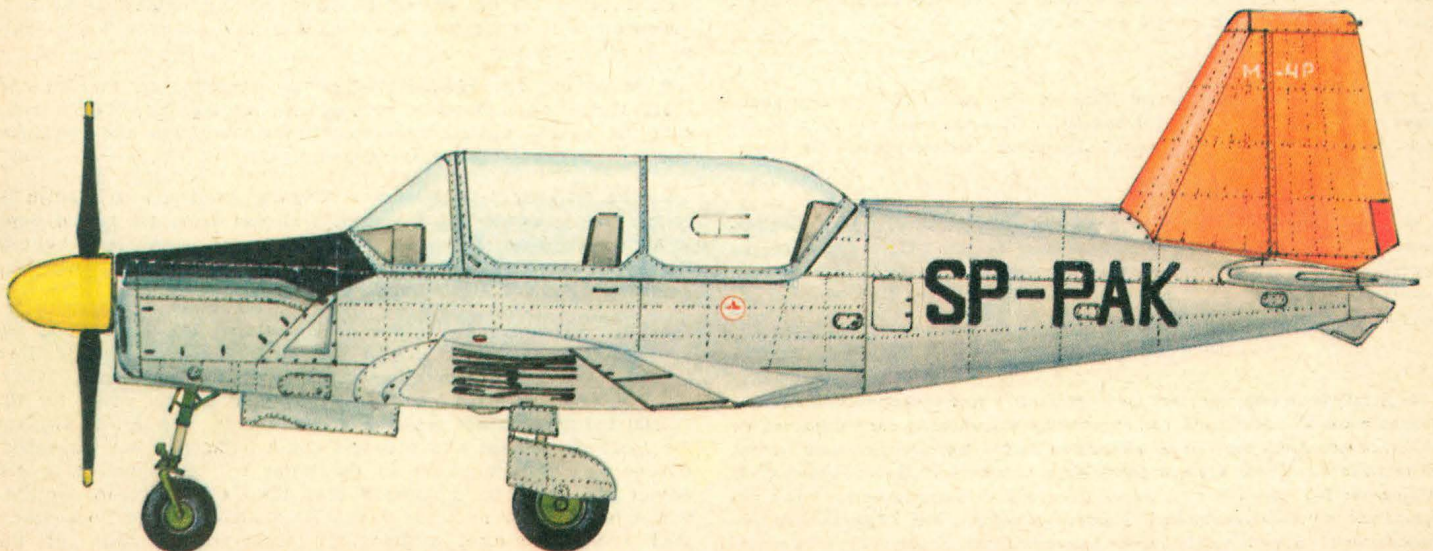
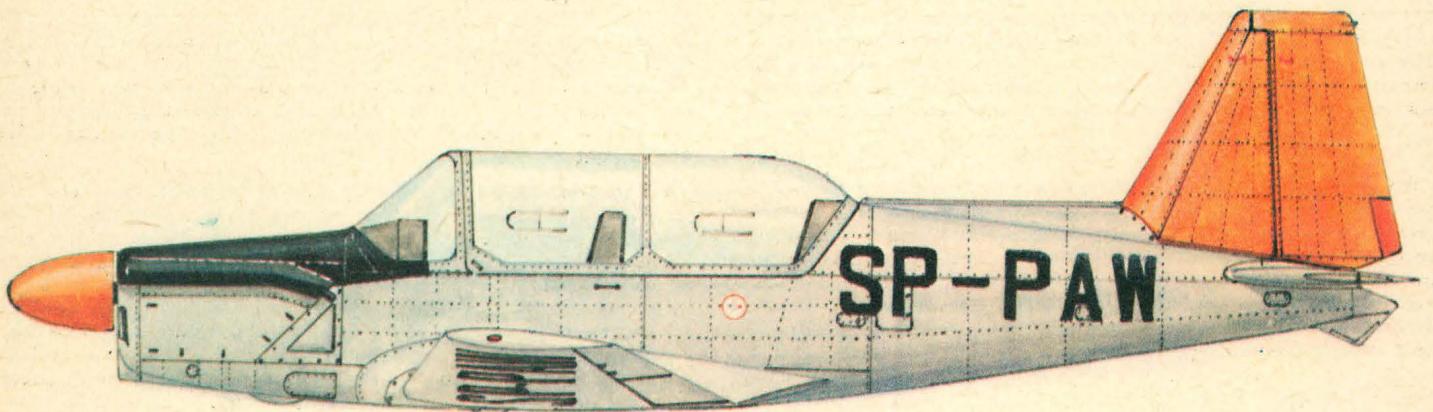
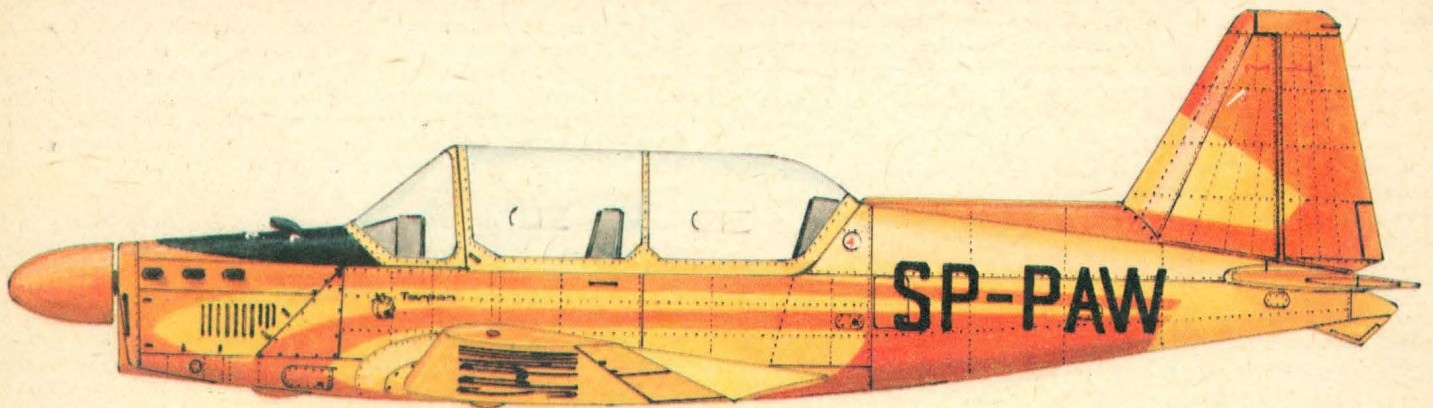


TECHNIKA

12'83

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● С марта м-ца т.г. 8 сельскохозяйственных самолетов ПЗЛ-М18 Дромедер подвергались испытаниям в Греции. С мая по июль они испытаны в выполнении сельскохозяйственных работ, а также тушения лесных пожаров. 22 августа 1983 г. Предприятием Внешней Торговли ПЭЗЭТЭЛЬ принят заказ на поставку 30 самолетов ПЗЛ-М18 Дромедер для Министерства Хозяйства Греции. Самолеты будут пользоваться прежде всего для тушения пожаров, а кроме того — для сельхозработ. Самолеты поставляются вместе с оборудованием. Завод — изготовитель ПЗЛ—Мелец обеспечивает переучивание пилотов и персонала по техобслуживанию, а торговый центр обеспечивает сервис после поставки (поставку запчастей, возможность ремонтов и др.). Стоимость контракта составляет 7 млн долларов. Поставки приобретенных Грецией Дромедеров начались в сентябре м-це т.г.

● Завод ВСК ПЗЛ-Мелец торжествовал в сентябре м-це свое 45-летие. Завод был создан в 1938 г. в рамках постройки Центрального Промышленного Округа. Кроме юбилейной академии состоялась историческая сессия посвящена истории и достижениям завода. Решено м. другими к 50-летию завода издать обширную монографию ПЗЛ-Мелец.

● Завод ВСК ПЗЛ-Мелец экспортировал большинство выпущенных сельскохозяйственных самолетов ПЗЛ-М18 Дромедер. Они используются в Болгарии, Чехословакии (на испытаниях), Греции, Канаде, Югославии, Марокко, Венесуэлы и США.

● В Центре Испытаний и Развития ВСК ПЗЛ-Мелец летом т.г. началась сборка 1-го экземпляра самолета местных сообщений Антонов Ан-28. В августе м-це публицировались снимки с окончательной фазы сборки фюзеляжа.

● В 28-х Международных Состязаниях по Воздухоплаванию за Кубок Гордон-Беннетта, состоявшихся 26—28 июня 1983 г. в Париже первое место завоевала польская команда инж. Стефан Макне и инж. Иренеуш Цесляк на аэростате польской конструкции «Полонез СП-Б30» объемом 1200 м³, пролетая 690 км (Париж—Оффенсттен) за 18 часов 8 мин. Оболочку балона изготовил Завод Технического и Туристского Оборудования в г. Легионово; сетку изготовил Мариан Вешачевски из Аэроклуба г. Познань. Масса Полонеза составляет 330 кг.

● С 27 по 28 августа 1983 г. на аэродроме Люблинек аэроклуба г. Лудзь состоялся II Общепольский Слет Конструкторов-Любителей. В мероприятии участвовали около 60 конструктора, руководство гражданской авиации и Аэроклуба ПНР, а также многочисленные заинтересованные лица. На выставке организованной во время Слета выставились: Я-2 Яновского, Дельфин Ольшевского, ТД-13 Важка Доброцинского, Я-2 Полонез Ленца (Яновского), биплан Паркота, Квик Сильвер, Пайпер Каб, а также 2 моторизованные дельтапланы, т.е. 8 любительских конструкций и одна — промышленного производства.

● В мае м-це прошло 50-летие перелета капитана Станислава Скаржыньского через Южный Атлантический Океан на самолете РВД-5 бис с собственной массой ниже 500 кг. В местности Варта где родился С. Скаржыньски, в мае м-це т.г. была открыта выставка к памяти о перелете.

● В V-Самолетном Чемпионате Мира по Прецизионному Пилотажу имели успех польские самолеты ПЗЛ-104 Вильга 35. Польская команда одержала медаль. Чемпионом оказался Кшиштоф Ленартович, вицечемпионом Ян Баран.

● С 1 по 3 сентября 1983 г. на аэродроме Окенце румынской авиапромышленностью был представлен пассажирский самолет Ромбак 1-11, строившийся по британской лицензии. В Варшаве показывался второй из собранных в Румынии экземпляров. Самолет предлагался Польским Авиалиниям ЛЕТ, которые намерены покупать самолеты этого класса.

● Договором о сотрудничестве между польской и советской промышленностями подписанном в апреле м-це т.г. определены направления сотрудничества по 1990 г. Многолетние соглашения обеспечили польской промышленности экспорт на будущие года. Среди новых изделий будут: самолет местных сообщений Ан-28 и вертолет В-3 Сокол (к последнему советской промышленностью будет поставаться часть оборудования). Предусматривается, что польская авиапромышленность начнет производство многоцелевого самолета для местного транспорта и сельхозработ Ан-3 (турбовинтовая модификация самолета Ан-2), а также будет участвовать в производстве пассажирского самолета Ил-86.

● 8 agricultural airplanes PZL-M18 Dromader were tested in Greece from March this year. From May to July they were tested in agricultural work and in fighting against forest fires. On 24th Aug. 1983 the Foreign Trade Enterprise PEZETEL received an order for delivery of 30 PZL-M18 Dromader airplanes for the Ministry of Economy in Greece. The airplanes will be used, first of all, for fire-fighting, and, moreover, for agricultural work. The airplanes are supplied together with their equipment. The PZL-Mielec factory will provide training of pilots and service personnel and the foreign trade enterprise will ensure the post-sale service (delivery of spare parts, making available the necessary repairs etc.). The total worth of the contract is 7 mln dollars. The deliveries to Greece of the Dromaders having been bought commenced in September this year.

● In September this year the WSK PZL-Mielec factory celebrated the 45th anniversary of being established which took place in 1938 within the framework of erection of the Central Industrial District. Apart from the solemn meeting in commemoration of the anniversary, a symposium devoted to the history and achievements of the factory was held. Among other resolutions, a decision was undertaken to issue a comprehensive monograph on the PZL-Mielec factory on the occasion of the 50th anniversary.

