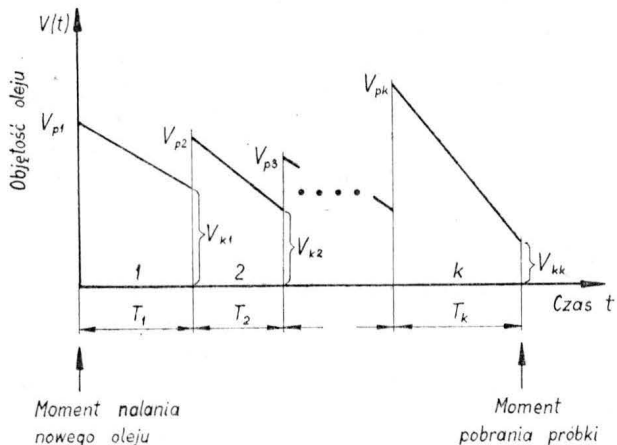
Stosując rozwiązania ogólne (8) dla naszego przypadku i warunek początkowy dla $t = 0$, $Q = 0$, przy $q = \text{const}$, otrzymujemy:

$$Q(t) = q(s - t) \ln \frac{s}{s - t} \quad (12)$$

Podstawiając $t = T$

$$Q(T) = q(s - T) \ln \frac{s}{s - T} \quad (13)$$

W praktyce, w okresach między momentami pobierania próbek, ze względu na zużywanie się olej jest uzupełniany. Schemat cyklu pracy silnika wraz z odpowiednimi oznaczeniami przedstawiony jest na rys. 6.



6. Uproszczony schemat cyklu pracy silnika

Dla przedziału i (rys. 6) wyrażenie (13) będzie równe:

$$Q_i = q(s_i - T_i) \ln \frac{s_i}{s_i - T_i} \quad (14)$$

Dla przedziału 2 i następnych do k warunek początkowy będzie inny: dla $t = 0$, $Q = Q_i$, gdzie $i = 1, 2, \dots, k-1$.

Zatem dla przedziału 2, 3, ..., k

$$Q_2 = q(s_2 - T_2) \left[\ln \frac{s_2}{s_2 - T_2} + \frac{s_1 - T_1}{s_2} \ln \frac{s_1}{s_1 - T_1} \right] \quad (15)$$

$$Q_3 = q(s_3 - T_3) \left[\ln \frac{s_3}{s_3 - T_3} + \frac{s_2 - T_2}{s_3} \ln \frac{s_2}{s_2 - T_2} + \frac{(s_1 - T_1)(s_2 - T_2)}{s_3} \ln \frac{s_1}{s_1 - T_1} \right] \quad (16)$$

i przez analogię:

$$Q_k = q(s_k - T_k) \left[\ln \frac{s_k}{s_k - T_k} + \frac{s_{k-1} - T_{k-1}}{s_k} \ln \frac{s_{k-1}}{s_{k-1} - T_{k-1}} + \dots + \frac{s_1 - T_1}{s_2} \times \frac{s_2 - T_2}{s_3} \dots \frac{s_{k-1} - T_{k-1}}{s_k} \ln \frac{s_1}{s_1 - T_1} \right] \quad (17)$$

Wprowadzając następujące wyrażenia:

$$\beta = \frac{s}{s - T} = \frac{V_p}{V_k} \quad (18)$$

$$v = \frac{1}{\beta} \quad (19)$$

wzór (17) można zapisać w postaci:

$$Q_k = q \frac{T_k}{\beta_k - 1} \left[\ln \beta_k + \frac{S_{k-1}}{S_k} v_{k-1} \ln \beta_{k-1} + \dots + \frac{S_1}{S_k} v_1 v_2 \dots v_{k-1} \ln \beta_1 \right] \quad (20)$$

lub:

$$Q_k = q \cdot \sum_{i=1}^k \left[\left(\prod_{j=i}^k v_j \right) S_i \cdot \ln \beta_i \right] \quad (21)$$

albo:

$$Q_k = q \cdot B \quad (22)$$

gdzie:

$$B = \sum_{i=1}^k \left[\left(\prod_{j=i}^k v_j \right) S_i \cdot \ln \beta_i \right] \quad (23)$$

Porównując ze sobą wyrażenia (4) i (22) otrzymujemy wzór na intensywność zużycia q :

$$q = \frac{A \cdot V_{kk}}{v \cdot B} S_z \quad (24)$$

lub:

$$\bar{q} = R \cdot S_z \quad (25)$$

gdzie:

$$\bar{q} = \frac{q}{A} \quad (26)$$

$$R = \frac{V_{kk}}{v B} \quad (27)$$

Współczynniki B i R zależą tylko od parametrów technicznych cyklu pracy silnika i będą takie same dla dowolnych pierwiastków Z znajdujących się w próbkach olejowych.

Oświetlenie lotnisk

Część I

Systemy oświetleniowe są nieodłącznym wyposażeniem lotnisk. Wzrokowe orientowanie pilota w powietrzu nocą i w trudnych warunkach meteorologicznych w dzień w całości zależy od działania urządzeń oświetleniowych, umieszczonych w strefie zbliżania, na końcach pasa bezpieczeństwa i na drodze startowej. Oświetlenie musi tworzyć wzór, który daje się łatwo zauważyć i zapewni pełną informację pilotowi, podchodzącemu do lądowania; jest on jednocześnie charakterystyczny dla danego lotniska. Pilot powinien wyraźnie widzieć światła lądowiska w momencie przenikania przez chmury, w czasie zniżania lotu według światła kąta schodzenia, a także w czasie niektórych dopuszczalnych odchyłeń przy prowadzeniu samolotu do lądowania z przyrządami radionawigacyjnymi.

Rozmieszczenie i wykonanie urządzeń sygnalizacji światłnej dla lotnisk regulują wytyczne i zalecenia, które są jednostkami umownymi międzynarodowymi i są opracowane przez ICAO, jak również RWPG. Zalecenia te nie kolidują ze sobą, lecz uzupełniają się w taki sposób, że przestrzeganie jednych z nich zadość czyni drugim, przyjmując oczywiście wymagania bardziej zastrzone. Niektóre z państw członkowskich ICAO, w oparciu o międzynarodowe normy i zalecenia praktyczne, opracowują własne akta normatywne.

W Polsce podstawą prawną — normą dotyczącą wyposażenia lotnisk w pomoce światłne — jest Zarządzenie Ministra Komunikacji nr 10 z dnia 15 stycznia 1966 r.

W myśl zaleceń światłne wyposażenie lotnisk powinno zapewniać:

— zakończenie podejścia do lądowania, lądowanie i start samolotu w nocy, a także w dzień przy zasięgu widoczności odpowiadającym „minimum pogody” ustalonym dla danego lotniska,

— regulowanie ruchem samolotów na lotnisku w nocy przy widoczności odpowiadającej „minimum pogody”, jak również w dzień w warunkach złej widoczności,

— światłne wyposażenie wysokich przeszkód w rejonie lotniska lub w strefach podejścia.

Ujednoczenie urządzeń światlnych lotniskowych jest niezmiernie ważne ze względu na bezpieczeństwo ruchu lotniczego. Znajomość światlnego systemu podejścia, jego układu geometrycznego, symboliki barw jest czynnikiem dominującym w czasie zniżania lotu według kąta schodzenia oraz przy odchyleniach od prawidłowej linii lotu przy prowadzeniu samolotu do lądowania w oparciu o urządzenia radionawigacyjne.

Wyposażenie lotnisk w urządzenia światłne zgodnie z normami i zaleceniami praktycznymi, ujętymi w przepisach ICAO bądź RWPG, jest bardzo kosztowne i dlatego wymaga wnikliwej analizy techniczno-ekonomicznej oraz analiz perspektywnego rozwoju komunikacyjnego lotnictwa w danym rejonie.

Przeznaczenie i klasyfikacja lotniskowych światlnych urządzeń sygnalizacyjnych

Światłne urządzenia lotniskowe składają się z określonych grup światła z nieodzownymi świetlnymi charakterystykami i barwami ustalonymi w określonym porządku. Przy rozpatrywaniu systemów światlnych pomocy lotniskowych należy brać pod uwagę ostatnią najtrudniejszą dla pilota fazę lotu — lądowanie, w której pilot praktycznie nie może zrezygnować z użycia naziemnych pomocy wzrokowych. Podchodzenie do lądowania w warunkach ograniczonej widoczności, w dzień jak i w nocy, obejmuje dwie fazy:

— podchodzenie według wskazań przyrządów pokładowych,

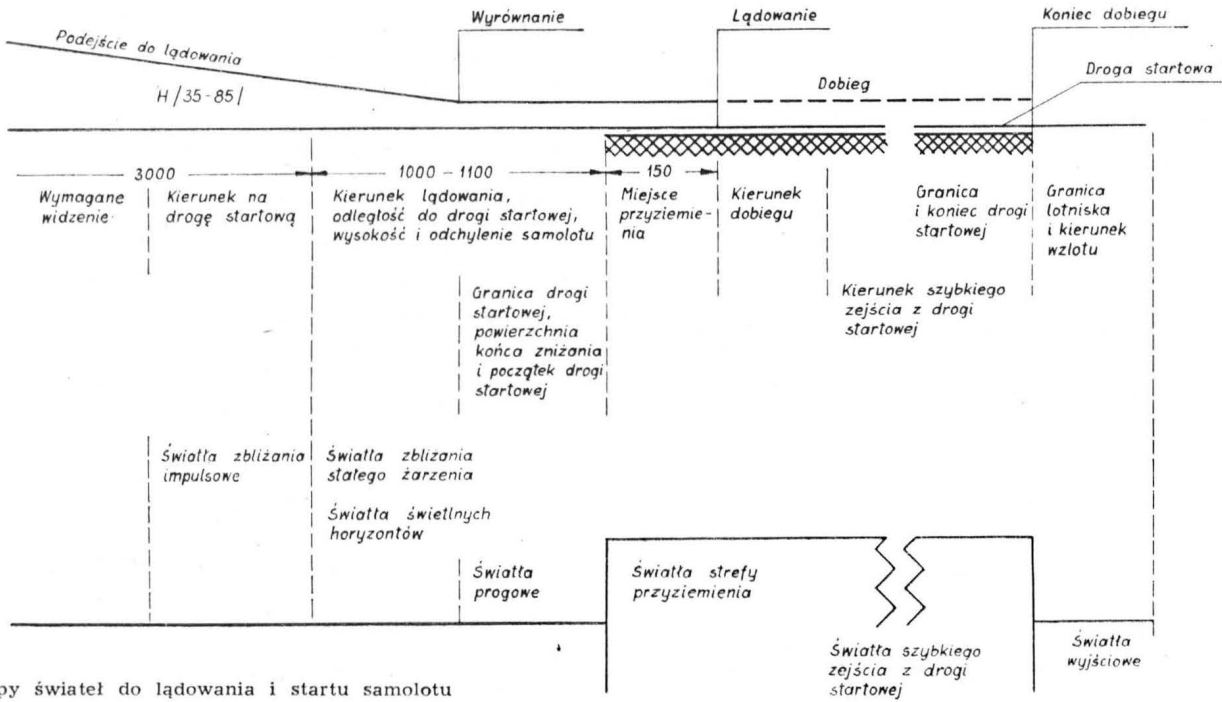
— podchodzenie i samo lądowanie przy widoczności lotniska lub jego światła sygnalizacyjnych.

Przejście z jednej fazy do drugiej następuje nagle w różnych miejscach i czasie, zależnie od warunków meteorologicznych. Im wyraźniejsze są światła identyfikujące lotnisko, tym wcześniej pilot może przejść do drugiej fazy lotu, tzn. do lotu z widocznością. Jeżeli pomiędzy tymi fazami powstanie jakakolwiek luka, pilot nie zauważy światła lotniska i musi przerwać dalsze zniżanie, wejść na początkową wysokość i rozpocząć podchodzenie do lądowania od nowa lub skierować się na inne lotnisko z lepszą widocznością. Należy zaznaczyć, że pilotowi nie wystarcza spostrzeżenie jednego lub dwu światła sygnalizacyjnych, musi on widzieć urządzenia sygnalizacji światłnej, które swoim barwnym geometrycznym ułożeniem formują światłą mapę lotniska i dostarczają pilotowi niezbędnych informacji odnośnie do zachowania prawidłowej linii zbliżenia do drogi startowej. Jednocześnie są one w stanie zapewnić rozpoznanie lotniska w ciemności lub w złych warunkach meteorologicznych.

Sygnaly, które zapewniają widoczność lotniska, a także długość oddzielnych etapów lądowań przedstawia rys. 1. Z punktu widzenia wzrokowych pomocy najbardziej krytyczny rejon w czasie lądowania (przy zakresie widoczności 400 m) rozciąga się w odległości 500 m przed progiem drogi startowej do przyziemia, a następnie przez odcinek dużej prędkości, w czasie dobiegu samolotu.

Każdy punkt światlnych pomocy lotniskowych powinien być natychmiast identyfikowany w momencie jego spostrzeżenia, dlatego w każdym punkcie ścieżki schodzenia układ oświetlenia musi mieć jedyny w swoim rodzaju wygląd, a ponadto wszystkie światła układu muszą mieć odpowiednią intensywność.

Przy locie wzdłuż ścieżki schodzenia w czasie zbliżania samolotu w rejon lotniska schemat rozmieszczenia jednej z takich grup światła i ich światłne charakterystyki powinny zapewniać podejście samolotu do lądowania, a przy lądowaniu umożliwić natychmiastowe prawie określenie kierunku lotu



1. Typy świateł do lądowania i startu samolotu

wzdłuż osi drogi startowej oraz jednocześnie pozwalać na łatwe i dokładne orientowanie o odchyleniach od tego kierunku i o poprzecznym przechYLENIU samolotu.

W trudnych warunkach meteorologicznych bezpośrednio widzenie terenu zastępują światła podejścia. Muszą one prowadzić pilota od punktu „kontaktu wzrokowego” do progu drogi startowej, a zatem na odległości, około 4000 m. Strefa lotu „na wzrok” jest to przestrzeń zawarta w bryle ABCDEFGH i rozpoczynająca się za „bramą zbliżenia” (rys. 2).

W celu zabezpieczenia lądowania w trudnych warunkach atmosferycznych konieczne jest, aby światła zbliżenia odpowiadały następującym zadaniom:

- kontakt wzrokowy musi być nawiązany natychmiast po przekroczeniu w dowolnym punkcie bramy zbliżenia ABCD o 1150 m od progu drogi startowej,
- światła powinny umożliwić pilotowi poprawienie wszystkich odchyłeń samolotu na elektronicznej ścieżce schodzenia zarówno w płaszczyznach góra-dół, jak również prawo-lewo,

— światła powinny dawać wyraźne ostrzeżenie w razie zbliżenia nieprawidłowego o niebezpiecznych odchyleniach od osi układu,

— jeżeli horyzont jest niewidoczny, to światła zbliżenia powinny wskazywać kierunek poziomu dla uniknięcia pochyleń samolotu zarówno umyślnego, jak i niezaplanowanego,

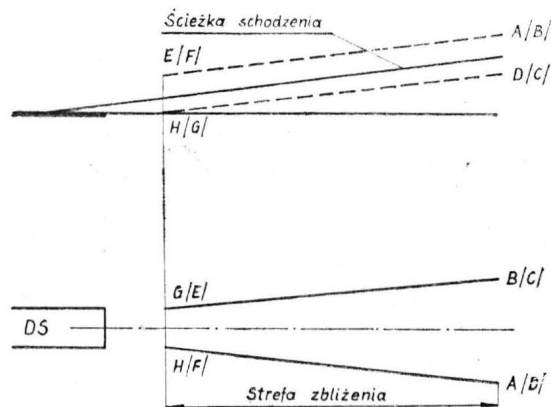
— światła te powinny wyraźnie dawać pilotowi wskazówkę co do odległości, jaka pozostała do przebycia między samolotem a niewidocznym jeszcze progiem drogi startowej.

Omówionym warunkom odpowiada schemat oświetlenia, którego centralny rząd świateł zbliżenia o barwie białej umieszczony jest na przedłużonej osi drogi startowej oraz kilka świetlnych horyzontów o barwie żółtej rozstawionych prostopadłe do linii centralnego rzędu świateł podejścia. Opisany układ geometryczny świateł podejścia zyskał wielką popularność i zalecany jest przez ICAO jako system standardowy (rys. 3).

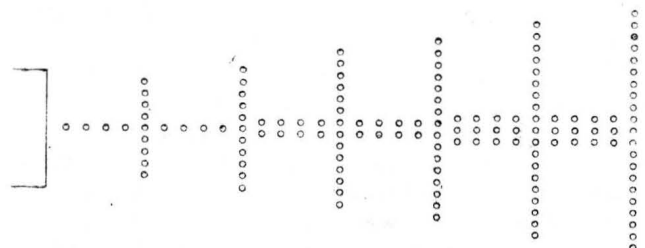
W warunkach słabej widoczności światła progowe są jednym z najbardziej krytycznych elementów systemu oświetlenia, ponieważ identyfikują początek nawierzchni drogi startowej. Światła te muszą być absolutnie jasne w sensie wzrokowej informacji i powinny charakteryzować się wyraźną zmianą w ukształtowaniu układu świetlnego.

Bezpośrednio za progiem drogi startowej powinna nastąpić zmiana układu świetlnego, który powinien wyróżniać się liniowością. Tworzą go światła linii centralnej drogi startowej oraz strefy podejścia.

Problem ten jest od pewnego czasu przedmiotem intensywnych badań w komorze mgielnej Amerykań-

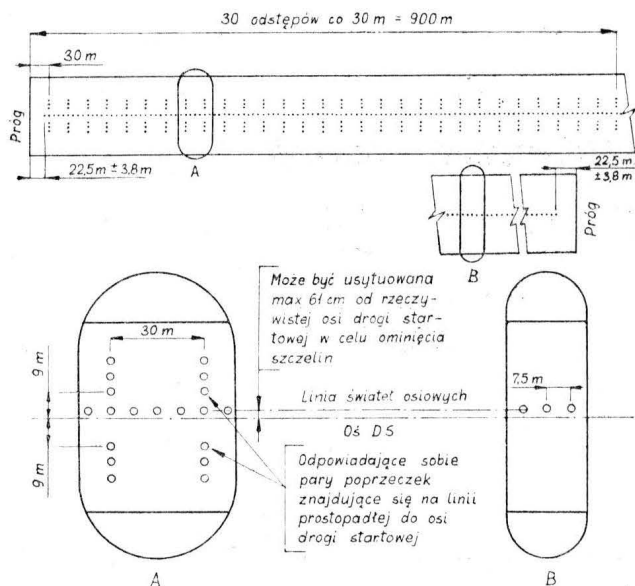


2. Ścieżka schodzenia w strefie podejścia



3. System Calverta

Oświetlenie lotnisk...



4. Krajowa norma amerykańska do oznakowania świetlnego strefy przyziemiania, drogi startowej i systemu świetlnego osi drogi startowej

skiej Federalnej Agencji Lotnictwa na Uniwersytecie Kalifornijskim. Układ i intensywność oświetlenia drogi startowej powinny być tak dobrane, że w momencie kiedy pilot dostrzeże światło, będzie miał czas na korektę toru lotu. Ponadto oświetlenie to powinno odpowiednio określić płaszczyznę drogi startowej w celu umożliwienia pilotowi utrzymanie właściwej wysokości. Jednak w czasie lądowania oko pilota musi się zbyt szybko przestawić ze środkowej linii światła podejścia na dwie boczne linie światła drogi startowej. Przejście to jest zbyt nagłe i w miejscu dotychczasowego sterowania optycznego pojawia się ciemny pas, a u pilota powstaje wrażenie „przepaści”. Do czasu nowej adaptacji pilot widzi drogę startową niewyraźnie, co uniemożliwia mu określenie wysokości lotu. Stąd zalecenie ICAO, aby pierwsze 600 m drogi startowej było wyposażone w dodatkowy biały pas świetlny, co jest możliwe do zrealizowania, gdy w nawierzchnię drogi startowej zostaną wmontowane światła typu wgłębionego. Centralna linia światła drogi startowej przeznaczona jest do utrzymania samolotu w osi tej drogi i służy wyłącznie jako wizualna pomoc do tego celu.

Centralna linia światła drogi startowej działa znacznie sprawniej w ciemnej przestrzeni drogi startowej niż światła krawędziowe — światła dywanu zainstalowane w strefie przyziemiania.

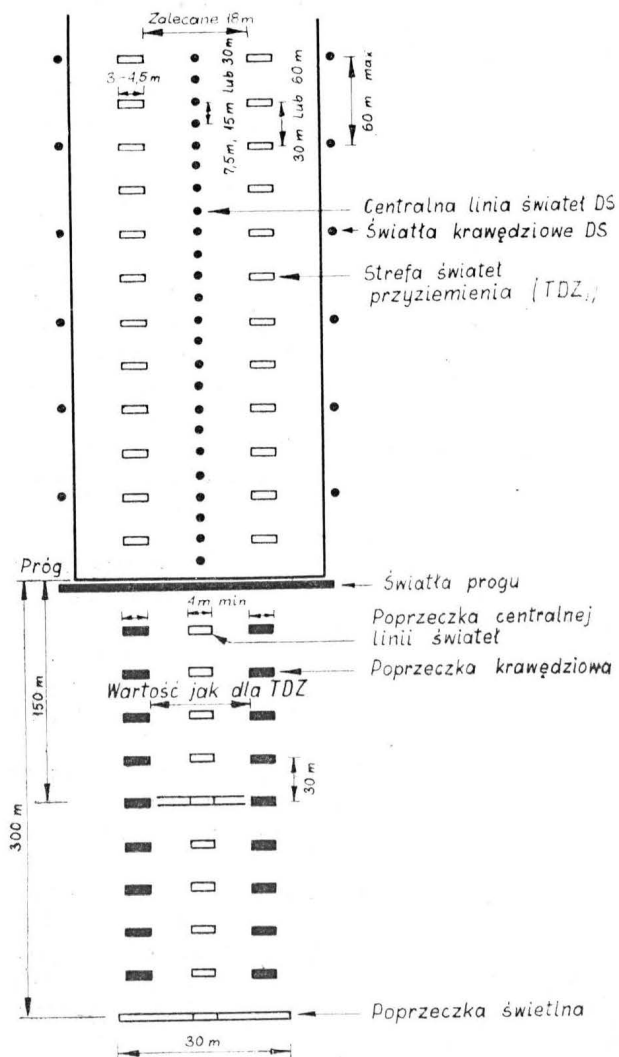
Wyposażenie lotnisk w centralną linię światła jest zagadnieniem niezwykle trudnym z powodu zabudowy i montażu — zwłaszcza na lotniskach czynnych; jednak obecnie dzięki mechanizacji pracy światła są wbetonowywane na wielu lotniskach zagranicznych (rys. 4, 5).

Należy zaznaczyć, że instalacja tych światła na lotniskach położonych w rejonach średnich i dużych opadów śniegu jest związana z bardzo uciążliwą eksploatacją, wymagającą niezwykle starannego usuwania śniegu i pokrywy lodu z betonowych nawierzchni dróg startowych oraz dróg kołowania.

W celu oznaczenia rejonu przyziemiania i ułatwienia lądowania szczególnie przy niskich minimach

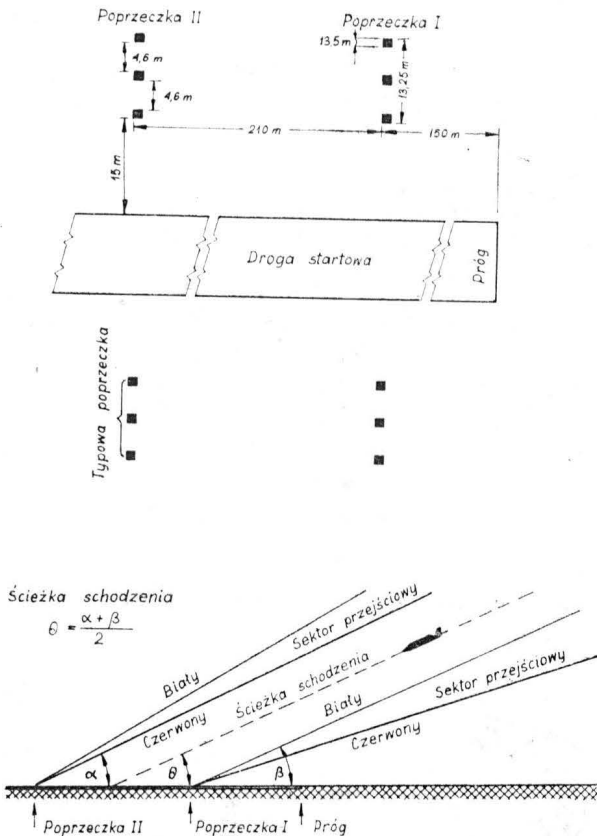
pogody umieszcza się świetlny wskaźnik kąta schodzenia — VASIS. Wskaźnik ten jest świetlnym urządzeniem zespołowym, zainstalowanym w strefie przyziemienia samolotu i składa się z dwunastu pojedynczych światła po obu stronach drogi startowej zabudowanych w dwu grupach po trzy światła pod kątem 90° do drogi startowej, ze szczeliną zwróconą w kierunku dołotu. Tworzy się w ten sposób korytarz świetlny w formie wachlarza, który ograniczony jest poziomo około 30° i pionowo 8° . Urządzenie VASIS daje pilotowi wskazówki do zachowania właściwego kąta schodzenia w ostatniej fazie lotu, co przy znacznych prędkościach horyzontalnych i pionowych ma pierwszorzędne znaczenie dla prawidłowego podejścia samolotu do lądowania. W systemie VASIS zastosowany został kod dwu barw, czerwonej i białej z uwagi na największy procent czystości chromatycznej tych barw. Lokalizacja urządzeń VASIS musi być tak przeprowadzona, aby jej wskazania pokrywały się ze wskazaniami nieoptycznymi ILS.