● Majority of the PZL-M18 Dromader ag-planes having been manufactured were exported by the WSK PZL-Mielec factory. They are used in Bulgaria, Czechoslovakia (under tests), Greece, Canada, Yugoslavia, Morocco, Turkey, Venezuela and the USA.

● Assembly of the first Antonov An-28 airplane for local air service was started at the Research and Development Centre of WSK PZL-Mielec in Summer this year. Photographs from the final stage of the fuselage assembly were published in August.

● A Polish crew, Eng. Stefan Makne and Eng. Ireneusz Cieślak, were placed first in the 28th Gordon-Bennett's Cup International Balloon Competition, taking place in Paris from 26th to 28th June 1983. They piloted a balloon Polonez SP-BZO, of Polish design, 1200 m³ capacity, and flew 690 km (from Paris to Offenstten) in 18 h 8 min. The balloon envelope was made by the Technical and Touristic Equipment Works at Legionowo and the nest — by Marian Wieszczyewski of the Poznań Aero-Club. The weight of the Polonez is 330 kg.

● The 2-nd All-Polish Rally of Non-Professional Designers took place at the Lublinek Airfield of the Lodz Aero-Club on 27th and 28th Aug. 1983. About 60 designers, authorities of the civil aviation and of the Aero-Club of the Polish People's Republic, as well as many interested persons, participated in this event. Eight non-professional designs and one factory-made one, i.e. Janowski's J-5, Olszewski's Delfin, Dobrociński's TD-13 Ważka, J-2 Polonez designed by Leniec (Janowski), Parkot's biplane, Quick Silver, Piper Cub and two powered paragliders were shown at the exhibition organized during the Rally.

● The 50th anniversary of the Stanisław Skarżyński's flight over the South Atlantic on an RWD-5bis airplane of the base weight below 500 kg, passed in May 1983. An exhibition to commemorate this flight was open in May this year at Warta where S. Skarżyński was born.

● Polish airplanes PZL-104 Wilga 35 succeeded in the 5th Aircraft World Championship in Precision Flying. The Polish team won the golden medal. Krzysztof Lenartowicz was the champion and Jan Baran — the vice-champion.

● The Rombac 1-11 passenger aircraft, built on a British licence, was presented at the Okęcie airport from 1st to 3rd Sept. 1983. The airplane shown in Warsaw was the second one built in Romania. It was offered to the Polish Airlines LOT who are going to purchase airplanes of this class.

● The agreement on co-operation between the Polish and Soviet aircraft industries, signed in April this year, was defined the direction of co-operation for the period after 1990. Many-year's contracts have ensured export for future years for the Polish industry. From among new products, the An-28 airplane for local air service and the W-3 Sokół helicopter will be exported (a part of equipment to the latter will be supplied by the Soviet industry). It is planned that the Polish aircraft industry will undertake production of the An-3 multi-purpose local-transport and agricultural airplane (a turbo-prop version of the An-2) and will participate in production of the Il-86 passenger aircraft.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVIII GRUDZIEŃ 1983

TECHNIKA

12'83

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Z II Złotu Konstruktorów Amatorów

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W dniach 27÷28.8. br. na łódzkie lotnisko w Lublinku zjechało ok. 60 lotniczych konstruktorów amatorów i wielu zwolenników ich działalności. Złot miał dwa zadania: nawiązanie kontaktów i wymianę doświadczeń między konstruktorami, co było połączone z wystawą konstrukcji amatorskich, oraz spotkanie z władzami lotniczymi w celu przedstawienia problemów ruchu amatorskiego, określenia zakresu możliwej pomocy ze strony aeroklubów i ustalenia możliwości uregulowania problemów prawnych związanych z budową i użytkowaniem konstrukcji amatorskich.

Na wystawie zaprezentowano 6 samolotów amatorskich i 2 motolotnie. Ponadto w kraju jest zbudowane przeszło drugie tyle samolotów i motoszybowców, nie licząc znajdujących się w budowie. Można przeto mówić o co najmniej 20 konstrukcjach, których budowa jest na ukończeniu lub które czekają na oblatanie bądź już latały. Natomiast nie mniej liczna grupa konstruktorów przystępuje do budowy, a jeszcze większą ją zamierza. Tyle o skali zjawiska w naszym kraju.

Na spotkaniu konstruktorzy za szczególnie ważne uznali następujące problemy:

1. Możliwość zdobywania materiałów lotniczych, np. z kasowych szybowców przez tworzenie sekcji konstruktorów amatorów przy aeroklubach.

2. Określenie nie za wysokich wymagań zdrowotnych dla pilotów amatorów oraz określenie wymagań na kartę pilota amatora.

3. Ustalenie przepisów określających możliwość wykonywania lotów w wydzielonej części przestrzeni powietrznej (rejon wybranych lądowisk lub lotnisk, ograniczona wysokość lotu itp.).

W spotkaniu z konstruktorami amatorami wziął udział prezes Aeroklubu PRL gen. bryg. pil. dr Władysław Hermaszewski, zastępca dyrektora ds. technicznych Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego mgr inż. Aureliusz Misiorek i inspektor personelu latającego CZLC instr. pil. Polikarp Adamiec.

Uczestnicy spotkania podkreślili, że działalność konstruktorów amatorów wypływa z kilku źródeł: z chęci tworzenia i badania nowych rozwiązań konstrukcyjnych, z chęci latania, której ci, co nie przeszli przez badania dla pilotów zawodowych, nie mogą realizować w aeroklubach, z umiłowania lotnictwa i z dążenia do popularyzowania lotnictwa w społeczeństwie. Warto zauważyć wartości moralne tego ruchu i fakt, że skupia on ludzi pełnych zapału do lotnictwa, wytrwałych i ofiarnych, a udzielanie się tej postawy młodzieży jest niewątpliwie cenne dla przyszłych pilotów sportowych i zawodowych. Pilot doświadczalny mgr inż. January Roman podkreślił, że obecnie program prób w locie dla samolotów amatorskich jest zbyt obszerny, podczas gdy faktyczna eksploatacja tych samolotów jest bardzo zawężona i uproszczona. Ważne jest przecież tylko określenie skrajnych dopuszczalnych stanów lotu. Sporo czasu przy próbach zajmuje opracowanie instrukcji użytkowania w locie i obsługi technicznej, a można ten problem rozwiązać przez wydanie ich jako formularza do wypełnienia. Zgłoszono również potrzebę usta-

lenia sposobu kwalifikowania konstrukcji amatorskich, które są zbudowane, powstały przed wprowadzeniem tymczasowych przepisów budowy konstrukcji amatorskich, a ich budowa nie była kontrolowana przez IKCSP. Istnieją przecież metody oparte na pomiarach sztywności, odkształceń i okresu drgań własnych skrzydeł, pozwalające na ocenę, jak również metody obliczeniowe i metody niszczących prostych prób statycznych.

W sprawie wymagań zdrowotnych dla pilotów padły uwagi, że faktyczna kondycja fizyczna takiego pilota wcale nie musi być lepsza niż kierowcy samochodu oraz że w Wlk. Brytanii badania na pilota szybowcowego (a więc wykonującego loty na większych wysokościach i trudniejsze) polegają na podpisaniu oświadczenia, iż nie jest się chorym na padaczkę lub inną chorobę, która może spowodować utratę przytomności w powietrzu oraz ma się dostatecznie dobry wzrok, by rozróżnić przy lądowaniu lotnisko i przedmioty znajdujące się na nim. Ponieważ polskie władze lotnicze nigdy na odbywanych w Polsce zawodach międzynarodowych nie zakwestionowały prawa startowania pilotów brytyjskich, więc zaistniał już precedens i można by ustalić dla pilotów amatorów rozsądnie niskie wymagania zdrowotne. Również zaproponowano ustalenie minimum umiejętności pilotażowych dla pilotów amatorów postulując umożliwienie tym, którzy zbudowali samolot, wykonanie w aeroklubie przynajmniej kilku lotów zapoznawczo-szkolnych. Poruszono też bardzo aktualny problem budowy samolotów z gotowej dokumentacji.

Dyr. A. Misiorek poinformował, że w oparciu o istniejące tymczasowe przepisy budowy konstrukcji amatorskich powstaną przepisy stałe, uwzględniające sytuacje, które wyłoniła praktyka oraz postulowane problemy. Zakwalifikowanie do lotu gotowej już konstrukcji jest dość trudne, gdyż nie wszystko można sprawdzić przez „wacanie”. W związku z zainteresowaniem motolotnią rlniczą poinformował, że przydatność aparatury agrolotniczej ocenia Ministerstwo Rolnictwa, konkretnie Akademia Rolniczo-Techniczna w Olsztynie.

Insp. P. Adamiec wyjaśnił, że jest przygotowywany projekt wymagań na VI kategorię zdrowia personelu latającego, w której można umieścić pilotów amatorów. Świadectwa tych badań powinny mieć tylko zasięg krajowy, a nie międzynarodowy (loty tylko na terenie kraju), podobnie jak karta pilota amatora powinna uprawniać do lotu w kraju, a nie powinna mieć charakteru licencji międzynarodowej.

Gen. Wł. Hermaszewski m.in. powiedział: „Władze APRL upatrują w ruchu amatorów konstruktorów bardzo interesującą dziedzinę i będą ją popierały pod jednym warunkiem, że będzie on zorganizowany w sekcje aeroklubów regionalnych. Aeroklub będzie udzielał pomocy nie poszczególnym konstruktorom, lecz sekcjom. Możemy sekcjom przekazywać kasowany sprzęt. Możliwość przeszkolenia konstruktorów w pilotażu w zakresie niezbędnego minimum istnieje, lecz gdy konstrukcja będzie formalnie zarejestrowana, a konstruktor będzie członkiem sekcji aeroklubu i nie będzie przeciwwskazań lekarskich. Jestem

cd. na s. 2



● Od marca br. 8 samolotów rolniczych PZL-M18 Dromader przechodziło próby w Grecji. Od maja do lipca zostały wypróbowane w pracach rolniczych oraz do gaszenia pożarów lasów. 24 sierpnia 1983 r. Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego PEZETEL przyjęło zamówienie na dostawę 30 samolotów PZL-M18 Dromader dla Ministerstwa Gospodarki Grecji. Samoloty będą użyte przede wszystkim do gaszenia pożarów, a ponadto do prac agrolotniczych. Samoloty są dostarczane wraz z wyposażeniem. Wytwórnia PZL-Mielec zapewnia przeszkolenie pilotów i personelu obsługi technicznej, a centrala handlowa zapewnia serwis posprzedażny (dostawy części zamiennych, możliwość remontów itp.). Wartość kontraktu wynosi 7 mln dol. Dostawy zakupionych Dromaderów do Grecji zaczęły się we wrześniu br. (*Zycie Warszawy* 26.8.83)

● Wytwórnia WSK PZL-Mielec obchodziła we wrześniu br. swe 45-lecie. Zakład ten powstał w 1938 r. w ramach budowy Centralnego Okręgu Przemysłowego. Prócz jubileuszowej akademii odbyła się sesja historyczna poświęcona dziejom i dorobkowi Wytwórni. Postanowiono m.in. na 50-lecie Wytwórni wydać obszerną monografię PZL-Mielec.

● WSK PZL-Mielec eksportowała większość wyprodukowanych samolotów rolniczych PZL-M18 Dromader. Są one używane w Bułgarii, Czechosłowacji (w próbach), Grecji, Kanadzie, Jugosławii, Maroku, Turcji, Wenezueli i USA.

● W Ośrodku Badawczo-Rozwojowym WSK PZL-Mielec latem br. przystąpiono



Nowy samolot konstrukcji J. Janowskiego, laminatowy J-5, pokazany na II Zlocie Konstruktorów Amatorów w Łodzi 27+28.8. br. Fot. A. Glass

do montażu pierwszego egzemplarza samolotu lokalnej komunikacji Antonow An-28. W sierpniu opublikowano zdjęcia z końcowej fazy montażu kadłuba.