Urządzenie VASIS stosuje się dla ścieżek schodzenia zawartych w granicach 2° — $4,5^\circ$. Zakres widzialności VASIS w zależności od widoczności meteorologicznej został przedstawiony na wykresie (rys. 6, 7). W portach lotniczych o dużym ruchu istnieje konieczność szybkiego i płynnego opuszczania przez

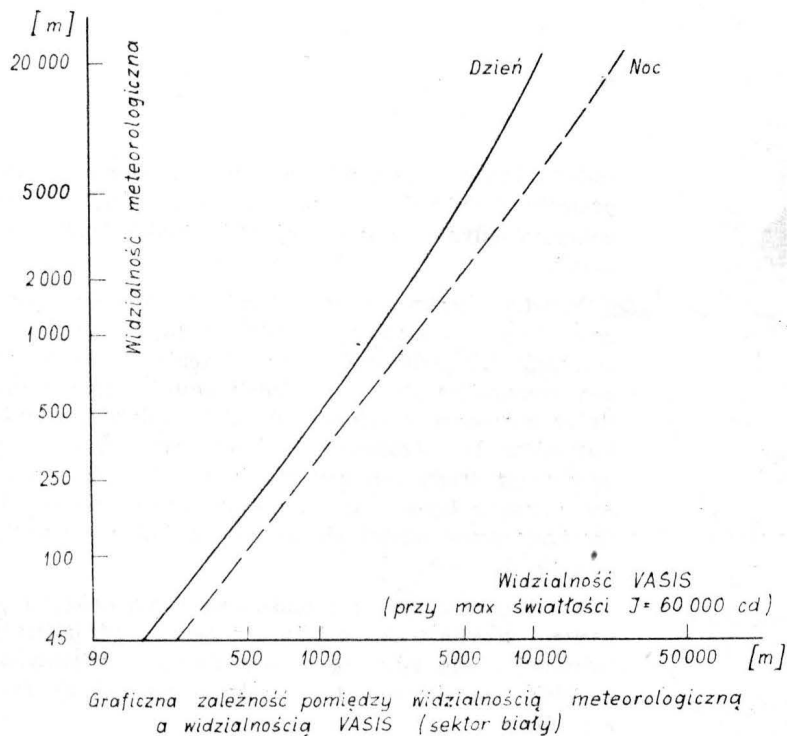


5. Światła podejścia i drogi startowej dla drogi startowej z precyzyjnym podejściem II kat.

Oświetlenie lotnisk...



6. Lokalizacja VASIS — charakterystyka pionowa (przykład); VASIS dla $\alpha + \beta$ od $2 \div 4,5^\circ$

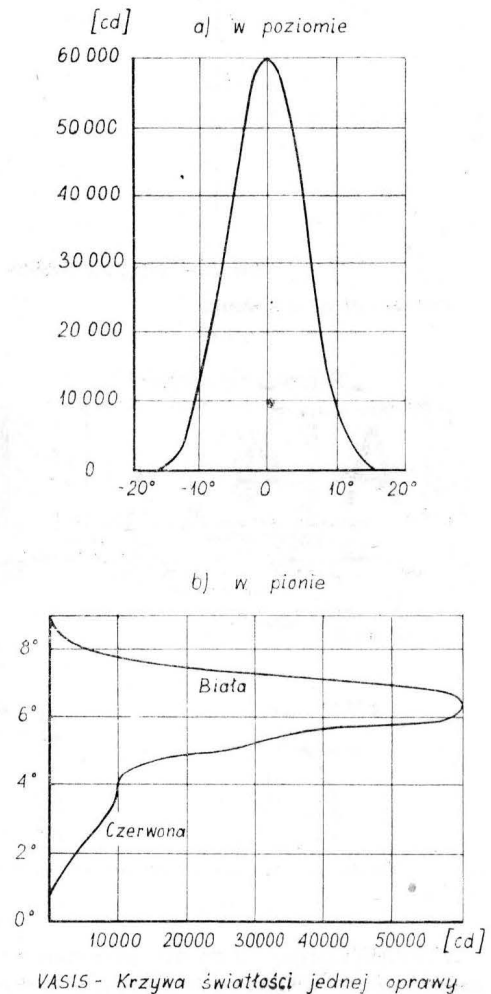


7. Graficzna zależność pomiędzy widzialnością meteorologiczną a widzialnością VASIS (sektor biały)

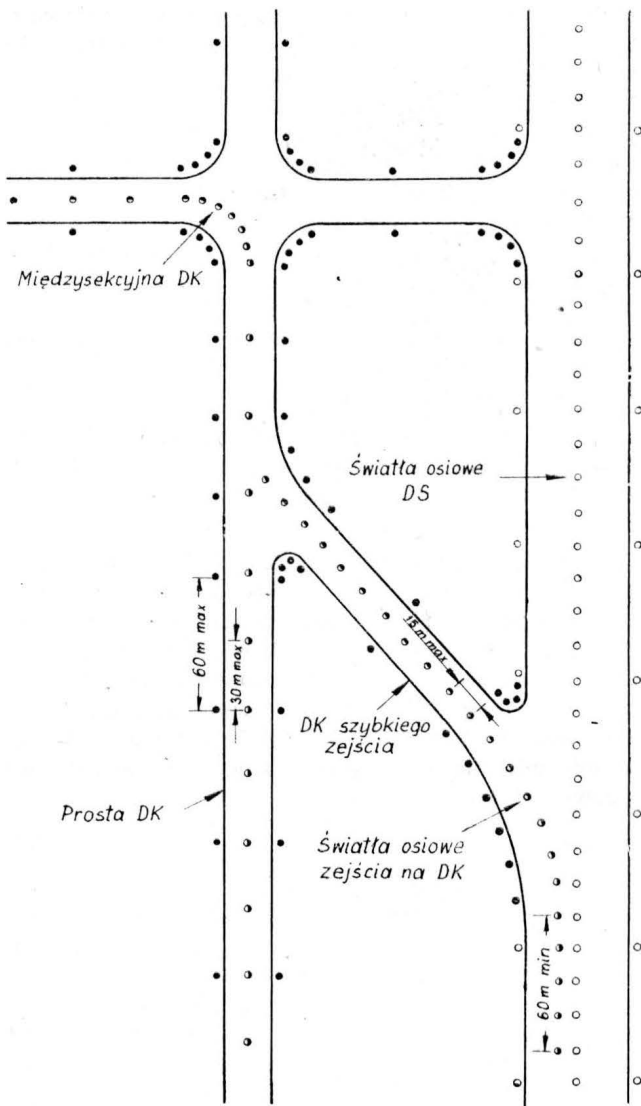
samoloty drogi startowej, tak że kołowanie aż do płyty dworcowej powinno odbywać się sprawnie, bez zakłóceń i kolizji na skrzyżowaniach. W tym celu wykonuje się łączenia drogi startowej z drogami kołowania z krzywiznami o dużym promieniu, tak że prędkość kołowania może wynosić 80—100 km/h. W warunkach dobrej widoczności w dzień bezpieczne operacje na tych zejściach z drogi startowej na drogę kołowania uzyskuje się za pomocą oznaczników dziennych (linia wyznaczająca oś krzywizny drogi kołowania). Natomiast w warunkach złej widoczności istnieje konieczność instalowania obok świateł krańcowych — osiowych świateł wbetonowanych na osi zejścia z drogi startowej na drogę kołowania.

Konieczność wykonywania tak określonych zejść z drogi startowej na drogę kołowania (rys. 8) jest nakazem wynikającym z uwzględnienia rozwoju lotnictwa komunikacyjnego (wprowadzone do eksploatacji samolotów wielkiej pojemności).

Dla operacji kategorii I system świetlnych pomocy lotniskowych musi być skuteczny nie tylko przy ograniczonej widoczności do 800 m, ale także przy średniej i dobrej widoczności. Pod pojęciem ograniczonej lub złej widoczności należy rozumieć odległość — do 1 km, przy której widać ciemne przedmioty na tle nieba. Widoczność średnia lub pogorszona — odległość od 1 do 4 km; dobra widoczność — odległość powyżej 4 km.

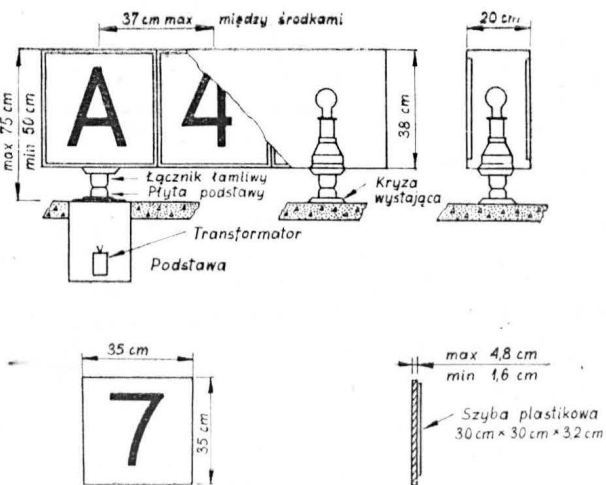


Oświetlenie lotnisk...



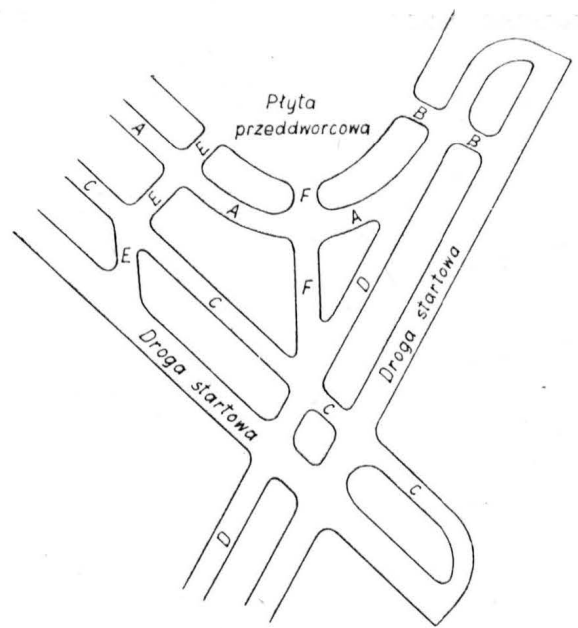
Światła dróg kołowania - DK

8 Światła dróg kołowania

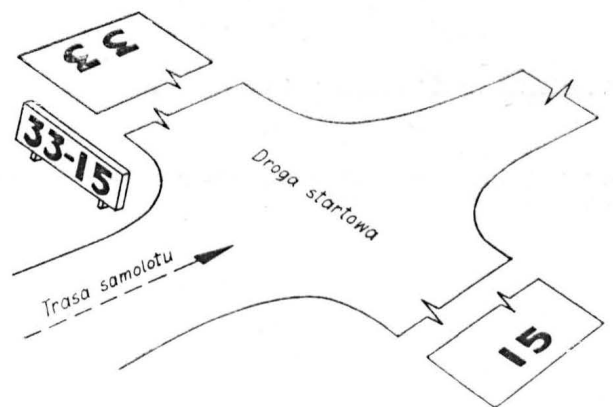


9. Wewnętrznie oświetlony znak do prowadzenia przy kołowaniu

Z drugiej strony elementy systemów świetlnych są przeznaczone w pierwszym rzędzie do pomocy pilotowi w warunkach operacyjnych kategorii II (tzn.



Przydzielenie liter drogom kołowania



Znak przecięcia drogi startowej z drogą kołowania

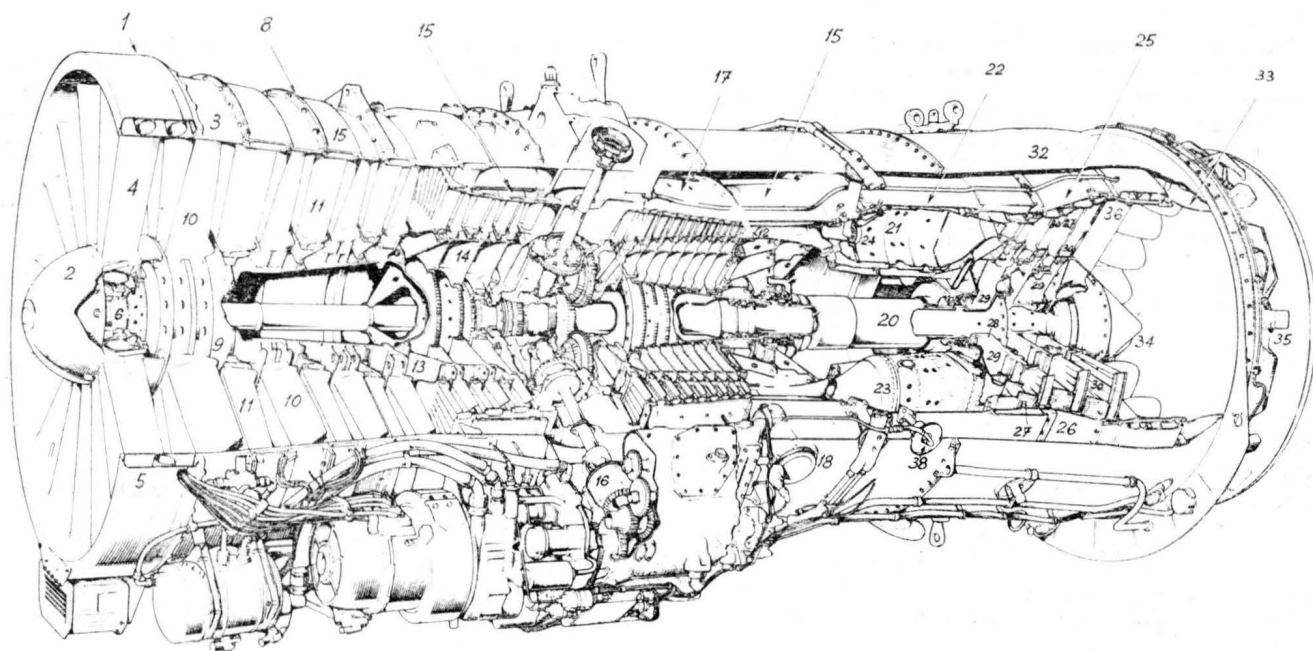
10

światła strefy przyziemienia i boczne czerwone poprzeczki świetlne) i mogą być zaprojektowane dla pokrycia jedynie ograniczonej widzialności drogi startowej.

Ponadto ukośny zasięg widzenia z wysokości podjęcia decyzji o lądowaniu będzie zazwyczaj znacznie mniejszy niż określony zasięg widzenia drogi startowej, szczególnie dla lotnisk, gdzie gęstość mgły wzrasta ze wzrostem wysokości lub gdzie podstawa chmur jest niska. Do regulowania ruchem samolotów i pojazdów po drogach lotniskowych w rejonach przylegania dróg kołowania do dróg startowych oraz na ich skrzyżowaniach używa się sygnały świetlne o barwie czerwonej i zielonej.