● W 28 Międzynarodowych Zawodach Balonowych o puchar Gordon-Bennetta, rozegranych 26+28 czerwca 1983 r. w Paryżu, pierwsze miejsce zajęła polska załoga inż. Stefan Makne i inż. Ireneusz Cieślak na balonie polskiej konstrukcji Polonez SP-BZO o pojemności 1200 m³, przelatując 690 km (Paryż-Offenstten) w 18 h 8 min. Powłokę balonu wykonały Zakłady Sprzętu Technicznego i Turystycznego w Legionowie, sieć — Marian Wieszczewski z Aeroklubu Poznańskiego. Masa Poloneza wynosi 330 kg.

● W dniach 27+28 sierpnia 1983 r. na lotnisku Lublinek Aeroklubu Łódzkiego

odbył się II Ogólnopolski Zlot Konstruktorów Amatorów. Impreza skupiła ok. 60 konstruktorów, władze lotnictwa cywilnego i Aeroklubu PRL oraz liczących zainteresowanych. Na wystawie urządzonej podczas Zlotu zostały wystawione: J-5 Janowskiego, Delfin Olszewskiego, TD-13 Wazka Dobrocińskiego, J-2 Polonez Leńca (Janowskiego), dwupłatowiec Parkota, Quick Silver, Piper Cub i dwie motolotnie, czyli 8 konstrukcji amatorskich i jedna produkcji przemysłowej.

● W maju 1983 r. minęła 50 rocznica przelotu kpt. Stanisława Skarżyńskiego przez Atlantyk Południowy na samolocie RWD-5bis o masie własnej poniżej 500 kg. W Warcie, gdzie urodził się S. Skarżyński, w maju br. była otwarta wystawa upamiętniająca przelot.

cd. ze s. 1

zafascynowany tym co widziałem i waszą pasją. Robicie to z własnych środków. Dlatego z uznaniem o was myślę. Ruch ten powstał dla satysfakcji tworzenia i to ma wartość. Wrażenie robi olbrzymie, gdy widzi się ten przegląd. Konstrukcji tych jest w kraju znacznie więcej niż to co widzimy. Może to być cenny dla aeroklubu kierunek rozwoju sprzętu. Chciałbym, żebyście wzięli pod uwagę konstruowanie dwumiejscówek. Wtedy można by na tym spręcić latać w aeroklubie, na paliwie aeroklubu, może i przy refundacji kosztów budowy przez aeroklub. Należy wam życzyć, aby było was coraz więcej. Abyście mogli latać legalnie i korzystać z fachowej pomocy" (tekst nie autoryzowany).

W trakcie spotkania okazało się, że już przy dwóch aeroklubach istnieją sekcje konstruktorów amatorów: przy Aeroklubie Łódzkim (od dawna) i przy Aeroklubie Wrocławskim (od lipca br.). Przy APRL od dwóch lat działa Komisja Konstruktorów Amatorów.

Dla pełniejszego obrazu problemów nurtujących środowisko konstruktorów amatorów należy jeszcze dodać kilka postulatów, mających na celu uzyskanie konstrukcji amatorskich możliwie bezpiecznych, przy zmniejszonych trudnościach formalnych. W tym celu należy:

1. Umożliwić przekazywanie sekcjom konstruktorów amatorów kasowanych szybowców Mucha 100, których remont byłby nieopłacalny dla aeroklubów, lecz jeszcze możliwy, choć pracochłonny — w celu przeróbki na motoszybowce lub samoloty amatorskie (po zmniejszeniu rozpiętości płata). Oczywiście niezbędny jest wówczas ustalony tryb działania IKCSP związany z wyznaczeniem zakresu remontu i jego nadzorem. Obliczenia związane z zabudową napędu i problemy wymagające sprawdzenia przed dopuszczeniem do lotu są wielokrotnie prostsze niż przy nowej konstrukcji. Latała tak przerobiona Salamandra (Borzęckiego Cirrus), latała Moto-Czapla i Moto-Sro-

ka. Chyba należy zacząć od weryfikacji i zarejestrowania Moto-Czapli i Moto-Sroki, a następnie, jeśli będą ku temu możliwości, zająć się zaprojektowaniem Moto-Muchy, względnie Moto-Lisa.

2. Opracować tryb sprawdzania konstrukcji zbudowanych w celu dopuszczenia ich do lotu. Czeka Prząśniczka w Krakowie, kilka konstrukcji wykonuje nieformalnie loty, a kilka oczekuje na oblatanie. Istnieje konieczność znalezienia pozytywnego rozwiązania tego problemu.

3. Budowa samolotu w oparciu o istniejącą dokumentację jest bezpieczniejsza od budowy nowej konstrukcji. Trzeba znaleźć drogę do zarejestrowania konstrukcji zagranicznych Quick Silver i Whing Ding, wykonujących u nas loty. Może przez weryfikację zgodności ich wykonania z dokumentacją oraz udokumentowanie wytrzymałości elementów wykonanych inaczej niż nakazuje dokumentacja. Trzeba też ustalić tryb zatwierdzania konstrukcji budowanych wg wzorca zatwierdzonego w kraju, jak np. Prząśniczka. Chyba udokumentowanie wytrzymałościowego wymagają tylko elementy odbiegające od wzorca.

4. Zachowała się dokumentacja kilku przedwojennych szybowców, m.in. szybowca szkolnego Wrona i motoszybowca Bąk. Istnieją zainteresowani ich budową wg przedwojennej dokumentacji. Potrzebne jest ustalenie, czy uznaje się wytrzymałość tych konstrukcji za udowodnioną, a udokumentowanie wymaga tylko każde odstępstwo od rysunków, więc i zamiana materiałów na dzisiaj osiągalne.

Jeżeli latanie amatorskie ma być bezpieczne i prowadzone legalnie — przede wszystkim trzeba stworzyć możliwość wykonywania przeróbek kasowanych szybowców na motoszybowce, budowy z dokumentacji gotowej oraz kwalifikowania konstrukcji już zbudowanych. Trzeba też rozstrzygnąć sprawę wymagań lekarskich i karty pilota amatora. W przeciwnym przypadku życie okaże się silniejsze od przepisów, a tak się dotychczas dzieje, i loty amatorskie będą wykonywane nieformalnie.

● W V Samolotowych Mistrzostwach Świata w Lataniu Precyzyjnym sukces odniosły polskie samoloty PZL-104 Wilga 35. Polska drużyna zdobyła złoty medal. Mistrzem został Krzysztof Lenartowicz, wicemistrzem — Jan Baran.

● W dniach 1-3.09.1983 r. na lotnisku Okęcie został zaprezentowany przez rumuński przemysł lotniczy samolot pasażerski Rombac 1-11 budowany z licencji brytyjskiej. W Warszawie pokazano drugi zmontowany w Rumunii egzemplarz. Samolot był oferowany Polskim Liniom Lotniczym LOT, które zamierzają zakupić samoloty tej klasy.

● Podpisane w kwietniu br. porozumienie o współpracy między polskim i radzieckim przemysłem lotniczym określiło kierunki współpracy po 1990 r. Wieloletnie umowy zapewniły polskiemu przemysłowi eksport na przyszłe lata. Spośród nowych wyrobów będzie to samolot lokalnej komunikacji An-28 i śmigłowiec W-3 Sokół (do którego część wyposażenia będzie dostarczał przemysł radziecki). Przewiduje się, że polski przemysł lotniczy podejmie produkcję wielozadaniowego samolotu lokalnego transportu i rolniczego An-3 (wersja turbośmigłowa samolotu An-2) oraz będzie brał udział w produkcji samolotu pasażerskiego Il-96.



BRAZYLIA

● Turbośmigłowymi samolotami treningowymi EMB-312 Tucano interesuje się Peru, Ekwador i Egipt. 8 samolotów patrolowych EMB-111 zakupiła Libia. (Av. Mag. 857)

● 29 lipca 1983 r. wykonał pierwszy lot prototyp samolotu pasażerskiego lokalnej komunikacji EMB-120 Brasilia. (Av. Mag. 857)



CHINY

● Prowadzone są rozmowy z Francją nt. zakupu, montażu i ewentualnej produkcji samolotów myśliwskich Dassault-Breguet Mirage 2000. Wg nieoficjalnych informacji strona francuska nie widzi trudności z politycznego punktu widzenia, natomiast uzgodnienia wymaga wiele problemów finansowych i technicznych. Przewiduje się, że ewentualne dostawy samolotów do Chin będą mogły mieć miejsce za trzy lata. (Air Int. 6/83)



EGIPT

● 3 samoloty treningowo-szturmowe Alpha Jet NGEA (tj. nowej generacji) dostarczyła do Egiptu francuska wytwórnia Dassault-Breguet, zaś 11 następnych zostanie zmontowane w egipskiej wytwórni w Helwan. Samoloty te mają zastąpić szturmowe MiG-17F. (Air Int. 6/83)



FRANCJA

● Samoloty patrolowe Dassault-Breguet Gardian (wersja samolotu Falcon 20) w

kwietniu 1983 r. rozpoczęły służbę we francuskiej marynarce wojennej. Mają one zastąpić wystuzone samoloty Lockheed P-2H Neptune. (Air Int. 6/83)

● Prototyp laminatowego lekkiego samolotu sportowego Robin ATL wykonał pierwszy lot 17 czerwca 1983 r. Przewidywana cena samolotu 150 tys. F. Prototyp napędzany jest silnikiem Buchoux o mocy 36 kW (50 KM), jest wzorcem wersji ATL Club. Wersja ATL Super Club ma być napędzana silnikiem o mocy 73,6 kW (100 KM). (Av. Mag. 856)

● 5 maja 1983 r. wykonał pierwszy lot samolot sportowy Fournier RF-7, będący odmianą jednomiejscowego mołoszybowca RF-4 z rozpiętością zmniejszoną z 11,26 m do 9,4 m i powierzchnią nośną 10 m². Masa własna 315 kg, masa całkowita 460 kg, moc silnika 51 kW (70 KM), prędkość maks. 250 km/h. (Av. Mag. 856)

● Francuskie lotnictwo sportowe zamierza zakupić w latach 1985-1991 250 szybowców dwumiejscowych Centair Marianne. (Av. Mag. 856)

● Nigeria zamówiła 18 samolotów szturmowych Jaguar i 12 treningowo-bojowych Alpha Jet. (Av. Mag. 857)

● W 1982 r. we Francji było 40 19 pilotów sportowych, którzy wylatali 793 150 h. Rocznie przystępuje do szkolenia 10 000 osób, z czego tylko 25% kończy kurs pilotażu. W klubach znajduje się 2947 samolotów, a samolotów prywatnych jest 2043. (Av. Mag. 856)



RUMUNIA

● Rumuński przemysł lotniczy opracowuje odrzutowy samolot szkolno-treningowy oznaczony IAR-99. Napęd samolotu stanowi silnik Viper 632. (Air Int. VII/83)

● Nowy rumuński samolot szkolny IAR-831 napędzany jest silnikiem tłokowym Lycoming IO-540G1 o mocy 213 kW (290 KM). Samolot jest przeznaczony dla aeroklubów i lotnictwa wojskowego. Został on rozwinięty z samolotu IAR-823TP Triumf. Rozpiętość samolotu wynosi 10 m, długość 8,9 m, wysokość 2,38 m, powierzchnia nośna 15 m², masa całkowita w kategorii akrobacyjnej 1200 kg, w kategorii normalnej 1500 kg, prędkość maks. 320 km/h, dopuszczalna prędkość nurkowania 500 km/h, wznoszenie 7 m/s. (Av. Mag. 855)

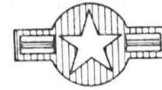


WŁOCHY

● W lipcu 1983 r. wykonała pierwszy lot wersja samolotu szkolno-treningowego Aermacchi MB339 z silnikiem RR Viper 680 o zużyciu paliwa zmniejszonym o 14,5%. (Av. Mag. 855)

● Wytwórnia General Avia zbudowała turbośmigłową odmianę 6-miejscowego samolotu służbowego F20 Pegaso, oznaczoną F20TP Condor. Jest ona napędzana silnikami Allison 250-B17B po 294 kW (400 KM). Samolot jest 4-miejscowy. Przeznaczony jest dla lotnictwa wojskowego. Pod skrzydłami ma 4 zamki na uzbrojenie podwieszane. (Air Int. VII/83)

● Wytwórnia SIAI-Marchetti opracowuje projekt dwusilnikowego odrzutowego 19-miejscowego samolotu lokalnej komunikacji S226 o zasięgu 2780 km. (Air Int. VII/83)



USA

● Wytwórnia Du Pont finansuje budowę dwóch prototypów samolotu służbowego Avtek 400 wykonywanego z kevlaru i rdzenia komórkowego Nomex. Samolot ma układ kaczki i dwa turbośmigłowe silniki pchające PT6A w gondolach nad skrzydłami. Konstruktorami są: Al Mooney, Ed Schmued (konstruktor samolotu P-51 Mustang), Leo Windecker i Paul MacCready. Samolot ma być 9-miejscowy, ma mieć prędkość maks. 684 km/h i zasięg 4180 km. Pierwszy lot prototypu spodziewany jest w końcu br. (Air Int. VII/83)

● 20.6.1983 r. rozpoczął próby w locie prototyp odrzutowego samolotu szkolno-treningowego Skyfox, będący modyfikacją samolotu Lockheed T-33A z dwoma silnikami TFE 731. Prototyp powstał w USA, zaś przeróbkę T-33 na Skyfox zamierza wykonywać portugalska firma OGMA. Lotnictwo wojskowe Portugalii jest zainteresowane przeróbką 20 samolotów. Oplacalność przeróbek dla OGMA wymaga zamówienia 80 przeróbek. Firma Skyfox w USA zakupiła już 77 używanych T-33A. Skyfox ma mieć prędkość maks. 935 km/h, wznoszenie 51 m/s i zasięg 5550 km. (Air Int. VII/83)

● Wytwórnia Boeing Vertol buduje śmigłowiec BV 360 będący odmianą śmigłowca Chinook z tworzywa sztucznego w celu zmniejszenia masy własnej. Zastosowano kevlar i Nomex oraz materiały kompozytowe nie tylko do kadłuba i wirnika, lecz również na głowice i wały napędowe. (Air Int. VII/83)

● Argentyna jest zainteresowana zakupem nowych samolotów myśliwskich Northrop F-20 Tigershark.

● Wytwórnia Grumman zbudowała 2620 samolotów rolniczych AgCat. W 1981 r. produkcja wyniosła 52 szt., w 1982 r. — 41, a w 1983 r. — 36.

● Wytwórnia Helio wznowiła produkcję tłokowego samolotu wielozadaniowego Helio Courier i zamierza zbudować samolot rolniczy wykorzystując skrzydła, usterzenie i tył kadłuba do tego samolotu.



ZSRR

● Samolot pasażerski Tu-154 nabyły linie lotnicze Koreańskiej Republiki Ludowo-Demokratycznej oraz trzy Tu-154 zamówiły linie lotnicze Syrii. (FR 6/83)

● Została opracowana nowa wersja samolotu pasażerskiego Tu-154 oznaczona Tu-154C, która zabiera 20 t ładunku płatnego. (FR 6/83)

● Wg wywiadu udzielonego gazecie Trud przez Andrieja A. Tupolewa, jego biuro konstrukcyjne pracuje nad nowym 200-miejscowym samolotem pasażerskim o zasięgu 3000 km. (FR 6/83)

OGÓLNE

● Produkcja odrzutowych samolotów służbowych w 1982 r.: 123 Cessna Citation I i II; 99 Gates Learjet 24, 35 i 55; 49 Dassault Breguet (Falcon 10, 20, 50); 36 Gulfstream 3; 31 BAe HS125-700; 25 IAI Westwind 1 i 2; 22 Mitsubishi Diamond 1; 36 Canadair Challenger 600. (Int. 5/83)

STATYSTYKA LOTNICZA



Liczba licencjonowanych pilotów cywilnych w niektórych krajach w końcu 1981 r.

	Pilotów turystycznych		Pilotów zawodowych II kl.		Pilotów zawod. I klasy samolot.	Pilotów liniowych (komunik.)	Pilotów balonowych	Pilotów szybowcowych
	samol.	śmigł.	samol.	śmigł.				
Argentyna	3 696	75	817	31	398	788	2	779
Australia	25 583	80	4 910	559	1 728	2 399	—	—
Austria	3 150	80	250	60	10	130	10	4 100
Brazylia	22 167	1 014	9 081	793	973	3 212	—	1 694
Czechosłowacja	1 117	—	520	32	29	274	6	126
Dania	2 612	6	562	60	28	520	—	1 458
Finlandia	1 697	27	558	34	56	239	2	1 927
Francja	29 039	671	1 553	318	885	1 815	130	4 453
Grecja	—	—	195	—	71	444	—	30
Hiszpania	3 220	27	1 853	177	610	1 360	31	194
Holandia	2 404	9	726	48	59	789	20	1 634
Indie	1 133	1	332	33	83	726	—	222
Irlandia	448	—	77	5	46	267	—	—
Islandia	268	—	97	4	14	168	—	32
Japonia	1 957	1 405	4 862	1 295	63	2 583	5	3 883
Kanada	41 232	170	8 355	2 247	1 324	6 051	112	4 250
Meksyk	6 495	123	4 929	431	—	1 444	—	—
Maroko	19	—	15	—	19	130	—	—
Polska	1 709	—	1 505	265	10	410	5	3 709
Portugalia	522	10	196	57	10	422	—	95
St. Zjedn. AP	328 562	961	168 580	16 944	—	70 311	2976	7 388
Szwajcaria	6 697	219	958	195	127	646	195	2 748
Szwecja	6 253	94	804	228	231	656	76	2 878
Wlk. Brytania	—	—	2 818	167	239	7 756	—	—
Włochy	6 000	180	950	400	510	2 650	8	2 100

ICAO Statistical Yearbook Doc. 9180/7

Międzynarodowe przewozy lotnicze poszczególnych krajów RWPG w 1981 r.

(ogółem regularne i nieregularne, we wszystkich lotach zagranicznych)

	Przewóz osób		Przewóz ładunków		Ogólna*) praca przewozowa, mln tkm	1981 : 1980		
	tys. pasaż.	mln pkm	tys. ton	mln tkm		pasażerowie, %	tony ładunków, %	praca**) przewozowa, %
Bulgaria	1 371,9	2 449,0	22,60	44,80	289,70 ¹⁾	3,35	15,90	6,24
Czechosłowacja	814,3	1 588,8	3,82	16,31	175,76 ²⁾	3,73	(-5,91)	9,13
Kuba	227,0	1 355,1	3,55	19,84	146,00 ³⁾	14,95	(-20,94)	20,02
Mongolia	11,6	6,1	1,72	0,18	1,09 ⁴⁾	13,73	(-3,37)	(-1,41)
NRD	1 242,8	2 129,6	8,55	28,79	209,81	2,80	(-19,49)	4,75
Polska	997,9	2 264,7	8,64	22,55	215,04	(-3,74)	(-20,15)	(-7,63)
Rumunia	900,2	2 067,6	16,20	44,40	220,20	(-18,16)	(-41,52)	(-22,30)
Węgry	1 045,8	1 245,6	15,01	25,46	150,01 ⁵⁾	13,46	4,24	9,62
ZSRR	2 797,7	10 218,2	72,22	330,09	1 198,64	10,81	(-4,26)	6,86
Razem	9 409,3	23 324,7	152,31	532,42	2 606,25 ⁶⁾	3,26	(-9,83)	2,74

*) Przy prawidłowej normie (pasażer + bagaż = 85 kg) ogólna praca przewozowa wynosi: ¹⁾ 252,97 mln tkm, ²⁾ 151,36 mln tkm, ³⁾ 135,02 mln tkm, ⁴⁾ 0,70 mln tkm, ⁵⁾ 131,33 mln tkm, ⁶⁾ 2515,02 mln tkm

**) Wzrost lub spadek (—) pracy przewozowej wg prawidłowej normy (pas. + bag. = 85 kg)

Liczba lotnisk cywilnych w niektórych krajach w 1981 r.

Kraj	Lotniska publiczne			Lotniska prywatne	Ogółem lotnisk cywilnych
	lądowe	wodne	śmigłowcowe		
1	2	3	4	5	6
Austria	8	0	0	49	57
Belgia	9	0	0	17	26
Bulgaria	3	0	0	0	3
Cypr	2	0	0	0	2
Czechosłowacja	8	0	1	46	55
Dania	38	0	1	88	127
Finlandia	73	2	0	13	88
Francja	288	1	87	400	776
Grecja	31	0	0	1	32
Hiszpania	44	0	0	48	92
Holandia	16	0	0	14	30
Irlandia	15	0	0	7	22
Islandia	103	0	0	0	103
Jugosławia	17	0	0	58	75
Luksemburg	1	0	0	1	2
Norwegia	48	0	1	15	64
RFN	147	0	3	184	334

	1	2	3	4	5	6
Polska		12	0	0	36	48
Portugalia		21	0	1	21	43
Rumunia		32	0	0	0	32
Szwecja		53	0	12	100	165
Szwajcaria		9	0	0	63	72
Węgry		80	0	0	0	80
Wlk. Brytania		131	1	8	121	261
Włochy		35	1	0	53	89

KRAJE POZAEUROPEJSKIE

St. Zjedn. AP	5 991	341	187	8 645	15 161
Brazylia	845	0	43	908	1 796
Australia	440	0	6	—	446
Razem świat ¹⁾	14 343	486	607	17 647	33 083

¹⁾ Dane bez ZSRR i ChRL

Wg ICAO Bulletin nr 7/8/81 H.M.

Rozwój i przyszłość samolotów myśliwskich

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Rozwój w ostatnim 35-leciu

Podczas II wojny światowej i w pierwszym piętnastoletniu po niej jedną z najważniejszych cech samolotu myśliwskiego była prędkość. Dlatego w pierwszym pięcioleciu powojennym samoloty tłokowe zostały wyparte przez odrzutowce. Rozwój techniki odrzutowej i raketowej był tak szybki, że oszalał. Nic dziwnego, że w 1957 r. brytyjskie lotnictwo wojskowe doszło do błędnego wniosku, że era myśliwców załogowych skończyła się i nadchodzi era rakiet. W połowie lat pięćdziesiątych seryjne samoloty myśliwskie przekroczyły prędkość dźwięku, a w końcu lat pięćdziesiątych osiągały $M = 2$. 8.6.1962 r. rekordowy samolot amerykański X-15A uzyskał prędkość $M = 6,09$ (na wysokości 95 960 m przy nagraniu swej powierzchni do 650°C). W tym czasie seryjne myśliwce osiągały $M = 2,3$. W 1962 r. wykonał pierwszy lot amerykański samolot Lockheed A-11 o prędkości $M = 3$, który został skierowany do produkcji jako samolot myśliwski F-12 (a użyty jako rozpoznawczy SR-71A). Tymczasem doświadczenia wskazywały, że przekroczenie prędkości $M = 2,2$ niewiele już daje. Zbyt duży promień zakrętu, (wynoszący kilkanaście km) utrudnia naprowadzenie na cel. Ważniejsze jest wyposażenie radiolokacyjne dobrze wykrywające samoloty nieprzyjaciela. Zwrócono też uwagę na wielkość wznoszenia, związaną ze stosunkiem masy samolotu do ciągu silnika. Zapewne czynniki te wpłynęły na rezygnację w 1963 r. z budowy samolotu orbitalnego Boeing X-20 Dyna Soar o prędkości $M = 25$. Wzrost ilości wyposażenia, ciągu silników, a zatem zużycia paliwa, czyli też ilości zabieranego paliwa, jak też przejmowanie przez samoloty myśliwskie roli samolotów szturmowych, bombowych i rozpoznawczych, co powodowało wzrost masy zabieranego uzbrojenia — spowodowały wzrost masy całkowitej samolotów myśliwskich.

Jeżeli spojrzymy na wykres wzrostu masy całkowitej samolotów myśliwskich w funkcji lat (rys. 3), to zauważymy jak bardzo się ona zmieniała. Zmieniło się też pojęcie samolotu myśliwskiego lekkiego i ciężkiego, jeśli do lekkich zalicza się dziś 15-tonowe (F-16, Mirage 2000, F-5E), zaś do ciężkich te, których masa przekracza 30 t (F-11, MiG-25, Tu-28P, F-14) i dochodzi do 45 t.