Dla dużych lotnisk z rozgałęzioną siecią dróg kołowania przyjmować należy systemy sygnalizacji świetlnej składające się z semaforów świetlnych, strzałek sygnałowych lub znaków cyfrowych (rys. 9 i 10).

Dokończenie w następnym numerze



KONSTRUKCJA SILNIKA ODRZUTOWEGO

- 1 — wlot powietrza, część wlotowa
- 2 — kołpak centralny
- 3 — kadłub (korpus) wlotowy
- 4 — wieniec kierownic wlotowych
- 5 — kolektor instalacji przeciwooblodzeniowej
- 6 — łożysko przednie (środkowe, tylne)
- 7 — obudowa (korpus) łożyska
- 8 — sprężarka niskiego (wysokiego) ciśnienia
- 9 — wirnik sprężarki
- 10 — łopatki wirnika sprężarki
- 11 — łopatki kierujące sprężarki
- 12 — kierownice wylotowe sprężarki
- 13 — beben wirnika sprężarki
- 14 — tarcze stopni sprężarki
- 15 — kadłub sprężarki
- 16 — skrzynka napędów
- 17 — kanał zewnętrzny (wewnętrzny)
- 18 — upust powietrza z za sprężarki
- 19 — zawór upustowy
- 20 — wał (sprężarki, turbiny)
- 21 — komora spalania
- 22 — płaszcz (pierzście) zewnętrzny komory spalania
- 23 — rura żarowa
- 24 — wtryskiwacz paliwa
- 25 — turbina n.c. (w.c.)
- 26 — kadłub turbiny
- 27 — wieniec kierownic turbiny
- 28 — wirnik turbiny
- 29 — tarcza turbiny
- 30 — łopatki wirnika turbiny
- 31 — uszczelnienie
- 32 — rura wylotowa
- 33 — zespół mieszania strumieni
- 34 — stożek wylotowy (zewnętrzny, wewnętrzny)
- 35 — dysza wylotowa (napędowa)
- 36 — rozpórka rury wylotowej
- 37 — dopalacz
- 38 — świeca zapłonowa wysokiej energii
- 39 — rozrusznik (elektryczny, powietrzny)
- 40 — prądorozrusznik (prądnicarozrusznik)
- 41 — układ paliwowy (zasilania i sterowania)

TURBO-JET ENGINE CONSTRUCTION

- 1 — air inlet, air intake
- 2 — nose fairing, air intake
- 3 — air intake casing
- 4 — intake guide vanes
- 5 — anti-icing air manifold
- 6 — front bearing (intermediate, rear)
- 7 — bearing housing (support)
- 8 — low (high) pressure compressor
- 9 — compressor rotor
- 10 — compressor rotor blades
- 11 — compressor guide vanes (blades)
- 12 — compressor outlet guide vanes
- 13 — rotor drum
- 14 — compressor stages discs
- 15 — compressor casing
- 16 — gear box, wheelcase
- 17 — by-pass duct (internal duct)
- 18 — air bleed
- 19 — bleed valve
- 20 — rotor shaft (turbine, compressor)
- 21 — combustion chamber
- 22 — combustion casing
- 23 — flame tube
- 24 — fuel burner, fuel spray nozzle
- 25 — low (high) pressure turbine
- 26 — turbine casing
- 27 — nozzle guide vanes
- 28 — turbine rotor, t. wheel
- 29 — turbine disc
- 30 — turbine (rotor) blades
- 31 — sealing
- 32 — exhaust unit, jet pipe
- 33 — exhaust mixer
- 34 — exhaust cone
- 35 — propelling nozzle
- 36 — exhaust unit support strut
- 37 — afterburner
- 38 — high energy igniter plug
- 39 — starter, air starter
- 40 — starter-generator
- 41 — fuel system

KONSTRUKCJA ТУРБОРЕАКТИВНОГО ДВИГАТЕЛЯ

- 1 — входной канал; воздухозаборник
- 2 — обтекатель; кок
- 3 — передний корпус компрессора
- 4 — входной направляющий аппарат (ВНА)
- 5 — коллектор противообледенительной системы
- 6 — передний (средний, задний) подшипник
- 7 — корпус подшипника
- 8 — компрессор низкого (высокого) давления
- 9 — ротор компрессора
- 10 — лопатка ротора компрессора
- 11 — спрямляющие (направляющие) лопатки к
- 12 — выходные спрямляющие лопатки к
- 13 — барабан ротора к
- 14 — диски ротора
- 15 — корпус
- 16 — коробка приводов
- 17 — наружный (внутренний) контур
- 18 — перепуск (отбор) воздуха из-за компрессора
- 19 — клапан перепуска
- 20 — вал (компрессора, турбины)
- 21 — камера сгорания
- 22 — наружный (внутренний) кожух камеры сгорания
- 23 — жаровая труба
- 24 — топливная форсунка
- 25 — турбина низкого (высокого) давления
- 26 — корпус турбины
- 27 — сопловой аппарат т
- 28 — ротор турбины
- 29 — диск турбины
- 30 — рабочие лопатки т
- 31 — уплотнение
- 32 — выхлопная труба; выходное устройство
- 33 — смеситель; камера смешивания
- 34 — наружный (внутренний) конус
- 35 — реактивный насадок; реактивное сопло
- 36 — стойка реактивной трубы
- 37 — форсажная камера
- 38 — запальная свеча поверхностного разряда
- 39 — стартер (электрический, воздушный)
- 40 — стартер-генератор
- 41 — топливная (топливо-регулирующая) система

DIE KONSTRUKTION DES TL-TRIEBWERKES

- 1 — der Lufteinlauf (Lufttritt)
- 2 — der Zentralkonus
- 3 — das Lufteintrittsgehäuse
- 4 — die Eintrittsleitschaufeln
- 5 — die Enteisungsluft-Sammelleitung
- 6 — das Vorder (Mittel-, Hinter-)Lager
- 7 — das Lagergehäuse
- 8 — der Nieder-/Hochdruck-Verdichter
- 9 — der Verdichter-Rotor
- 10 — die Verdichter-Rotor-schaufeln
- 11 — die Verdichter-Leitschaufeln
- 12 — die Verdichter-Austritts-schaufeln
- 13 — der Trommelläufer
- 14 — die Verdichter-Scheiben
- 15 — das Verdichter-Gehäuse
- 16 — der Getriebekasten
- 17 — das By-pass-Kanal (Innen-Kanal)
- 18 — das Luftablass
- 19 — das Luftablass-Ventil
- 20 — die Welle (Verdichter-, Turbinen-)
- 21 — die Brennkammer
- 22 — der Aussenmantel (-ring) der Brennkammer
- 23 — das Flammrohr
- 24 — die Einspritzdüse, der Brenner
- 25 — die Niederdruck (Hochdruck)-Turbine
- 26 — das Turbinen-Gehäuse
- 27 — die Turbinen-Leitschaufeln, Turbineneintritts-Schaufeln
- 28 — der Turbinen-Rotor, das Turbinen-Laufrad
- 29 — die Turbinenscheibe
- 30 — die Turbinen-Rotor-schaufeln
- 31 — die Dichtung, der Dichtungsring, die Labyrinthdichtung
- 32 — das Strahlrohr
- 33 — der Luft-Gas-Mixer
- 34 — der Abgaskonus
- 35 — die Schubdüse
- 36 — die Abgasrohrstütze
- 37 — der Nachbrenner
- 38 — die Anlass-Zündkerze
- 39 — der Elektroanlasser (Starter), Luftanlasser
- 40 — der Starter-Generator
- 41 — das Kraftstoffsystem

● Польская авиационная промышленность экспортирует свои изделия в 50 стран. Польские самолеты эксплуатируются в 9 социалистических странах, 5 капиталистических европейских и 4 внеевропейских. Вертолеты SM-1 покупались в 4 страны, а Ми-2 в СССР и Венгрии. В большинстве стран пользуются польскими планерами.

● Между представителями Аэроклуба ПНР и Управлением Объединения Авиационной Промышленности „Дельта” были проведены разговоры по вопросу возможности внедрения в производство учебно-тренировочного самолета для аэроклубов.

● Комиссия по самолетному спорту Аэроклуба ПНР высказалась за покупку в СССР использованных двухмоторных самолетов L-200 Моравы для употребления в аэроклубах.

● Очередным владельцем самолета An-2 в Польше является Президиум Воеводского (Областного) Народного Совета в Ополе. Самолет предназначен для перевозки запасных частей и ремонтных бригад в местные предприятия, а также для местной коммуникации. Предусматривается особенно интенсивное использование самолета во время жатвы.

● Польская санитарная авиация ввела в эксплуатацию два первые купленные в 1972 г. санитарные вертолеты Ми-2. Вертолет Ми-2 берет на борт 2 лежащих больных или 4 сидящих больных и врача. Вертолеты эти оборудованы реанимационной аппаратурой. Первые Ми-2 получили станции санитарной авиации в Варшаве и Катовицах. Предусматривается покупать по 2 вертолеты Ми-2 в год, до получения в 1979 г. количества 15 санитарных вертолетов Ми-2.

● Польские авиалинии „Лёт” в 1972 г. на внутренних линиях одержали самый высокий в мире показатель использования пассажирских мест — равный 80%. На внутренних и внешних линиях „Лёт” перевез в 1972 г. 1,4 миллиона пассажиров, т.е. о 30% больше чем в 1971 г. Внешние линии перевезли свыше 0,5 миллиона пассажиров.

● В половине 1973 г. будет сдана в пользование новая астрономическая обсерватория Варшавского Университета, построена в Островике возле Отвоцка. Аппаратура Цейсса будет установлена в здании, которого 14-метровая башня — вмещающая телескоп диаметром 600 мм, будет прикрыта подвижным куполом.

● За изготовление и испытание летающей лаборатории Ляля-1 служащие Авиационного Института в Варшаве получили премию Министра Машинной Промышленности равную 250 тыс. злотых.

● На соревнованиях за мемориал Жвирки и Вигуры проведенных осенью прошедшего года между пилотами Польши и Чехословакии победил польский экипаж З. Дудзик и В. Квятковский на PZL-104 Вильга. Польские пилоты завоевали 6 первых мест. Лучшим чехословацким экипажем оказались М. Фяля и Р. Езек. Принимали участие 24 экипажа. Соревнования состоялись по случаю 40 годовщины смерти Жвирки и Вигуры, победивших на самолете РВД-6 на международных состязаниях Шалланж 1932. В X Рейде Пилотов и Журналистов в мае прошлого года самолеты Вильга также достигли отличных результатов.

● The Polish aviation industry exports its products to 50 countries. Polish aircraft are used by 9 socialistic and 5 capitalistic countries in Europe and by 4 countries overseas. The SM-1 helicopters were purchased by 4 countries while the Mi-2s by two (Soviet Union and Hungary). However, most countries are using our gliders.

● Representatives of the Polish Aeroclub and the management of the Delta Aircraft and Engine Industry Union were discussing a perspective startup of the production of training aircraft for aeroclubs.

● The Polish Aeroclub declared itself for a purchase of used L-200 Morava two-engined aircraft from the Soviet Union. They are intended for aeroclubs.

● A successive Polish buyer of the An-2 aircraft is the People's Provincial Council in Opole. The aircraft will be used by local enterprises to transport spare parts and repair teams and for local communication. It is expected that it will be most fully utilized during the harvest time.

● The Polish ambulance aviation has put into service the first two Mi-2 ambulance helicopters bought in 1972. The helicopter is designed to carry 2 patients on stretchers or 4 sitting patients and a physician. The helicopters will be provided with reanimation equipment. The first Mi-2s went to the medical air service groups in Warszawa and Katowice. Plans are made to purchase 2 Mi-2 helicopters annually until a total of 15 helicopters be reached by 1979.

● The Polish Airlines „LOT” have withdrawn all IL-14 piston-engined aircraft from domestic routes, replacing them by An-24s. IL-18s will be operating on Warszawa—Kraków and Warszawa—Wrocław routes.

● In 1972, the Polish Airlines „LOT” had the highest load factor in the world on domestic routes represented by as much as 80 per cent. The 1972 performance of the „LOT” on domestic and foreign routes amounted to 1,4 million passengers that is by 30 per cent more than in 1971. A total number of passengers carried on foreign routes was over 0.5 million.

● A new astronomical observatory of the Warsaw University built at Ostrowik near Otwock will start working in mid 1973. The observatory building with its 14-meter tower housing a 600-mm telescope and surmounted by a dome will be provided with Zeiss equipment.

● Polish pilots, Z. Dudzik and W. Kwiatkowski, on a PZL-104 Wilga aircraft — winners at the Żwirko and Wigura Memorial Contest held in Autumn last year between Poland and Czechoslovakia. Poles won the first 6 placings. The best Czechoslovakian team was M. Fiala and R. Jezek. 24 teams were competing. The Contest was organized at the 40th Anniversary of Żwirko and Wigura's death; both pilots were winners of the International Touring Competition (Challenge, 1932). Wilgas were also a great success in the Xth Pilot and Journalist Rally in May last year.

Jankiewicz Z.: **Powstanie i upadek Luftwaffe**. Wydawnictwo Poznańskie, Poznań 1972, str. 328, cena 35 zł.

Książka przedstawia rozwój i dzieje lotnictwa wojskowego hitlerowskich Niemiec oraz działalność niemieckiego przemysłu lotniczego przed II wojną światową i podczas niej, a także pokazuje główne niemieckie konstrukcje lotnicze tego okresu.