Przejęcie przez samolot myśliwski roli wielozadaniowego samolotu bojowego spowodowało poważny wzrost masy jego uzbrojenia (rys. 6). Dziś większość samolotów myśliwskich ma wersję przechwytyjącą, myśliwsko-szturmową lub myśliwsko-bombową i rozpoznawczą. Dlatego też obecnie ponad połowę samolotów bojowych stanowią myśliwce. Ponadto istnieją wyspecjalizowane samoloty szturmowe (często o znacznie mniejszej prędkości), bombowe (wyróżniające się dużym zasięgiem) oraz rozpoznawcze wysokościowe czy patrolowe morskie, lecz są one znacznie mniej liczne od myśliwskich.

W połowie lat pięćdziesiątych powstały, a w latach sześćdziesiątych rozpowszechniły się trzy podstawowe samoloty myśliwskie używane do dziś: MiG-21, Mirage III i F-4 Phantom II. Oczywiście ich produkcja przez 20 lat spowodowała, iż były wielokrotnie ulepszone, miały wiele wersji i dość poważnie zmieniły się przez ten okres.

Lata siedemdziesiąte przyniosły ciężkie samoloty myśliwskie tzw. przewagi powietrznej (air superiority), wśród których pierwsze były MiG-25 i F-15 Eagle. Samoloty o zmiennej geometrii skrzydeł, choć pojawiły się jeszcze w latach sześćdziesiątych (F-111 w 1964 r., MiG-23 w 1967 r.), jednak rozpowszechniły się w latach siedemdziesiątych, gdy doszły nowe typy: MiG-27, F-14 Tomcat, Tornado i Su-24.

W latach siedemdziesiątych udowodniły też swą wartość samoloty pionowego i skróconego startu, Harrier i Jak-36MP, co prawda bardziej szturmowe niż myśliwskie. Warto też zwrócić uwagę na to, że w latach siedemdziesiątych wykazał swe zalety układ kaczki zastosowany na samolotach Viggen (1967 r.), Kfir (1971 r.) i Mirage 2000 (1976 r.), a obecnie stosowany na następnych (np. odmiana F-15).

W rozwoju samolotów myśliwskich (bojowych) poważną rolę odegrały doświadczenia z wojny wietnamskiej (1964-

-1975), które sprowadziły teoretyków lotnictwa myśliwskiego i koncepcję samolotu myśliwskiego „na ziemię”, czyli w świat realiów. Po pierwsze stwierdzono, że prędkość nie wystarczy i że walka powietrzna nie przeżyła się. Po drugie, że samolot myśliwski częściej wykonuje zadania szturmowe niż myśliwskie. I po trzecie, że nie zawsze najlepsze są pociski raketowe, lecz czasem bardziej przydatne są działka.

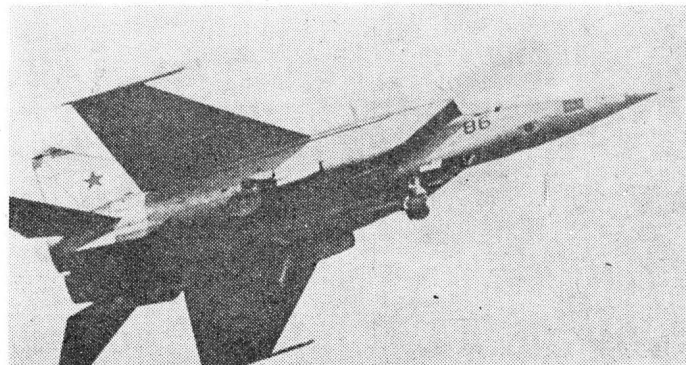
Aby zauważyć dalsze tendencje rozwojowe, prześledźmy zmiany niektórych parametrów. Zwraca uwagę stały wzrost stosunku masy użytecznej do masy całkowitej samolotu. W latach 1955-1960 dla wielu samolotów był on poniżej 0,2, zaś obecnie często przekracza 0,5, dochodząc do 0,6. Szczególnie dobrze pod tym względem wypadają samoloty Mirage 2000, F-16, F-18 i F-20.

Stosunek ciągu silników do masy całkowitej samolotu jest zasadniczym czynnikiem wpływającym na wznoszenie. Ok. 1950 r. stosunek ciągu do masy wynosił 0,4, w 1955 r. dla pierwszych samolotów naddźwiękowych 0,6-0,7, ok. 1970 r. osiągnął wartość 0,8. Dla samolotu F-15 (1973 r.) przekroczył wartość 1 osiągając 1,15, a dla najnowszych samolotów (Mirage 2000, F-16, F-18, F-20) jest bliski 1.

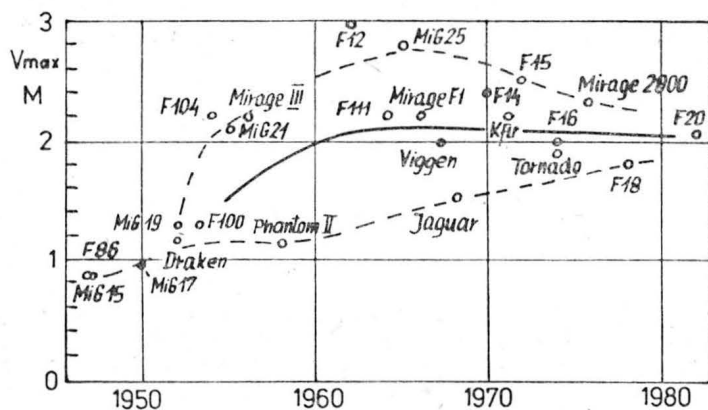
Podobnym przebiegiem, choć szybszym wzrostem, charakteryzuje się zmiana wznoszenia. Samoloty z lat 1948-1950 miały wznoszenie rzędu 50 m/s. Pierwsze samoloty naddźwiękowe (1955-1960) miały już wznoszenie 125-200 m/s. Samoloty lat siedemdziesiątych i obecne (F-14, F-15, F-16, Mirage 2000, F-18, F-20) mają wznoszenie 300 m/s. Oczywiście dotyczy to samolotów przy normalnej masie startowej (a nie z maksymalnym ładunkiem) i bez uzbrojenia podwieszanego lub z jego małą liczbą.

Jedną z ważnych właściwości samolotu myśliwskiego jest jego zwrotność. Jej miernikiem może być szybkość kątowna wykonywania zakrętu (rys. 13). Dla samolotu F-86 (1947 r.) wynosiła ona 22°/s na wysokości 4600 m. Wzrost obciążenia powierzchni nośnej spowodował, że wskaźnik ten do 1967 r. stale się pogarszał, wynosząc 15-16°/s dla Mirage III, F-5A, Mirage F-1 czy F-4E, zaś 13°/s dla F-104A (1954 r.). Poprawa tego wskaźnika nastąpiła dopiero w latach siedemdziesiątych. Wzrost stosunku ciągu do masy samolotu (skracający start) pozwolił na zmniejszenie obciążenia powierzchni skrzydeł. W przypadku samolotów o zmiennej geometrii powstała większa możliwość dostosowania skrzydła do startu i do lotu z dużą prędkością. Np. dla samolotu F-14A Tomcat uzyskano 20°/s.

Zbyt mała zwrotność samolotów amerykańskich użytych w Wietnamie doprowadziła do wniosku, że samolot myśliwski musi być lekki i zwrotny, a od prędkości ważniejsze jest wznoszenie. Ta myśl leżała u podstaw warunków konkursu na lekki samolot myśliwski, w wyniku którego powstały samoloty F-16 i F-18. Do samolotów tej klasy należy również zaliczyć Mirage 2000 i F-20. Zastosowanie stałych wlotów powietrza, a nie regulowanych, spowodowało ograniczenie prędkości maksymalnej dla F-16 do $M=2$ i dla F-18 do $M=1,8$. Było to świadome zaakceptowanie niższej prędkości maksymalnej niż rozwijają samoloty myśliwskie poprzedniego pokolenia.



Rys. 1. Ciężki samolot myśliwski MiG-25

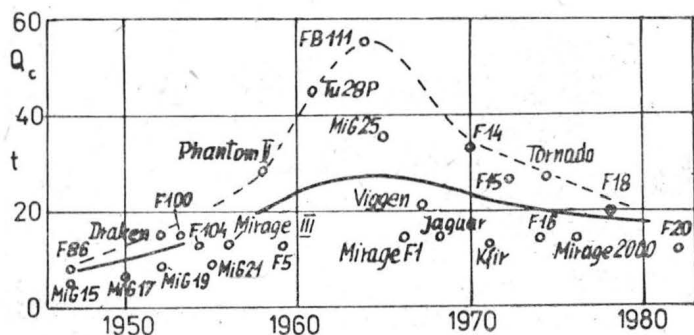


Rys. 2. Wzrost prędkości maksymalnej samolotów myśliwskich

A jak rozwijało się uzbrojenie samolotów myśliwskich? W latach pięćdziesiątych weszły do użytku: radzieckie 23 mm jednolufowe działko NR-23 i amerykańskie działko sześciolufowe M61 Vulcan. W latach sześćdziesiątych zaczęto zastępować działka niekierowanymi pociskami rakietowymi. Następnie weszły do użycia lotnicze pociski rakietowe skierowujące się na podczerwień. Dalszy rozwój przyniósł pociski rakietowe naprowadzane radiolokacyjnie i laserem. Jednak doświadczenia z wojny wietnamskiej przywróciły rangę działkom. M61 Vulcan nadal jest podstawą uzbrojenia samolotów amerykańskich. Nie udało się próby budowy działka 25 mm GAU-7A z amunicją bezluskową. Pięciolufowe działko 25 mm GAU-12A Equaliser znalazło zastosowanie tylko na pionowzlocie AV-8B Harrier. Opracowywane jest dwu- lub trzylufowe działko, które ma być następcą M61. Działka radzieckie NR-23 i NS-23 zastąpiło działko dwulufowe GSz-23, które stanowi podstawowe uzbrojenie samolotów z lat siedemdziesiątych. W RFN powstało działko 27 mm IWKA-Mausser do samolotu Tornado. Szybkostrzelność lotniczej broni pokładowej wzrosła od 800 do 6000 strzałów na minutę.

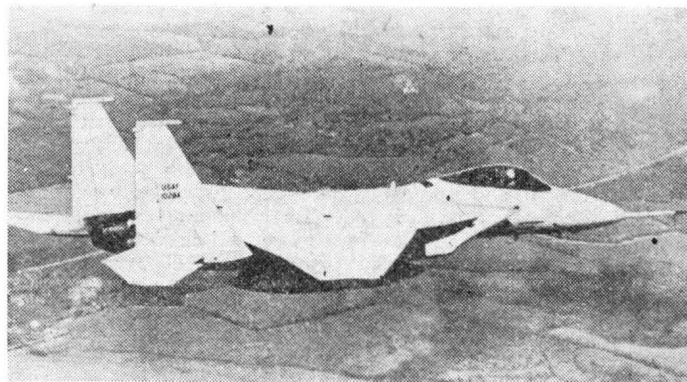
Ciąg silników do samolotów myśliwskich wzrósł z 2500 daN w 1948 r. do 14200 daN w 1978 r. W tym samym czasie ich masa niewiele się zmieniła, gdyż od 700 kg do 1900 kg, co świadczy o ogromnym spadku masy jednostkowej (mniej więcej o połowę). Równocześnie uzyskano zmniejszenie zużycia paliwa szczególnie przez silniki dwuprzepływowe. Natomiast poważnie wzrosła trwałość silników, ich okres międzyremontowy, niezawodność, a zmniejszyła się liczba godzin prac obsługowych przypadająca na 1 h lotu. Ze względu na uproszczenie obsługi, silniki mają konstrukcję modułową pozwalającą na szybką wymianę całych zespołów. W 1955 r. liczba godzin obsługowych na 1 h lotu dla amerykańskich samolotów myśliwskich wynosiła 30, w 1978 r. dla F-18A — 11, zaś w 1932 r. dla F-20 — 9,4.

Również dużo zmieniło się w wyposażeniu samolotu. Wprowadzenie wskaźników projekcyjnych (head-up display) uprościło tablicę przyrządów. Pomocelem pilota stał się komputer pokładowy. Udoskonalono system naprowadzania samolotu: słuchową łączność radiową zastąpiły depesze szyfrowe automatycznie odbierane i rozszyfrowywane z wprowadzeniem przekazywanych wskazań wzrost na tarce przyrządów pokładowych (kurs, wysokość, prędkość). Ulepszone zostały celowniki; od optycznych przez radiolokacyjne doszliśmy do laserowych. Rozwój wyposażenia radiolokacyjnego mogą scharakteryzować dwa wskaźniki: liczba modułów oraz liczba części. Liczba modułów funkcjonalnych pokazuje wielozadaniowość i złożoność wyposażenia radiolokacyjnego. Dla F-86E Sabre w 1952 r. wy-

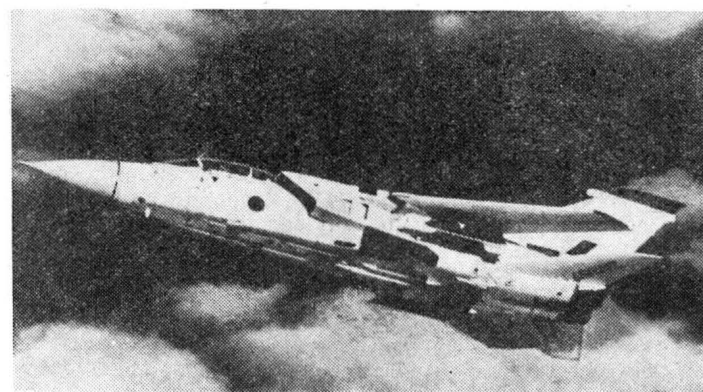


Rys. 3. Wzrost masy samolotów myśliwskich

nosiła ona 1, dla F-4E w 1960 r. — 10, dla F-15A w 1970 r. — 15, dla F-18A w 1981 r. — 22. Im mniejsza jest liczba części, tym większa jest szansa zwiększenia niezawodności wyposażenia. Radiolokator samolotu F-14 ma 27 000 części, F-18A — 14 000 części, zaś F-20 — 5500 części. Jeszcze ważniejszym wskaźnikiem jest średni czas między defektami wyposażenia. Średni czas bezawaryjnej pracy dla radiolokatora samolotu F-4 (1966 r.) wynosi 9 h, F-15 (1972 r.) — 15,1 h, F-16 (1976 r.) — 38,5 h, zaś dla F-18 (1978 r.) — 100 h, a dla F-20 (1982 r.) — 200 h. Dla innych elementów wyposażenia awionicznego czas ten jest dużo dłuższy. Np. dla F-20 wskaźnik projekcyjny (HUD) ma ten czas aż 3600 h, co przy 240 h lotów rocznie daje 8,3 roku lotów bezawaryjnych. Wielofunkcyjny wskaźnik projekcyjny Bendix ma 4000 h średniego czasu pracy bezawaryjnej (awaria co 9,25 roku), bezwładnościowy system nawigacyjny Honeywell — 2000 h. Są to czasy zbadane laboratoryjnie. W warunkach polowych są one o 33% gorsze, zaś w wyniku zużycia, czyli po kilku latach użytkowania samolotu,



Rys. 4. Ciężki samolot myśliwski F-15 Eagle

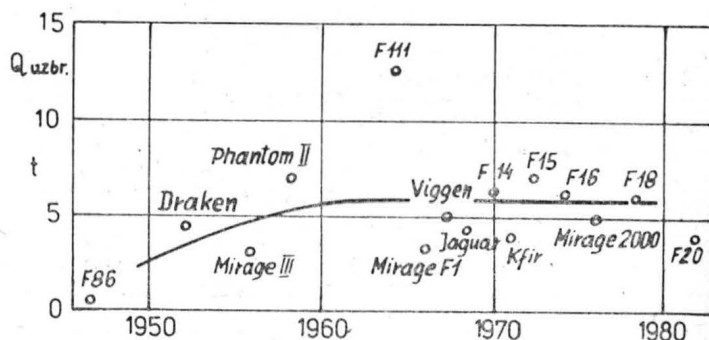


Rys. 5. Samolot myśliwsko-szturmowy Tornado

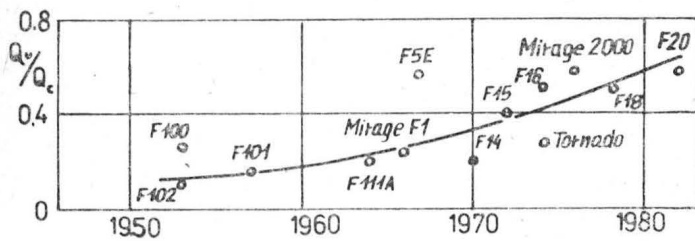
obniżają się o dalsze 16,7%, czyli do połowy wartości pomierzonych laboratoryjnie. Uwzględniając całe wyposażenie samolotu myśliwskiego, w 1960 r. średni czas między usterkami wynosił 1 h (wyjątkowo dla F-5A — 2,7 h), a w 1972 r. dla F-5E — 3,4 h, w 1978 r. dla F-18A — 3,2 h, w 1982 r. dla F-20 — 4,2 h.

Przyszłość samolotu myśliwskiego

Na początku 1983 r. Lee Begin, główny konstruktor samolotów myśliwskich Northrop, wygłosił referat „Programy projektowania samolotów myśliwskich na lata osiem-



Rys. 6. Wzrost masy uzbrojenia samolotów myśliwskich



Rys. 7. Wzrost stosunku masy użytecznej do masy całkowitej

dziesiąte i dziewięćdziesiąte”, w którym przedstawił swój pogląd na rozwój samolotu myśliwskiego w ciągu najbliższych dwudziestu lat. Prezentujemy ten pogląd poniżej:

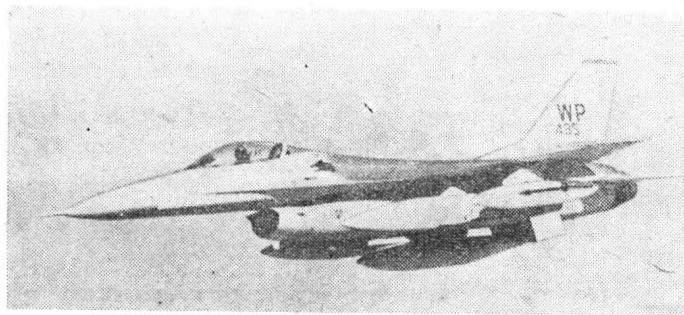
W najbliższych latach nie należy się spodziewać dalszego rozwoju osiągnięć samolotu myśliwskiego. Nie istnieje potrzeba większych prędkości niż $M=2$, wznoszenie też jest już wystarczające. Zwrotność poprawiła się w ostatnich latach. Głównym zadaniem, jakie stoi przed nowymi samolotami, jest zwiększenie zdolności operacyjnej samolotu myśliwskiego. Co pod tym należy rozumieć? Przede wszystkim:

- zdolność korzystania ze zbombardowanych lotnisk,
- zdolność szybkiego przebazowania,
- zdolność użytkowania ze skażonych lotnisk.

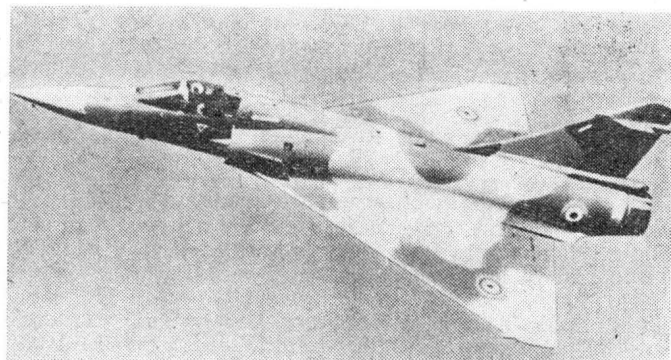
Spełnienie tych wymagań pociąga za sobą sporą listę wymagań szczegółowych. Uniezależnienie się od długich betonowych dróg startowych prowadzi do mniejszej masy startowej, dalszej mechanizacji płata i dużego ciągu silnika. Stąd uwaga konstruktorów zwrócona jest w kierunku krótkiego startu (start pionowy nie jest niezbędny). Szansę krótkiego startu daje płaska dysza wylotowa silników z klapkami pozwalającymi na odchylenie strumienia gazów odrzutowych ku dołowi. Rozwiązanie to jest wypróbowywane.

Zdolność do szybkiego przebazowania w pierwszym rzędzie wiąże się z infrastrukturą obsługową, czyli koniecznością uproszczenia obsługi naziemnej i urządzeń do niej służących, by można było tę infrastrukturę łatwo przebazować kilkoma samolotami transportowymi na nowe odległe lotnisko operacyjne.

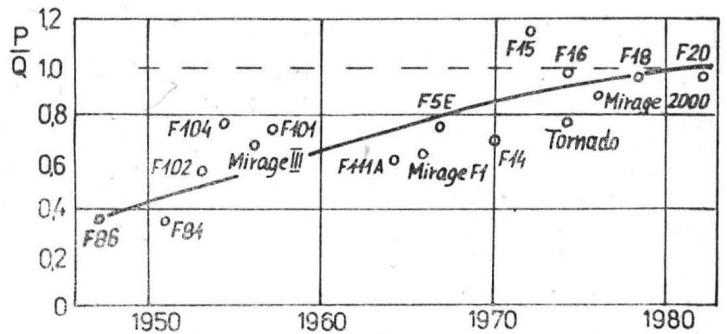
Najwięcej wymagań pociąga za sobą zdolność do użytkowania ze skażonego lotniska. Samolot musi być wówczas obsługiwany, gdy pilot nie opuszcza swej hermetyzowanej kabiny i nie przestaje korzystać z aparatury tlenowej. Opuszczenie samolotu możliwe jest albo na lotnisku nie skażonym, albo w hangarze-bunkrze. Obsługa samolotu na lotnisku musi być zautomatyzowana, czyli wykonywana przez bezzalogowe automaty sterowane z bunkra przeciwatomowego, wykonujące takie czynności jak zatankowanie, załadunek uzbrojenia, założenie nowych butli tlenowych



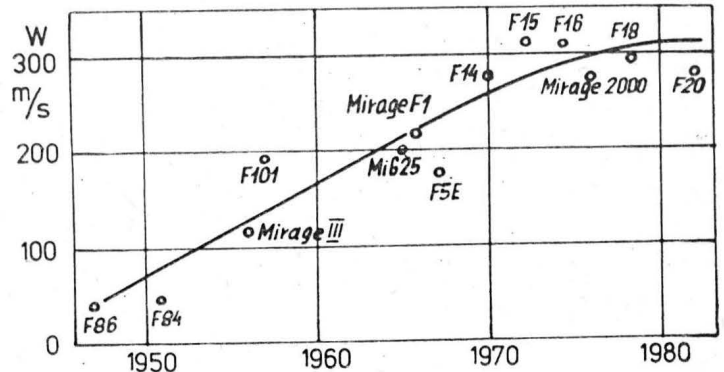
Rys. 8. Lekki samolot myśliwski F-16 Fighting Falcon



Rys. 9. Lekki samolot myśliwski Mirage 2000



Rys. 10. Wzrost stosunku ciągu do masy całkowitej



Rys. 11. Wzrost prędkości wznoszenia

itp. Możliwe, że będzie się to m.in. odbywać przez wymianę określonych palet.

Oczywiście, że wymaga to równoczesnego wzrostu samowystarczalności samolotu. Niezbędne jest wówczas pokładowe źródło energii (turbogenerator APU) i maksymalne uniezależnienie się od obsługi naziemnej i urządzeń do tej obsługi. Również ważne jest w tej sytuacji zmniejszenie zużycia paliwa. Stąd wzrost zainteresowania silnikami dwuprzeplywowymi o stosunku zmieszania strumieni $0,2 \div 0,4$ i tendencja do rezygnacji z dopalaczy. O konieczności wzrostu niezawodności (wydłużeniu czasu między defektami) i zmniejszenia liczby godzin prac obsługowych czy liczby części zapasowych nie trzeba mówić.