Postawienie sobie zadania zamieszczenia tak obszernej tematyki w objętości około 300 stron jest dość ambitne. Trzeba przyznać, że autor dobrze je zrealizował.

Aby pokazać genezę Luftwaffe przedstawiona została na wstępie sytuacja niemieckiego lotnictwa i przemysłu lotniczego po I wojnie światowej oraz metody omijania ograniczeń nałożonych na Niemcy w wyniku Traktatu Wersalskiego. Metody te polegały na szkoleniu kadr dla Luftwaffe w szkołach cywilnych lub za granicą oraz na tworzeniu filii niemieckich wytwórni lotniczych w innych krajach. Na przeszło sześćdziesięciu stronach opisano niemiecki przemysł lotniczy i jego główne konstrukcje. Podkreślono też rolę udziału niemieckiego lotnictwa w walkach w Hiszpanii — jako poligonu doświadczalnego. Jako podsumowanie okresu przedwojennego — dokonano porównania lotnictwa niemieckiego z lotnictwem ważniejszych krajów Europy w przededniu wojny.

Działalność Luftwaffe podczas II wojny światowej przedstawiono w następujących rozdziałach: napad na Polskę, desant w Norwegii, kampania na Zachodzie, bitwa o W. Brytanię, Bałkany i Kreta, front wschodni, bitwa o Atlantyk. Zagładę Luftwaffe przedstawiono opisując masowe naloty na Niemcy, kampanię afrykańską i włoską, inwazję na Francję i radziecką ofensywę styczniową. Przeprowadzono również porównanie sił lotniczych głównych walczących stron i przedstawiono wojenną produkcję lotniczą głównych państw. W rachunku tym pominięto lotnictwo Włoch, głównego sojusznika Niemiec. W obszernych tabelach zestawiono dane techniczne bojowych samolotów niemieckich i państw walczących z Niemcami. W rozdziale poświęconym nowym broniom opisano przygotowywane do ataku na USA za pomocą bombowców dalekiego zasięgu i rakiety A-9/A-10, przedstawiono próby organizowania eskadr samobójców — budując odpowiednie samoloty i dostosowując bomby latające V-1, opisano „zastępcze” samoloty bojowe oraz „broń odwetową” V-1 i V-2, oraz pociski kierowane. W osobnym rozdziale opisano zbrodnie Luftwaffe m.in. na jeńcach wojennych.

Ostatni rozdział poświęcony jest odbudowie w NRF Luftwaffe i przemysłu lotniczego. Niestety informacje o przemyśle i produkowanych samolotach są mocno przestarzałe (przeważnie o 7—10 lat), np. spośród wymienionych kilkunastu wytwórni i instytucji lotniczych tylko jedna, Dornier, istnieje pod tą samą nazwą. Inny przykład: podano (s. 307), że zakłady Pützer produkują samoloty Elster, podczas gdy produkcja została zakończona 10 lat temu. Również dano zdezaktualizowane informacje o budowie śmigłowców Merckle, samolotów DFS-582 i VJ-101C, silnika He-053 i innych.

Książka daje prawidłowy obraz omawianego tematu, jest napisana interesująco i bogato ilustrowana zdjęciami i wypełnia dotkliwą lukę w naszej literaturze. Z powodu niezbyt dużego nakładu zapewne szybko zniknie z księgarń i konieczne będzie jej wznowienie.

Dlatego warto zwrócić uwagę na niedociągnięcia, których się autor nie ustrzegł. Autor nie wniknął w niemiecki system oznaczeń samolotów i nie zorientował się, że litera V po nazwie samolotu oznacza prototyp. Stąd na czterech zdjęciach pokazano prototypy, zamieszczając przy nich podpisy, jak np. komunikacyjna łódź latająca Do-26V-1 przekształciła się w łódź latającą dalekiego rozpoznania Do-26 V-4 (co oznacza, iż pierwszy prototyp przekształcił się w czwarty prototyp). Kilka błędów ma charakter pomyłek literowych, Np.

samolot He-162, a nie He-192 (s. 91), Bv-137 a nie Bv-237 (s. 104), Lightning, a nie Lighting (s. 218), Barracuda a nie Barracudo (s. 274), Jak-9U a nie Jak-9V (s. 276), silnik HWK-109-509 a nie MWK-104-599 (s. 102). Trochę błędów wynika z niekonsekwencji. Np. na s. 88 i 89 jako datę oblotu samolotu He-178 podano 24.VIII.1939 r. (była to data pierwszego skoku), a na s. 120 prawidłową datę pierwszego lotu — 27.VIII.1939 r. Na s. 120 nazwisko Pabst von Ohain napisane jest prawidłowo, zaś na s. 89 źle, gdyż Pabst von Ohain. Na s. 120 oznaczenia silników HeS-3, HeS-8 itp. pisane są prawidłowo, zaś na s. 90 i 91 nieprawidłowo He-s3, He-s8, na s. 121 oznaczenie silnika As-014 jest prawidłowo napisane, zaś na s. 244 nieprawidłowo AS-014.

Następujące błędy merytoryczne wymagają sprostowania. Dornier Wal nie pochodził z końca I wojny światowej (s. 94), gdyż jego pierwszy lot odbył się 6.XI.1922 r. DFS-228 i DFS-332 nie były szybowcami (s. 107), lecz samolotami rakietowymi. Ta-183 nie mógł być wzorem dla dwukadłubowego Vampira i SAAB-29, (s. 111), gdyż samoloty te zbytnio różniły się od siebie. Nie był on też wcale adaptowany w Szwecji jako SAAB-29. Zmieniony Ta-183 był przez K. Tanka zbudowany po wojnie w Argentynie jak Pulqui II. Natomiast można było wspomnieć, że przy projektowaniu samolotów F-86 i MiG-15 wykorzystano wnioski z dmuchań aerodynamicznych Ta-183 oraz że Me P-1109 stał się wzorem dla amerykańskiego samolotu Bell X-5, zaś angielski DH-108 Swallow bardzo przypominał projekt niemiecki Me P-1111. Lecz powróćmy do błędów. Pierwszą konstrukcją Henschla dla wojska nie był Hs-123 (s. 113), lecz Hs-121 i Hs-122. Delta III Lippischa nie była budowana seryjnie (s. 115); powstało jej tylko kilka sztuk. Siebel Si-204 to nie samolot turystyczny czy łącznikowy (s. 116), lecz lekki transportowy i do szkolenia załóg. Dla lotnictwa są potrzebne silniki nie wysoko wydajne (s. 118), lecz o dużej mocy i niezawodne, niegdyś używane był termin wydajność oznaczający dzisiejszą sprawność energetyczną silnika. W rozdziale o broniach rakietowych (s. 123) nie wiadomo dlaczego znalazła się bomba latająca V-1 z silnikiem pulsacyjnym oraz bomby szybowcowe Bv; a może tytuł rozdziału jest błędny i powinien brzmieć: Pociski kierowane. Konstruktorem pocisku Enzian był dr H. Wurster, a nie dr Konrad (s. 124), który był twórcą silnika do tego pocisku. W produkcji znalazły się nie tylko pociski X-1 (s. 125), lecz również X-3 i X-4, a X-7 również użyto na froncie. Przed wojną nie było u nas pułków „Warszawa” i „Kraków” (s. 154), lecz 1 pułk lotniczy w Warszawie i 2 pułk lotniczy w Krakowie. Samolot Natter nie mógł wznosić się w 10 sek na 10 tys. m (s. 248), bo to daje prędkość rzędu 3600 km/h czyli przeszło 4 razy więcej niż prędkość maksymalna samolotu, która wynosiła 800 km/h. Wzniesienie przy ziemi wynosiło 185 m/s. Błędem jest nazywanie dolnego krótkiego płata pływakowego wodnosamolotów Dornier — płatami ustateczniającymi (s. 94). Do niedociągnięć należy pominięcie niektórych ważniejszych samolotów, a wymienienie mało znaczących. I tak na s. 93 brak informacji o seryjnym myśliwcu nocnym He-219, na s. 94 o łodzi latającej Do-24 zbudowanej w liczbie ponad 170 szt., na s. 104 o wypróbowanym myśliwcu-szybowcu Bv-40, czy budowanych prototypach myśliwca wysokościowego Bv-155 i samolotu transportowego Bv-144. Na s. 112 brak jest informacji o samolocie szkolnym Go-145 zbudowanym dla wojska w serii kilku tys. szt., a wymienione są prototypy Go-147 i Go-149. Mówiąc o pociskach rakietowych wytwórni Rheinmetall (s. 123) niestety pominięto użyty w wojnie pocisk Rheintochter i rakietę przeciwlotniczą Rheintochter. Na s. 92 i 121 należy dodać, że zakłady Mittelwerke k.Nordhausen były podziemnym obozem koncentracyjnym; bowiem autor pisząc na s. 126 o podziemnych zakładach-obozach na południu Niemiec nie skojarzył tego z nazwą Mittelwerke. Zupełnym nieporozumieniem jest podpis pod reprodukcją reklamy PZL we Flugsportie (obok s. 209), gdyż możliwości produkcyjne naszego przemysłu były większe niż budżet przeznaczony na zakup samolotów. Dlatego eksport był celowo rozwijany jako czynnik rozwoju zakładów ponad potrzeby pokojowe, co dawało rezerwy fachowej kadry, surowców i sprzętu na wypadek wojny. Reklamy zamieszczono i we Flugsportie, gdyż czasopismo to docierało do wielu małych państw, w których język polski był mało znany.

Dokończenie na str. 40

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Samolot obserwacyjny LWS-3 Mewa

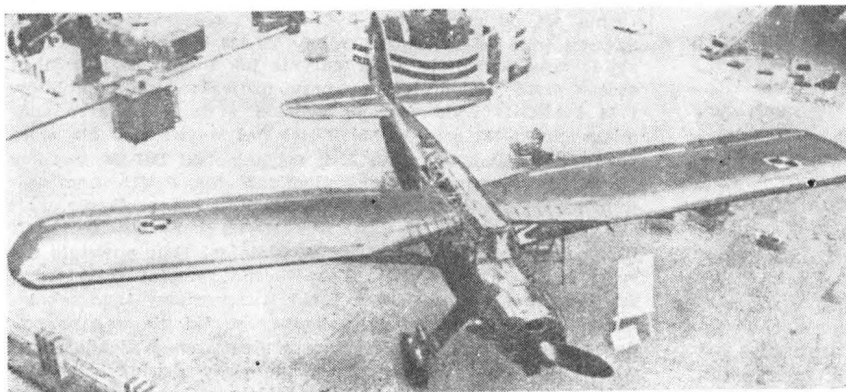
W roku 1935 inż. Zbysław Ciołkosz opracował w Państwowych Zakładach Lotniczych w Warszawie koncepcję samolotu obserwacyjnego o układzie górnopłata, a po przejściu do pracy w Lubelskiej Wytwórni Samolotów wykonał projekt

nym lotnisku w Lublinie w jesieni 1937 r., stwierdzając zbyt małą stateczność podłużną i poprzeczną oraz, że samolot był trudny w pilotażu. Okazało się, że w wynikach badań aerodynamicznych przeprowadzonych przez Instytut Aerody-

fabrycznych w locie zgiał się jeden z metalowych slotów, w wyniku czego wzmocniono konstrukcję slotów. W lecie i jesieni 1938 r. samolot przeszedł próby w Instytucie Technicznym Lotnictwa, wykazując doskonale własności krótkiego startu i lądowania oraz duże wznoszenie i dużą prędkość lotu. Na wysokości 3600 m prędkość maksymalna Mewy była większa niż samolotów myśliwskich PZL-P-11C. Podczas tych prób zostały kolejno zartarte trzy silniki Gnome-Rhône, których jakość nie była zadowalająca.

Na wiosnę 1938 r. został oblatany drugi prototyp LWS-2/II, na którym zastosowano opuszczane usterzenie pionowe, wg pomysłu inż. J. Teisseyre i A. Zdaniewskiego wypróbowanego na R-XIII, dla zwiększenia pola obstrzału do tyłu. Mechanizm opuszczania usterzenia był napędzany ręcznie korbką. Urządzenie to miało być zastosowane na samolotach seryjnych. Okazało się, iż wykonanie jego jest trudne i pracochłonne. Ze względu na problemy przy uruchamianiu produkcji — zrezygnowano z zastosowania tego usterzenia na samolotach seryjnych, gdyż przygotowanie produkcji Mew już się rozpoczynało. W drugiej serii samolotów zamierzano zastosować usterzenie uruchamiane silniczkiem elektrycznym.

Pierwszy prototyp Mewy na Salonie Paryskim w grudniu 1938 r.



wstępny tego samolotu przewidując jako napęd silnik polski G-1620 Mors lub budowany w kraju PZL-Bristol Pegaz VIII. Po odejściu Z. Ciołkosza do Podlaskiej Wytwórni Samolotów, projekt samolotu został gruntownie zmodyfikowany i otrzymał oznaczenie LWS-3 Mewa. Projekt konstrukcyjny samolotu został wykonany w LWS pod kierunkiem inż. Jerzego Teisseyre, przy współudziale inż. Władysława Fiszdona i inż. Bolesława Wiśnickiego. Mewa była nowoczesnym jednosilnikowym zastrzałowym górnopłatem o dużej mechanizacji płata, napędzanym silnikiem Gnome-Rhône Mars o mocy 680 KM i bardzo małej powierzchni czołowej (średnica silnika 960 mm), co zapewniało jej duże osiągi. Układ samolotu a w szczególności płata — nawiązywał do koncepcji samolotu RWD-9. Na samolocie zastosowano ciekawe rozwiązania konstrukcyjne, jak np. zaprojektowana przez techn. J. Lenartowicza uchylana w locie osłona tylnej kabiny strzelca i chowanie w kadłubie k.m. strzelca, a także mocowanie karabinów maszynowych na goleniach podwozia, dla uniknięcia strzelania przez płaszczyznę śmigła.

Na początku 1937 r. wytwórnia otrzymała zamówienie od lotnictwa wojskowego na 3 prototypy. W 1937 r. rozpoczęto budowę egzemplarza do prób statycznych prototypów. Pierwszy prototyp Mewy LWS-3/I oblatał W. Szulczewski na fabrycz-

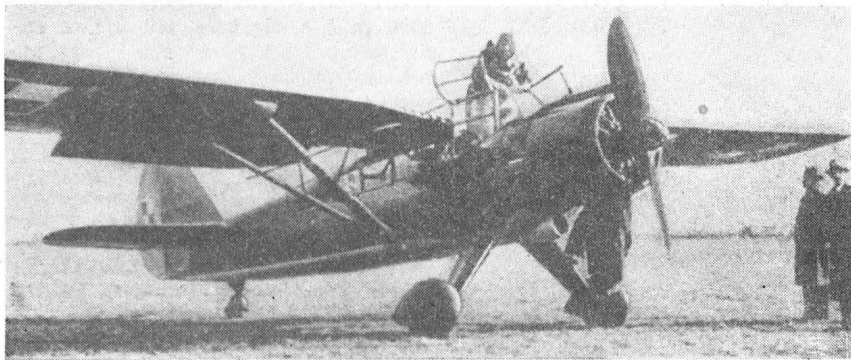
niczny w Warszawie była pomyłka. Na samolocie powiększono usterzenie poziome. W marcu 1938 r. nastąpił powtórny oblot. Przy pierwszej próbie startu, z winy grząskiego lotniska, samolot stanął „na głowie” uszkadzając śmigło i zginając wał silnika. Podczas prób

Uzbrojenie mocowane na podwoziu pierwszego prototypu Mewy



Fot. Arch. Dok. Mech.

Samolot obserwacyjny...



LWS-3/III Mewa z drewnianym śmigłem

Na jesieni 1938 r. (prawdopodobnie w październiku) został oblatany trzeci prototyp LWS-3/III Mewy, o zmienionej osłonie silnika oraz o nieco zmienionym kształcie oszklelenia kabiny. Samolot ten miał stanowić wzorzec dla wersji seryjnej oznaczonej Mewa A. Problemem wymagającym rozwiązania było mocowanie uzbrojenia, gdyż okazało się, że po każdym strzelaniu i po każdym lądowaniu mocowanie karabinów maszynowych na podwoziu ulega odkształceniu, powodując, iż broń ta przestawała strzelać celnie. Na jesieni 1938 r. nie uzbrojony LWS-3/III przeszedł próby eksploatacyjne w Dyonie Doświadczalnym Instytutu Technicznego Lotnictwa. W listopadzie 1938 r. na XVI Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu został wystawiony pierwszy prototyp Mewy. Wzbudził on duże zainteresowanie i został uznany za równorzędny z najlepszymi samolotami zagranicznymi tej klasy: angielskim Westland Lysander i niemieckim Henschel Hs-126. Mewa na Salonie została wystawiona na stoisku PZL pod oznaczeniem PZL Mewa, choć nie była zbudowana przez PZL.

Wytwórnia otrzymała w 1938 r. zamówienie na 200 Mew A — dla polskiego lotnictwa wojskowego. Z rozpoczętej na początku 1939 r. produkcji Mew pierwsze egzemplarze miały być gotowe w połowie lata. W sierpniu 1939 r. rozpoczęto montaż pierwszych samolotów. W końcu sierpnia zostało osiągnięte tempo montażu jeden samolot dziennie. W stanie zaawansowanym było ok. 30 samolotów (10 gotowych bez śmigieł, 7 na lakierni i 10 na montażu). 2 września 1939 r. rano pierwsze dwa samoloty seryjne były gotowe do odbioru, gdy rozpoczęło się bombardowanie lotniska przez samoloty niemieckie, podczas którego jedna Mewa została uszkodzona. Część gotowych samolotów ewakuowano do Parku Bronowickiego w Lublinie, a około 8 do lasu przy szosie na Krasnystaw. Tam dostosowywano samoloty do śmigieł drewnianych, gdyż brakowało piast do śmigieł trójłopatowych zamówionych we Francji. Dwa z tych samolotów, bez uzbrojenia przekazano lotnictwu wojskowemu, były one ewakuowane na lotnisko Pohor-

ce k. Lwowa, a następnie w dniu 12.IX.1939 r. otrzymała je 26 eskadra obserwacyjna armii Kraków. Zostały one rzutem powietrznym skierowane na Lotnisko Medyka koło Przemysła. Jedna z Mew podczas lądowania na tym lotnisku o zmroku 12.IX.1939 r. została rozbita. Druga została spalona 17.IX.1939 r. na lotnisku Zagwózdź pod Stanisławowem z powodu niemożności ewakuacji. Ponadto jedna Mewa była ewakuowana do Pińska, gdzie stała na lotnisku w dniach 12—16.IX.1939 r. Pozostałe gotowe Mewy zostały uszkodzone. Nie można było ich uruchomić, gdyż brakowało do nich piast do mocowania śmigieł, które zbyt późno zamówiono we Francji w Wytwórni Gnome-Rhône: przybyły one we wrześniu 1939 r. do Polski, lecz znalazły się pod Zaleszczykami. Niemcy przejęli tylko Mewy niezdatne do lotu i zabrali je na złom.

W kwietniu 1939 r. został podpisany kontrakt na budowę 60 Mew B dla Bulgarii, napędzanych silnikiem Fiat R 74 o mocy 860 KM. Dla kierownictwa Marynarki Wojennej opracowano projekt pływakowej odmiany Mewy, która miała otrzymać pływaki od samolotu Lublin R-VIII bis.

W roku 1939 opracowano projekt wersji rozwojowej LWS-7 Mewa II. Model aerodynamiczny tego samolotu przeszedł dmuchania w Instytucie Aerodynamicznym w Warszawie. Mewa II miała inny płat, o trapezowo zwężonych częściach zewnętrznych oraz bardziej aerodynamiczny kadłub o konstrukcji półskorupowej. Napęd samolotu początkowo miał stanowić silnik Mars,

a później silnik PZL Legwan lub Pegaz XX o mocy 900 KM. Samolot miał osiągać prędkość maksymalną rzędu 400—420 km/h. Dokumentacja konstrukcyjna tego samolotu została ewakuowana we wrześniu 1939 r. przez dyrektora naczelnego LWS — mjr inż. A. Sipowicza do Rumunii i złożona w polskiej ambasadzie w Bukareszcie oraz przekazana do Sofii z nadzieją uruchomienia produkcji Mew II w Bułgarii dla potrzeb polskiego lotnictwa. W czasie wojny bułgarska wytwórnia DAR (Darżawna Aeroplanna Rabotielnica) w Sofii zbudowała prototyp i serię informacyjną samolotów zbliżonych do Mewy II dla swego lotnictwa. Podobno kilka samolotów znalazło się po wojnie w Jugosławii.

Samolot LWS-3 Mewa należał do grupy bardzo udanych konstrukcji, których produkcja została uruchomiona zbyt późno, by mogły wziąć udział w kampanii wrześniowej 1939 r.

KONSTRUKCJA

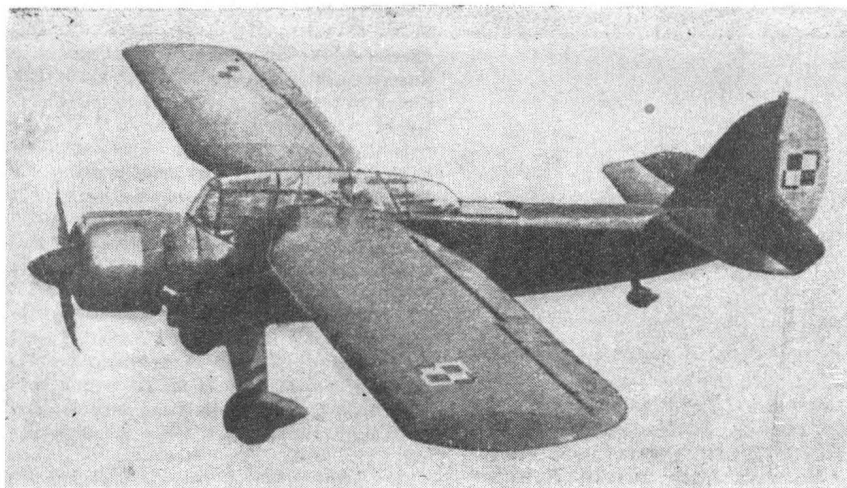
Dwumiejscowy samolot obserwacyjny mieszanej konstrukcji o układzie zastrzałowego górnopłata.

Kadłub kratownicowy spawany z rur stalowych chromo-molibdenowych, kryty z przodu blachą duralową, zaś w tylnej części płótnem na listwach duralowych. Kabina kryta, dwumiejscowa. Osłona kabiny nad miejscem pilota — otwierana na boki. Wejście do kabiny pilota po stopniach na lewej gołenii i w lewej burcie w kadłubie. Wejście do kabiny obserwatora (spełniającego funkcje strzelca i radiotelegrafisty) przez drzwi w lewym boku kadłuba. Obie kabiny wyposażone w sterownice. Samolot wyposażony w przyrządy do pilotażu bez widoczności ziemi i instalację elektryczną z reflektorem sygnalizacyjnym, zasilaną prądnicą 300 W napędzaną przez silnik. K.m. obserwatora chowany w kadłub. Po naciśnięciu przycisku w podłodze z lewej strony otwierała się górna osłona kabiny i automatycznie wysuwał się k.m. na półobrotnicy. Chowanie k.m. oraz zamykanie osłony odbywało się za pomocą korbki z prawej strony kabiny strzelca. Podwozie główne z goleniami spawanymi z blachy stalowej chromo-molibdenowej, osłoniętymi owiewkami

LWS-3/III z trójłopatowym śmigłem metalowym



Samolot obserwacyjny...



Trzeci prototyp Mewy w locie

z blachy duralowej. Amortyzatory olejowo-powietrzne umieszczone w dole kadłuba. U nasady mocowania kół karabiny maszynowe z taśmą amunicyjną biegnącą wewnątrz owiewek goleni. Koła z hamulcami pneumatycznymi osłonięte owiewkami z blachy. Kółko ogonowe na samonastawnym widelcu z amortyzatorem olejowo-powietrzny, osłonięte owiewką.

Płat prostokątny z zaokrąglonymi końcami i zwężony przy kadłubie dla uzyskania dobrej widoczności z kabiny, dwudzielny, drewniany, dwudźwigarowy, kryty sklejką, podparty oprofilowanymi duralowymi zastrzałami o układzie V, składany do tyłu. Do składania konieczne podniesienie specjalnych kłap w przykadłubowej części płata. Sloty duralowe, automatyczne. Lotki i kłapy nośne spawane z rur stalo-

wych kryte płótnem. Lotki wychylane różnicowo, wyposażone w kłapki odciażające. Usterzenie wolnonośne. Stateczniki drewniane, kryte sklejką. Stery spawane z rur stalowych, krawędź natarcia kryta sklejką, reszta — płótnem. Na sterze wysokości kłapki wyważająco-odciążające. Na skrzydłach i stateczniku pionowym — światła pozycyjne.

Uzbrojenie: 2 k.m. 7,9 mm wz 36 pilota, stałe, na podwoziu i 1 k.m. 7,9 mm wz 37 — obserwatora, ruchomy, chowany.

Silnik chłodzony powietrzem, 14-cylindrowy w układzie podwójnej gwiazdy, Gnome-Rhône 14 M01 (w prototypach) lub 14 M5 Mars (w samolotach seryjnych), albo 14 M7 Mars 7 (przewidywany później) o mocy nominalnej 660 KM na wysokości 3650 m przy 2850 obr/min,

mocy startowej 640 KM i mocy maksymalnej 730 KM na wysokości 3500 m i o ciężarze 450 kG, z reduktorem 1:0,7, sprężarką i rozrusznikiem mieszankowym Viet. Łoże silnika spawane z rur stalowych. Osłona silnika NACA z blachy duralowej. Śmigło dwułopatowe, drewniane, stałe — lub trójłopatowe, metalowe. Zbiorniki na około 380 l paliwa w prototypie — w kabine między pilotem a obserwatorem, a w wersji seryjnej w skrzydłach. Przelotowe zużycie paliwa 165 l/h.

Malowanie. Samolot od góry malowany był na zielono-oliwkowo (khaki) a od dołu na jasnoniebiesko. Na stateczniku pionowym biały znak LWS. Prototyp w trakcie prób miał biały ster kierunku. Na skrzydłach i usterzeniu — biało-czerwone szachownice: na górze płyta mała (jak na usterzeniu) i rozmieszczone niesymetrycznie.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	13,45 m
Długość	9,50 m
Wysokość	2,65 m
Powierzchnia nośna	26 m ²
Ciężar własny	1750 kG
Ciężar użyteczny	670 kG
Ciężar całkowity	2420 (maks. 2450) kG
Obciążenie powierzchni	93 kG/m ²
Obciążenie mocy	3,7 kG/KM
Prędkość maksymalna na wys. 3600 m	350 km/h
Prędkość maksymalna przy ziemi	300 km/h
Prędkość przelotowa na wys. 3500 m	310 km/h
Prędkość minimalna	72 km/h
Wznoszenie	10 m/s
Wznoszenie na wys. 3500 m	9 m/s
Pułap	8500 km
Zasięg	700 km.