Tyle uwag konstruktora samolotu F-20.

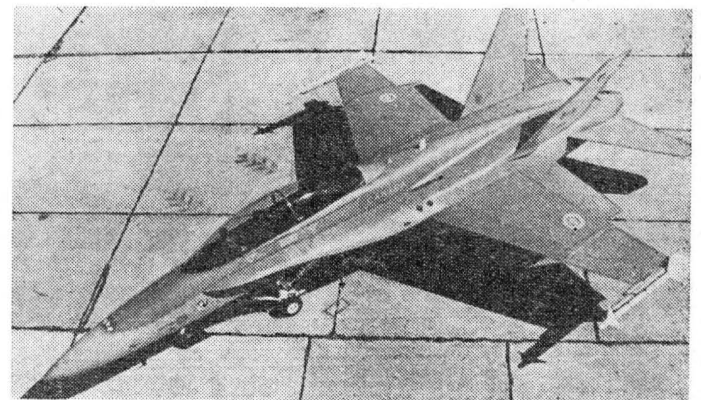
Głównym problemem samolotów myśliwskich przyszłości będzie możliwość wysłania na wykonanie zadania odpowiedniej liczby samolotów nie tylko w pierwszym dniu działań wojennych, lecz i każdego dalszego dnia.

Drugim ważnym problemem będzie dobrze poinformowany system naprowadzania, w którym szczególną rolę odgrywają samoloty wczesnego wykrywania i naprowadzania.

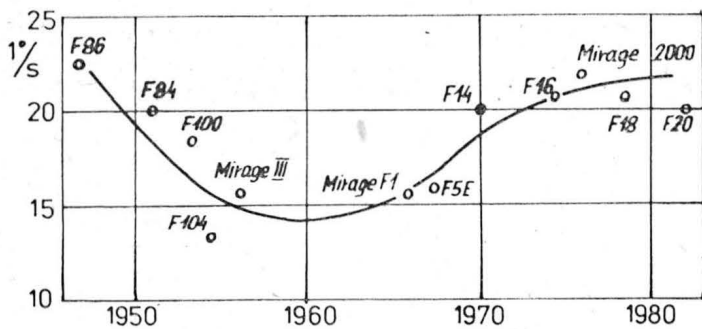
Trzecim ogniwem systemu walki powietrznej będzie naziemna infrastruktura lotniskowa zdolna do przetrwania ataku bombowego i obsłużenia samolotów myśliwskich.

Ww. kierunki rozwoju nie wykluczają jednak postępu technicznego w aerodynamice, mechanice lotu, konstrukcji i technologii, zwłaszcza gdy prowadzą do obniżenia kosztów produkcji i eksploatacji oraz pomagają w realizacji głównych zadań stojących przed samolotem myśliwskim.

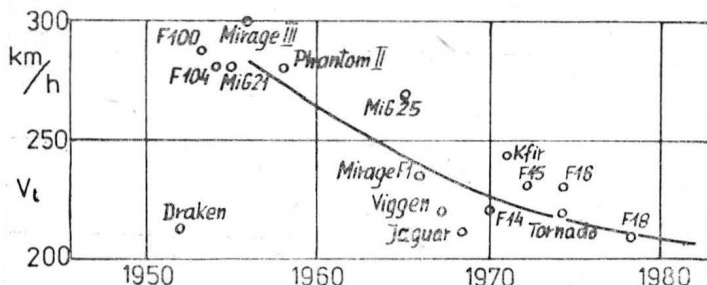
Dlatego również prowadzone są prace nad ulepszeniem aerodynamiki i konstrukcji samolotu myśliwskiego. Podobno od schyłku 1981 r. prowadzone są próby w locie sa-



Rys. 12. Samolot myśliwsko-szturmowy F-18 Hornet



Rys. 13. Zmiany prędkości kątowej przechylenia

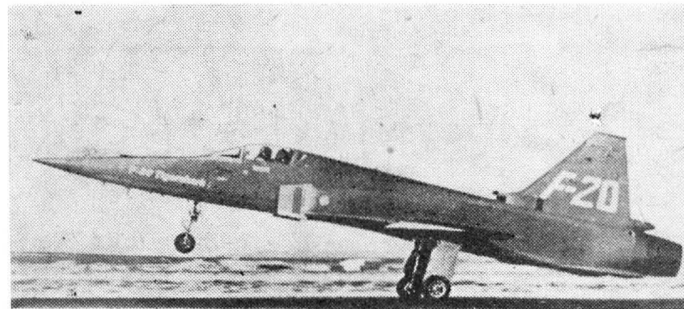


Rys. 14. Spadek prędkości lądowania

molotu Lockheed F-19A zbudowanego wg koncepcji stealth, tj. z kompozytów pochłaniających promieniowanie radiolokacyjne i o odpowiednio dobranych kształtach, co ma mu zapewnić słabą wykrywalność przez radiolokację. Ponadto w lutym 1984 r. ma wykonać pierwszy lot samolot Grumman X-29A o układzie kaczki, ze skosem skrzydeł do przodu, opracowany w ramach programu DARPA. Samolot jest mniejszy, lżejszy, zwrotniejszy i tańszy od współczesnych myśliwców. Jego zaletą ma być mniejsza prędkość przecignięcia oraz większa sterowność przy małych prędkościach, a także zmniejszony opór. W lipcu 1982 r. wykonał pierwszy lot F-16XL będący odmianą F-16 ze skrzydłem delta o dwukrotnie powiększonej powierzchni nośnej, co dało zmniejszenie o 1/3 rozbiegu, wzrost zabieranej masy

uzbrojenia i paliwa oraz wzrost zasięgu. Równocześnie intensywnie badania przechodzi AFTI F-16 z numerycznym (komputerowym) sterowaniem, będący kontynuacją prób CCV/YF-16, czyli samolotu z elektrycznym systemem sterowania i sztuczną (komputerową) sterownością pozwalającą na lot na samolocie niestatecznym, czyli o zmniejszonych statecznikach (co daje oszczędność na masie i oporze). Podobny cel mają badania samolotu Rockwell HiMAT, który ponadto ma odchylać do tyłu strumień gazów odrzutowych.

Równocześnie nie można zapominać, że samoloty amerykańskie są uważane za przefilozofowane, tzn. zbyt skomplikowane, co przy wzrastającym ich koszcie prowadzi do zmniejszonej liczby zbudowanych egzemplarzy za określoną sumę budżetową. Natomiast praktyka zawsze wskazuje, że choć w konkretnym przypadku z reguły lepszy samolot ma przewagę nad gorszym, jednak zbyt mała liczba samolotów najwyższej jakości ulega dużej liczbie samolotów mniej doskonałych. Odwieczny dylemat „jakość czy ilość” stoi dziś również przed zamawiającymi samoloty myśliwskie.



Rys. 15. Lekki samolot myśliwski F-20 Tigershark

LITERATURA

1. R. BRAYBROOK: The Blackbird... twenty-one this month. *Air International*, 1983, nr 4, s. 188-194.
2. R. S. SHEVELL: Aircraft Design. *Aerospace Highlights 1982. Astronautics and Aeronautics*, 1982, Dec., s. 18-21 i 26.
3. R. BRAYBROOK: Aircraft Design Philosophy. *Lee Begin of Northrop. Air International*, 1983, nr 6, s. 296-302.
4. J. W. R. TAYLOR: *Jane's all the World's Aircraft 1982-1983*. London 1982.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Nowy silnik RB.211-600

Dotychczasowa rodzina dużych lotniczych dwuprzepływowych, trzywałowych silników RB.211 firmy Rolls-Royce obejmowała trzy podstawowe wersje: RB.211-22B (o ciągu 18 700 daN), RB.211-524 (o ciągu od 21 400 daN dla wersji RB.211-524-02 do 23 600 daN dla wersji RB.211-524D4) i RB.211-535C (o ciągu 16 600 daN). Obecnie dobiega końca okres dopracowywania silnika RB.211-535E4. Jest to w tej chwili najnowocześniejszy silnik firmy Rolls-Royce. Zawiera on efekty długotrwałych prac badawczych w dziedzinie aerodynamiki maszyn przepływowych oraz nowych technik wytwarzania.

W związku z bardzo ostatnio reklamowaną w prasie fachowej nową rodziną silników PW4000 firmy Pratt and Whitney, firma Rolls-Royce przedstawiła producentom samolotów propozycję nowego, konkurencyjnego dla PW4000 silnika. Silnik ten, nazwany RB.211-600, mógłby być zastosowany w samolotach Boeing 747 i 767, McDonnell Douglas MD-100 i Airbus A300-600. Ewentualne rozpoczęcie prac projektowych nowej jednostki napędowej miało nastąpić w połowie bieżącego roku, a uzyskanie certyfikatu i pierwsze dostawy — pod koniec 1986 r.

Na podstawie wstępnych, skąpych informacji trudno ocenić, czy RB.211-600 to nowa nazwa zapowiadanego jeszcze w 1978 r. silnika RB.211-524G, którego ciąg miał wynosić 24 400 lub 24 900 daN i który miał uzyskać certyfikat w 1984 lub 1985 r. Na razie wiadomo, że w RB.211-600 mają być wprowadzone wszystkie najnowocześniejsze rozwiązania sprawdzone na silniku RB.211-535E4. Będą to m.in.:

— szerokocięwiowe łopaty wirnika wentylatora, wykonane z tytanu jako konstrukcja przekładkowa z wypełniaczem ulowym (TLiA nr 1 z 1983 r.). Poza innymi zaletami, rozwiązanie to zmniejszy liczbę łopat wirnika z 33 (dla silnika RB.211-524D4) do 22. Łopaty takie ma również silnik RB.211-535E4;

— łopaty sprężarki z odgiętym wierzchołkiem. Łopaty takie zastosowano również w RB.211-535E4, ale tylko w sprężarce wysokiego ciśnienia;

— łopaty sprężarki o profilach superkrytycznych. Będzie to pierwsze zastosowanie takich profili w silniku firmy Rolls-Royce;

— nowa rura żarowa pierścieniowej komory spalania, zastosowana po raz pierwszy w RB.211-535C. Pozwala ona sprostać przepisom ograniczającym emisję szkodliwych składników spalin;

— „trójwymiarowe” łopaty turbinowe (wirnikowe i kierownicze) dla stopni wysokiego i średniego ciśnienia. Są to łopaty, których profil zmienia się z wysokością części przepływowej, a które projektowane są w oparciu o trójwymiarowy model opływu łopatki za pomocą maszyny cyfrowej. Łopaty takie ma również RB.211-535E4;

— monokrystaliczne łopaty wirnikowe turbiny. Będzie to ich pierwsze zastosowanie w seryjnym silniku firmy Rolls-Royce.