Dokończenie ze str. 37

Dane techniczne zamieszczone w książce nie pozwalają na obiektywne porównanie osiągnięć samolotów polskich i niemieckich w 1939 r., gdyż w tabelach (s. 272 i 278) zestawiono dane reklamowe samolotów polskich a rzeczywiste niemieckich. Wg polskich instrukcji samolotów prędkość maksymalna samolotu P-11c wynosiła 375 km/h a nie 390 km/h, Karasia B-319 km/h a nie 365 km/h, zaś Łosia B-412 km/h a nie 490 km/h. Również porównanie prędkości myśliwskich samolotów francuskich (480 km/h) i niemieckich (prawie 600 km/h) na s. 167 nie jest prawidłowe, a ponadto autor podaje, iż porównuje prędkość przelotową z maksymalną. Rzeczywista prędkość maksymalna samolotów francuskich 480-530 km/h, zaś niemieckiego Me-109E wg instrukcji 560 km/h (wg tabeli w książce 570 km/h) — czyli rzeczywista różnica jakości sprzętu wcale nie była taka duża.

Specjalnego wyjaśnienia wymaga problem samolotów pomocniczych (szkolno-treningowych, łącznikowych i transportowych) w lotnictwie niemieckim. Np. w zestawieniach sił lotnictwa niemieckiego są one pomijane (np. w tabeli na s. 137), zaś dla lotnictwa USA (tabela na s. 211) uwzględniane, co utrudnia porównywanie. Zastanawiająca jest przy tym znikomo mała produkcja samolotów szkolnych w Niemczech w latach wojny (tabela na s. 235), wynosząca około 9% całości produkcji, w porównaniu z bardzo wysoką produkcją samolotów tej kategorii w W. Brytanii (tabela na s. 236), rzędu 24%, a także w USA i Japonii. Wyjaśnienia też wy-

magają rozbieżności w danych wg źródeł niemieckich na temat niemieckiej produkcji lotniczej w ostatnich latach przed wojną. Jedne źródła podają liczby rzędu 2000 sztuk rocznie dla lat 1936-1939 (np. 2518 szt. w 1939 r. — wg tabeli na s. 235), inne zaś rzędu 5000 sztuk dla tego samego okresu (np. 8295, w tym 4733 wojskowych — dla 1939 r., wg A. Rzepniewskiego „Wojna powietrzna w Polsce w 1939 r.”, czy wg historii II wojny światowej Ploetzta).

Nie najlepiej rozmieszczone są tabele i ilustracje. Np. tabele z danymi technicznymi samolotów niemieckich i państw walczących z Niemcami umieszczone są w rozdziale o zbrodniach wojennych. Opis kampanii wrześniowej zamieszczony jest na s. 148-158, zaś ilustracje do niego przy s. 224. Podobnie jest z ilustracjami do rozdziału o walkach w Hiszpanii.

Ponieważ od książki tego rodzaju wymaga się by była opracowana na podstawie materiałów źródłowych — nieco razy w bibliografii kilka krajowych pozycji znanych z tego, że roi się w nich od błędów.

Ze względu na trudny temat książki i wagę jego prawidłowego przedstawienia — nasuwa się pytanie, czy tego rodzaju książka, mająca charakter opracowania historycznego, nie powinna być przed wydaniem opiniowana przez recenzentów z Komisji Historycznej Klubu Seniorów Lotnictwa APRL oraz z Wojskowego Instytutu Historycznego.

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1972 nr 51

Działalność Instytutu Lotnictwa w zakresie aparatury paliwowej silników wysokoprężnych

O działalności Laboratorium Aparatury Paliwowej, działającego przy Instytucie Lotnictwa pisze dr inż. T. Krępeć. Prowadzi się tu systematyczne badania produkowanej w kraju aparatury paliwowej, wydaje opinie oraz wytycza drogi jej dalszego rozwoju. W artykule opisano wyposażenie laboratorium, organizację prac badawczych, stosowane metody badawcze i obliczeniowe oraz działalność związaną z planowaniem dalszego rozwoju przemysłu aparatury paliwowej w kraju.

Prace badawcze nad filtrami paliwa do silników wysokoprężnych

W artykule omówiono jakość dotąd produkowanych w Polsce filtrów paliwa do silników wysokoprężnych, które w porównaniu z wzorcami zagranicznymi nie jest zadowalające. Z porównania tego wynika konieczność udoskonalenia filtrów, a przede wszystkim zwiększenia niezawodności pracy i trwałości papierowych wkładów oraz konieczność zapewnienia zatrzymywania przez nie wody zawartej w paliwie. Autorzy artykułu, dr inż. T. Krępeć, inż. A. Kłosowski i mgr inż. L. Bucki przedstawiają prace nad wyborem optymalnego sposobu impregnacji bibuły filtracyjnej i podają wyniki badań oraz wskaźniki, które umożliwiają ocenę krajowych filtrów w porównaniu z zagranicznymi oraz wysuwają wnioski zmierzające do dalszego ich ulepszenia.

Nowe możliwości oceny wtryskiwaczy silników wysokoprężnych

O metodach umożliwiających wymierną ocenę wtryskiwaczy silników wysokoprężnych, zwłaszcza szybkobieżnych, pisze dr inż. T. Krępeć. Opisane są więc sposoby uzyskiwania wymiernych wyników przy sprawdzaniu szczelności wtryskiwaczy przez wprowadzenie dodatkowych przyrządów kontrolnych, zjawiska występujące we wtryskiwaczu w czasie sprawdzania go na próbniku i porównanie ich z przebiegami we wtryskiwaczu pracującym w silniku, oraz czynniki wpływające na przebieg wtrysku paliwa z wtryskiwacza na próbniku.

Obliczanie czasowej charakterystyki wtrysku paliwa w układzie wtryskowym silnika wysokoprężnego za pomocą elektronicznej maszyny cyfrowej

O metodzie obliczania czasowej charakterystyki wtrysku paliwa w układzie paliwowym silnika wysokoprężnego pisze mgr inż. A. Selyba. Tok obliczeń przyjęty w tej metodzie, uwzględniający istotne elementy wpływające na przebieg wtrysku, zaprogramowano na maszynie matematyczno-cyfrowej ZAM-2. Przeprowadzono obliczenia dla układu paliwowego silnika wysokoprężnego Leyland 680 i obliczone przebiegi wtrysku porównane zostały z odpowiednimi zapisami oscylograficznymi uzyskanymi przy doświadczalnych badaniach układu.

Doświadczalne określenie zależności współczynnika lepkości dynamicznej olejów mineralnych od ciśnienia i temperatury

Metodę określania zależności współczynnika lepkości dynamicznej olejów mineralnych od ciśnienia i temperatury zastosowaną przy badaniach olejów na specjalnym stanowisku badawczym Instytutu Lotnictwa wyposażonym w viskozymetr rotacyjny firmy Contraves omawia mgr inż. R. Łyszkowski i A. Selyba. Wyniki pomiarów porównano z wartościami podanymi w literaturze. W prostej analitycznej formie podano empiryczną zależność współczynnika lepkości dynamicznej oleju napędowego od ciśnienia i temperatury w oparciu o znajomość wartości współczynnika przy ciśnieniu atmosferycznym i temperaturze 20 °C.

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1972 nr 52

Badania rozpylaczy strumieniowo-pneumatycznych do zastosowań agrolotniczych

O rozwoju i wynikach badań nowego typu rozpylacza strumieniowo-pneumatycznego do prac agrolotniczych piszą dr inż. J. Wolf, mgr inż. A. Moldenhawer i mgr inż. E. Napora. Badania przeprowadzone w laboratorium ruchomym, za które służył specjalny pojazd samochodowy, wykazały dużą przydatność rozpylacza do celów agrochemicznych. Głównymi jego zaletami są: duży zakres regulacji wydatków cieczy oraz średnicy kropeł, a także stosunkowo małe znośzenie kropeł przez wiatr.

Ocena metod badań statystycznych podstawowych własności mechanicznych tworzyw zbrojonych włóknem szklanym

O wynikach analizy metod badania wytrzymałości i modułu sprężystości przy rozciąganiu, ściskaniu i zginaniu tworzyw wzmocnionych włóknami szklanymi pisze mgr inż. A. Butt-Hussain. Przeprowadzona analiza wskazuje na prawidłowość wpływu niektórych czynników na badania, są to m.in. kształt i wymiary próbek, prędkość odkształcania i stosunek odległości między podporami do grubości próbki $\frac{l}{h}$ przy zginaniu.

Flutter łopát wirników nośnych śmigłowców w ustalonym locie ukośnym

Teorię okresowych drgań nieharmonicznych typu flutter, o dwu stopniach swobody, dla łopát wirników nośnych śmigłowców w locie nośnym opisuje mgr inż. L. Żerek. Jako postacie drgań przyjęto drgania giętne i skrętne; w postaci giętnej uwzględniono sprężystość przegubu poziomego a w skrętnej podatność układu sterowania. Uwzględniono sprzężenie kinematyczne pomiędzy wahaniami w płaszczyźnie ciągu i przekreśleniami względem przegubu osłowego. Siły aerodynamiczne wyznaczono posługując się hipotezą opływu płaskiego nieustalonego. Przedstawiona teoria ma zastosowanie dla prędkości lotu $\mu \leq 0,4$. Teorię ilustruje przykład obliczeniowy.

Co piszą inni...

Osiągnięcia i wyniki pracy w latach 1971—72 oraz zamierzenia przyszłościowe 21 gałęzi przemysłu budowy maszyn i urządzeń w sześciu resortach gospodarczych

Specjalny zeszyt „Przeglądu Mechanicznego” nr 1—2 z 1973 w całości poświęcony jest omówieniu dorobku i osiągnięć przemysłu budowy maszyn, aparatury i urządzeń w okresie pierwszych dwóch lat planu pięcioletniego. Z artykułów dowiadujemy się o przeobrażeniach, zmianach strukturalnych, o uruchomieniu produkcji nowych wyrobów o przyroście jakościowym i ilościowym produkcji, o wykorzystaniu części rezerw wydajności pracy i lepszej jej organizacji. Osiągnięcia te są większe niż zakładały wskaźniki planu na te lata.

Oto w skrócie o niektórych artykułach.

Przemysł elektromaszynowy w latach 1971—1972

Tempo wzrostu produkcji wynosi średnio ok. 14% przy planowanym 12%, a wartość produkcji ponadplanowej wyraża się ok. 8,5 mld złotych. O dynamice wzrostu produkcji, o udziale w produkcji krajowej, o podstawowych wskaźnikach i przyszłościowych zamierzeniach przemysłu elektromaszynowego pisze min. mgr inż. T. Wrzaszczyk.

Rozwój przemysłu budowy maszyn na tle uchwał VI Kongresu Techników Polskich

W artykule przedstawiono dotychczasową realizację propozycji dotyczących przemysłu elektromaszynowego, wysuniętych na VI Kongresie. Zamieszczone tablice i wykresy ilustrują m.in. dynamikę rozwoju produkcji. Konieczność koordynacji międzyresortowej. O blaskach i cieniach przemysłu budowy maszyn pisze przewodniczący ZG SIMP, inż. S. Zbiński.

Wielka organizacja społeczna Delta

Realizując Uchwałę VI Zjazdu Partii w zakresie opracowania i wprowadzenia w życie nowych zasad planowania i zarządzania gospodarką narodową Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego Delta opracowało nowe „Zasady działalności gospodarczej przemysłu lotniczego i silnikowego, które zostały zatwierdzone w sierpniu ub.r. przez zespół J.S. Wdrożeń Inicjujących, powołany przez prezesa Rady Ministrów. Zasady te obowiązują od 1.1.1973 r. O szczegółach tego przedsięwzięcia pisze J. Babiejczuk, Omawia strukturę organizacyjną Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego, a następnie przedstawia produkcję i jej perspektywy oraz osiągnięcia technologiczne.

Ważne ogniwo modernizacji przemysłu

Jak wynika z pobieżnej analizy danych liczbowych i porównania z dynamicznym rozwojem przemysłu maszynowego, rozwój krajowego przemysłu obrabiarkowego w latach 1960—1970 był niewystarczający. O środkach, jakie przedsięwzięto, aby nadrobić zaległości pisze J. Kulawicki. Opracowano program przebudowy przemysłu obrabiarkowego, poprawy dwukrotnym zwiększeniem środków inwestycyjnych, który obejmuje zmiany w strukturze produkcji, a mianowicie zwiększa produkcję obrabiarek zadaniowych, zmniejszając produkcję obrabiarek uniwersalnych. Założenia zmian wprowadzają również inną strukturę zakupów licencji zagranicznych. Nowy program zakłada ponadto rozwój produkcji elementów znormalizowanych.

Droga do nowoczesności

prowadzi przez zmiany w systemie planowania, zarządzania i kierowania, które mogą zapewnić nowoczesne środki operacyjne. Chodzi tu o komputerowe systemy informatyczne z urządzeniami towarzyszącymi i oprogramowaniem oraz o aparaturę pomiarową i urządzenia automatyki przemysłowej. O tej produkcji, kierowanej przez Zjednoczenie Przemysłu Automatyki i Aparatury Pomiarowej MERA, które skupia 27 przedsiębiorstw i placówek naukowo-badawczych, pisze T. Podwysocki.

Ponadto w nrze 1—2 „Przeglądu Mechanicznego” z 1973 przedstawiono wyniki prac przemysłu motoryzacyjnego, przemysłu okrętowego, przemysłu taboru kolejowego, przemysłu maszyn ciężkich, Zjednoczenia Mechanicznego Budownictwa ZREMB, przemysłu maszyn budowlanych, przemysłu precyzyjnego, przemysłu wyrobów metalowych, przemysłu sprzętu optycznego i medycznego, przemysłu maszyn rolniczych, przemysłu budowy urządzeń chemicznych i aparatury cukrowniczej, przemysłu maszyn i urządzeń górniczych, przemysłu maszyn i aparatury elektrycznej, przemysłu elektronicznego i teletechnicznego, przemysłu maszyn włókienniczych, przemysłu maszyn, urządzeń i wyrobów odlewniczych, produkcji maszyn dla przemysłu spożywczego oraz produkcji maszyn i urządzeń dla przemysłu drzewnego i leśnictwa.

Na półkach księgarskich

Meadow CH. T.

Analiza systemów informacyjnych Wyszukiwanie, organizacja i przetwarzanie informacji

Tłum. z ang. zbiorowe

WNT, Warszawa 1972, B5, s. ok. 250, poziom IV, ok. zł 47.—

Z serii „Informatyka”

Książka przeznaczona dla inżynierów-programistów, pracowników ośrodków obliczeniowych, pracowników ośrodków informacji naukowo-technicznej.

Bąbiński C.

Elementy nauki o projektowaniu

WNT, Warszawa 1972, wyd. 2, A5, s. 320, rys. 91, tabl. 23, nakł. 5000, poziom IV, zł 31.—

Z serii „Problemy i metody techniki”

Jest to próba sformułowania pewnych ujęć i uogólnień stanowiących istotne elementy nauki o projektowaniu, ukazująca jej powiązania z takimi teoriami, jak: teoria systemów, teoria informacji, teoria podejmowania decyzji. Podano definicje pojęć podstawowych dotyczących projektowania, omówiono własności tych rodzajów projektowania, które spotyka się najczęściej w praktyce, a także modelowanie jako istotny czynnik projektowania. Książka przeznaczona jest dla projektantów różnych specjalności.

Langlois-Berthelot R.

Trwałość, niezawodność, funkcjonalność wyrobów przemysłowych

Tłum. z franc. E. Kościelecki

WNT, Warszawa 1972, A5, s. 176, rys. 24, tabl. 35, nakł. 3000, poziom IV, zł 15.—

Z serii „Problemy i metody techniki”

W książce omówiono elementy ogólnej teorii niezawodności i szereg praktycznych aspektów zagadnienia, podstawowe pojęcia omawianej dziedziny, elementy stosowanego aparatu matematycznego oraz najczęściej spotykane modele matematyczne niezawodności, a także szereg zagadnień praktycznych związanych z problematyką niezawodności.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników różnych specjalności oraz ekonomistów.

Kamiński Z.

Fizyka dla kandydatów na wyższe uczelnie techniczne

WNT, Warszawa 1972, wyd. 11, B5, s. 604, rys. 507, tabl. 29, nakł. 60 000, poziom III, zł 50.—

Książka zawiera wiadomości z fizyki w zakresie szkoły średniej, dostosowane do nowego programu. Dokonano wiele zmian m.in. wprowadzono nowe rozdziały dotyczące pola grawitacyjnego i fizyki ciała stałego oraz obowiązujący układ jednostek miar SI. Podano wiele ćwiczeń z rozwiązaniem i zadania do samodzielnego rozwiązania. Książka przeznaczona jest dla kandydatów na wyższe uczelnie techniczne.

Leitner R.

Zarys matematyki wyższej dla inżynierów

Część 2. Geometria analityczna

WNT, Warszawa 1972, wyd. 4, B5, s. 308, nakł. 10 000, poziom IV, zł 29.—

W książce omówiono geometrię analityczną na płaszczyźnie i w przestrzeni (prosta na płaszczyźnie i w przestrzeni, krzywe i powierzchnie drugiego stopnia) oraz podstawowe wiadomości z algebry wektorów, teorii wyznaczników i macierzy wykorzystywanych w geometrii analitycznej. Zawiera wiele przykładów rozwiązanych i zadań do samodzielnego rozwiązania (z odpowiedziami).

Książka przeznaczona jest dla inżynierów, dla osób studiujących zaocznie lub powtarzających matematykę wyższą w zakresie politechnicznym.

Seidler J.

Systemy przesyłania informacji cyfrowych

WNT, Warszawa 1972, B5, s. 576, rys. 157, tabl. 13, nakł. 2500, poziom IV—V, pl., zł 93.—

Jest to monografia poświęcona zagadnieniom teorii projektowania systemów przesyłania informacji cyfrowych, zawierająca wiele oryginalnych, nie publikowanych dotychczas wyników, zwłaszcza w dziedzinie kwantyzacji sygnałów odbieranych oraz analizy i optymalizacji systemów ze sprzężeniem zwrotnym.

Książka przeznaczona jest dla inżynierów różnych specjalności, dla studentów wyższych uczelni technicznych.

Slezinger G. E.

Zarządzanie w przedsiębiorstwie przemysłowym

Tłum. z ros. T. Cynkin

WNT, Warszawa 1972, wyd. 2, A5, s. 220, rys. 21, tabl. 8, nakł. 5000, poziom IV, zł 26.—

W książce podano różne aspekty pracy w zarządzaniu, zagadnienia organizacji i normowania pracy inżynierjno-kierowniczej, typowe struktury kierownictwa produkcyjno-przemysłowego oraz metody ich tworzenia. Uwypuklono znaczenie korzystania w zarządzaniu z nowych osiągnięć cybernetyki, współczesnej techniki, matematyki i nauki o przetwarzaniu informacji. Książka przeznaczona jest dla inżynierów wszystkich specjalności, ekonomistów, pracowników naukowych oraz dla studentów wyższych uczelni technicznych i ekonomicznych.

Stempell D.

Rachunek prawdopodobieństwa w ujęciu programowym

Tłum. z niem. J. Wawrzynek, A. Bartkowiak

WNT, Warszawa 1972, A5, s. 180, rys. 22, tabl. 10, nakł. 10 000, poziom IV, zł 15.—

W książce podano klasyczne metody rachunku prawdopodobieństwa do analizowania prostych procesów probabilistycznych. Materiał przedstawiono w postaci programowanej (pytania, odpowiedzi), w której odpowiedzi zaopatrzone są w odpowiedni numer strony książki. Czytelnik czyta książkę kierując się numerem strony uzyskanym z odpowiedzi uznanej przez niego za właściwą.

Książka przeznaczona jest dla szerokiego kręgu inżynierów wszystkich specjalności.

Wolczkiewicz L. I.

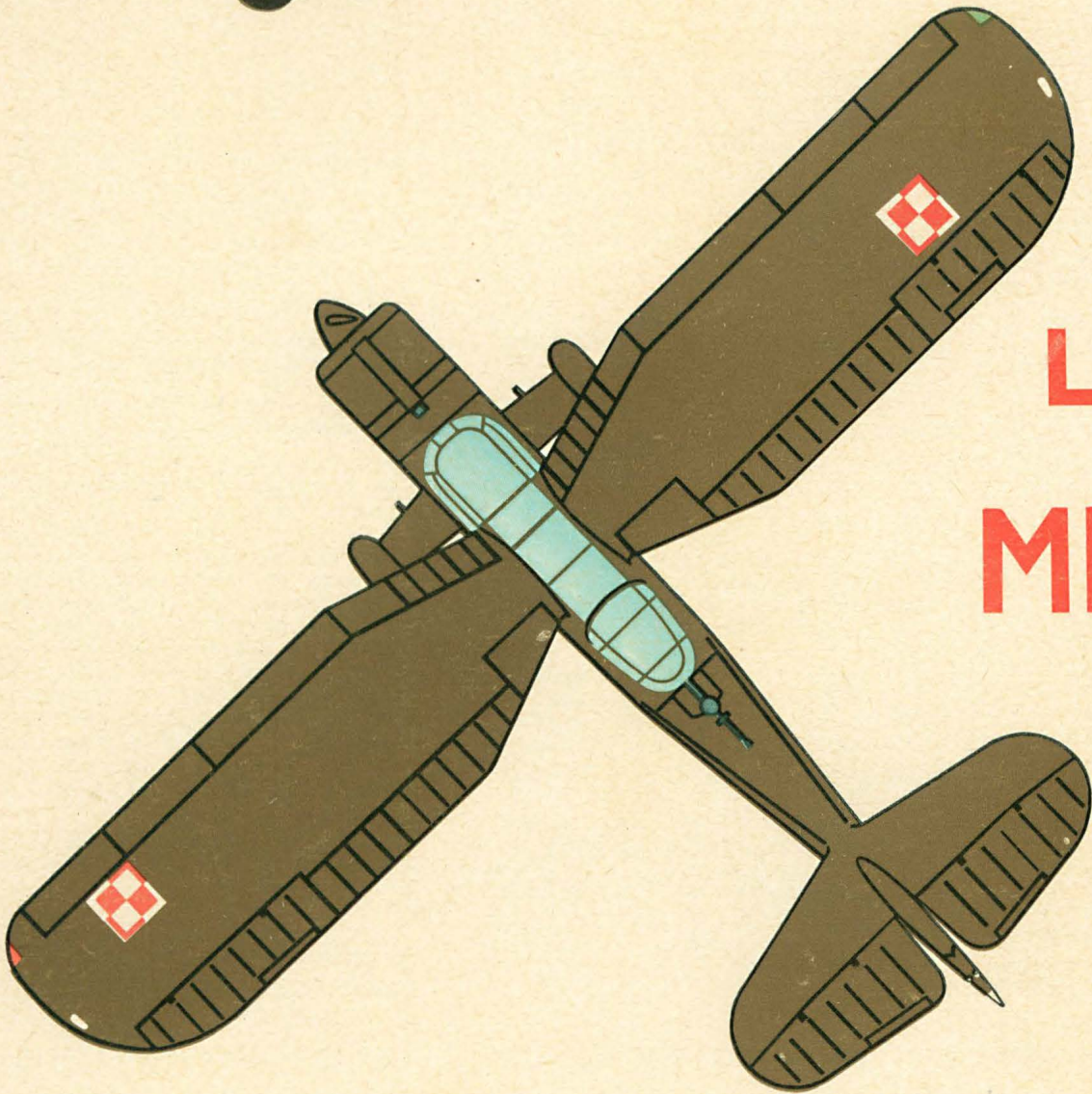
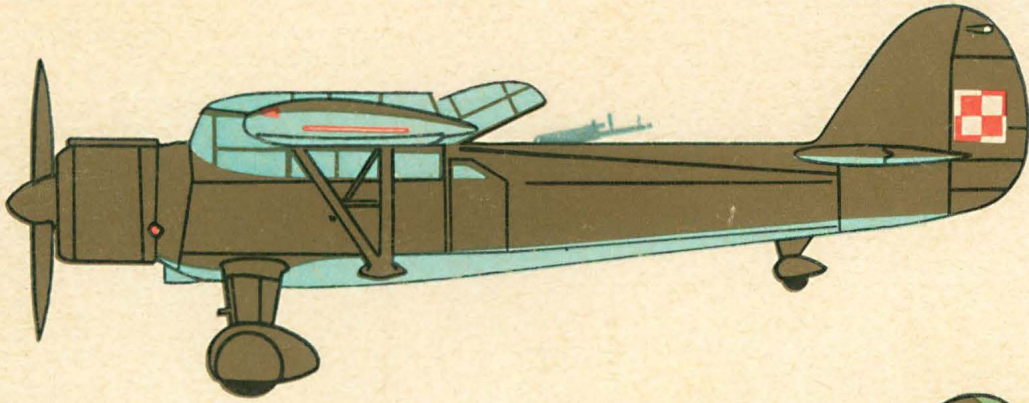
Niezawodność automatycznych linii obrabiarkowych

Tłum. z ros. S. Hutnik, J. Sporzyński

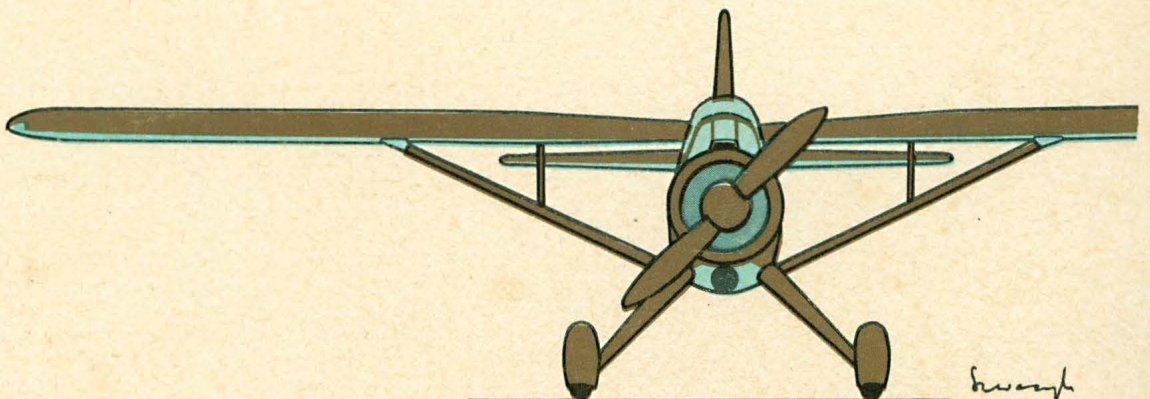
WNT, Warszawa 1972, B5, s. 272, rys. 125, tabl. 22, nakł. 2000, poziom IV, zł 40.—

W książce omówiono niezawodność automatycznych linii obrabiarkowych, budowanych z obrabiarek zespołowych i uniwersalnych, a także sposoby podwyższania ich wydajności. Podano liczne przykłady linii automatycznych od jednopłciotowych do bardziej złożonych — szeregowo-równoległych.

Książka przeznaczona dla inżynierów-konstruktorów i technologów obrabiarek skrawających oraz studentów wyższych uczelni technicznych.



LWS 3
MEWA



hwasz