Wynikiem zastosowania proponowanych rozwiązań ma być wzrost ciągu i sprawności silnika w porównaniu z wersją RB.211-524D4. Przewiduje się, że nowy silnik będzie osiągał ciąg równy maksymalnemu cięgowi silnika RB.211-524D4 (23 600 daN) przy temperaturze gazów przed turbiną o 73°C niższej. Przy temp. przed turbiną, przy której silnik RB.211-524D4 daje ciąg maksymalny, RB.211-600 będzie dawał ciąg 26 200 daN. Konstruktorzy przewidują, że ciąg startowy nowego silnika będzie mniejszy, ale za to stały w szerszym zakresie temperatury otoczenia. Np. mógłby mieć on ciąg startowy 24 900 daN i wtedy ciąg startowy na poziomie morza nie spadłby aż do temperatury 39°C. Przewiduje się, że silnik RB.211-600 będzie miał o 6,5% mniejsze jednostkowe zużycie paliwa niż RB.211-524D4. JMR

Morrisey Bravo • USA •

Jedno- i dwumiejscowe samoloty amatorskie

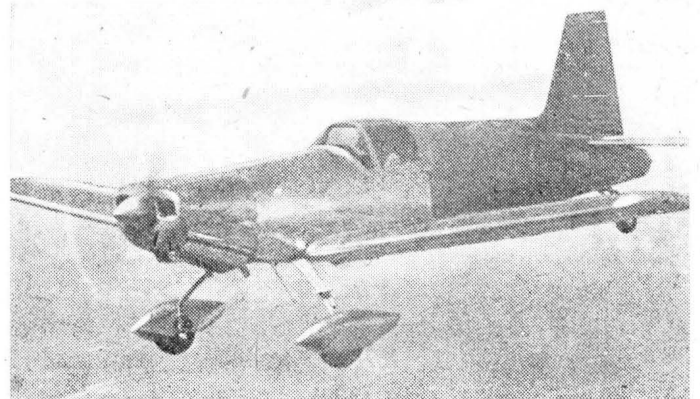
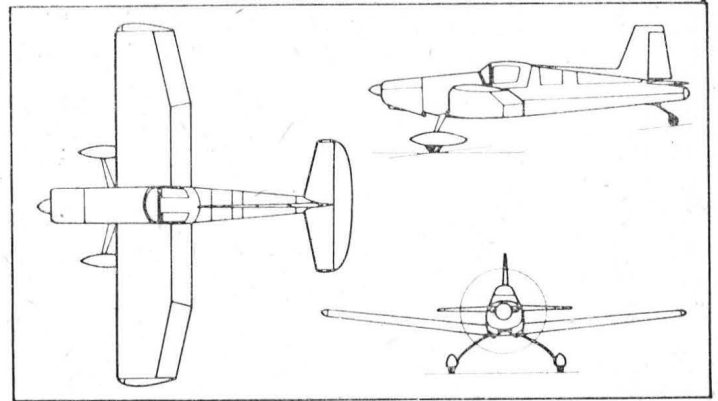
William Morrisey, oblatywacz w firmie Douglas w latach 1936÷1955, jest konstruktorem kilku udanych samolotów amatorskich. Ostatnio zbudował samolot Bravo, w którym wykorzystał technologię ze swych wcześniejszych konstrukcji. Są trzy wersje samolotu: Bravo I Primary — jednomiejscowy z odkrytą kabiną; Bravo I Advanced — jednomiejscowy z osłoniętą kabiną i z owiewkami na kołach; Bravo II — dwumiejscowy z silnikiem o większej mocy, z klapami do lądowania, o zwiększonym zasięgu.

Konstrukcja samolotu odznacza się dużą prostotą. Kadłub jest wykonany ze stalowych, spawanych rur, przy czym przednia część, łącznie z kabiną, ma nitowane, metalowe pokrycie, a część tylna jest pokryta dakronem. Metalowy płat o stałym profilu NACA 43015 ma dźwigar na 15% cięższy, który z krawędzią natarcia i pokryciem tworzy keson. Tylna część płata prototypu jest metalowa, natomiast w zestawach montażowych będzie wykonana z laminatu z piankowym wypełniaczem. Usterzenie jest metalowe ze sterami pokrytymi falistą blachą. Tylnie koło podwozia ma długą goleń, dzięki czemu samolot na ziemi przyjmuje prawie poziome położenie. Do napędu będą stosowane silniki o mocy od 75 do 150 kW (od 100 do 200 KM), podczas gdy prototyp jest wyposażony w silnik Lycoming 0-320 o mocy 110 kW (150 KM).

Zespoły do montażu amatorskiego nie będą obejmować silnika ze śmigłem, kół i przyrządów pokładowych.

Dane techniczne

Rozpiętość	8,08 m
Długość	6,55 m
Wysokość	2,36 m
Masa własna	437 kg
Masa startowa maks.	800 kg



Prędkość przelotowa na 75% mocy	230 km/h
Wznoszenie maks. przy masie 680 kg	7,5 m/s
Pułap praktyczny	5500 m

W.K.

Piper PA-31-350 Mojave • USA •

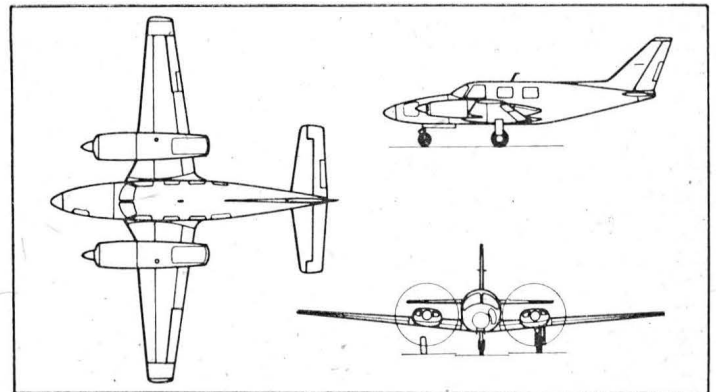
Dwusilnikowy tłokowy samolot turystyczno-służbowy

Nowością firmy Piper na 1983 r. jest 7-miejscowy samolot turystyczno-służbowy PA-31-350 Mojave napędzany dwoma silnikami tłokowymi. Wykorzystano w nim przedłużony płat z gondolami silnikowymi samolotu Navajo i kadłub z usterzeniem samolotu Cheyenne II. Prototypy Mojave latały już w 1982 r., a w czerwcu 1983 r. samolot uzyskał świadectwo typu.

Samolot ma konstrukcję metalową z niewielką liczbą elementów laminatowych. Trójdźwigarowy płat o profilu NACA serii 63 ma wyważone lotki i jednoszczelinowe kłapy. Lotka prawego skrzydła jest zaopatrzona w kłapkę wyważającą. Półskorupowa konstrukcja kadłuba jest typu „safe failure”. Usterzenie ma podobną konstrukcję jak płat, stery są wyposażone w kłapki wyważające. Krawędzie natarcia płata i usterzenia mają pneumatyczną instalację przeciwoślodzeniową. Podwozie, z kołem przednim, jest chowane. Do napędu samolotu zastosowano 6-cylindrowe silniki Lycoming TIO-540-V2AD o mocy 269 kW (354 KM) z trójłopatowymi śmigłami Hartzell o stałej prędkości obrotowej. Pojemność zbiorników paliwowych wynosi 909 l.

Dane techniczne

Rozpiętość	13,60 m
Długość	10,50 m
Wysokość	4,00 m
Powierzchnia nośna	22,80 m ²
Masa własna	2155 kg
Masa startowa	3266 kg
Prędkość maksymalna	448 km/h



Prędkość przelotowa	433 km/h
Pułap praktyczny	9266 m
Zasięg	2403 km

W. K.

Niektóre problemy związane z deceleracją silników turbinowych

Mgr inż. RYSZARD BEKIESIŃSKI
 Mgr inż. MIECZYSLAW MOKRZYSCZAK
 Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych

Zakresy prędkości i wysokości lotu współczesnych samolotów powodują, że niezbędne ilości paliwa, jakie system zasilania powinien dostarczyć do silnika, zmieniają się w szerokim zakresie. We współczesnych turbinowych silnikach odrzutowych natężenie przepływu paliwa dostarczanego do komór spalania zmienia się w stosunku 40:1, a nawet 70:1.

Temperatura gazów przed turbiną nie powinna przekroczyć wartości wynikającej z warunków odporności cieplnej (żarowytrzymałości) materiału, z którego wykonane są łopatki turbiny. W eksploatowanych w naszym lotnictwie silnikach turbinowych zawiera się ona w granicach $1100 \div 1200$ K ($830 \div 930^\circ\text{C}$). Wartość tej temperatury jest zatem jednym z ograniczeń, którego przekroczenie może doprowadzić do zniszczenia silnika. Ograniczenie to jest realizowane przez urządzenia tworzące system automatycznej regulacji i będące integralną częścią układu paliwowego silników. Układ paliwowy powinien zatem w taki sposób doprowadzać paliwo do komory spalania silnika, aby przy maksymalnej prędkości obrotowej współczynnik nadmiaru powietrza α zawierał się w granicach $3,5 \div 4$. Nadmiar powietrza odpowiadający takim współczynnikom zapewnia utrzymanie maksymalnej temperatury gazów przed turbiną w przedziale $1100 \div 1200$ K. Podczas pracy silnika przy prędkościach obrotowych mniejszych od maksymalnych współczynnik nadmiaru powietrza w silniku wzrasta do wartości $\alpha = 6 \div 8$. Może on osiągnąć jeszcze większe wartości podczas szybkiego zmniejszania prędkości obrotowej silnika, tj. deceleracji. Wynika to z faktu, że podczas takiego procesu ilość paliwa dostarczanego do komory spalania maleje znacznie szybciej niż natężenie przepływu strumienia powietrza przepływającego przez silnik. Należy przy tym mieć na uwadze fakt, że przy dużych współczynnikach nadmiaru powietrza mieszanka paliwowo-powietrzna bardzo trudno się zapala, a proces spalania przebiega wolno i niestatecznie, gdyż front płomienia zostaje zrywany przez strugi przepływającego powietrza. Dlatego też we wszystkich bez wyjątku typach komór spalania silników turbinowych prędkość powietrza na wlocie do komory jest ograniczona i nie przekracza $40 \div 60$ m/s, a sam strumień powietrza jest rozdzielany na pierwotny i wtórny.

Jak wiadomo, ilość powietrza w strumieniu pierwotnym waha się w granicach $20 \div 30\%$ całkowitej ilości powietrza przepływającego przez silnik i ustala się go w taki sposób, aby w strefie spalania mieszanka paliwowo-powietrzna spalała się z możliwie największą prędkością. Dlatego wartość współczynnika nadmiaru powietrza α wynosi w tym miejscu od 0,9 do 1. Natomiast temperatura gazów w strefie spalania przekracza 2273 K (2000°C). Druga część powietrza, strumień wtórny, opływając przednią część komory spalania, przepływa przez otwory do jej wnętrza i stopniowo miesza się z produktami spalania obniżając ich temperaturę, a także zapewniając „rozmywanie” warstwy przyściennej gorących produktów spalania i powodując ukształtowanie odpowiedniego pola temperatur w strumieniu gazów przed kierownicą turbiny. Oprócz tego uczestniczy ono w dopalaniu produktów spalania i cząstek paliwa nie spalonego w zasadniczej strefie spalania.

Niemalą rolę w sprawnej pracy komory spalania odgrywają również parametry przed wlotem silnika, tj. ciśnienie całkowite i temperatura całkowita, które w bardzo szerokim zakresie zmieniają się wraz ze zmianą warunków lotu.

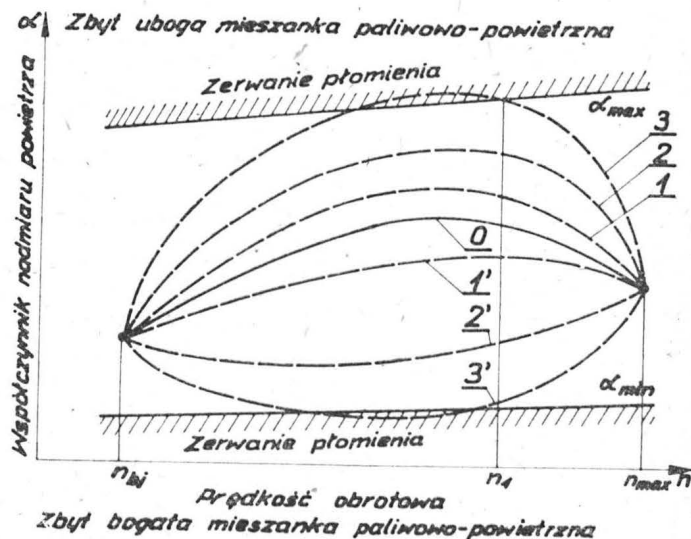
W pierwszym etapie rozwoju systemów regulacji silników turbinowych główny nacisk kładziono na jak najpełniejsze zabezpieczenie procesów związanych z przyspieszeniem (akceleracją) w zakresie od biegu jałowego do maksymalnej prędkości obrotowej. Z punktu widzenia niezawodności pracy silnika i jego trwałości zagrożenie to miało kapitalne znaczenie. Wprowadzenie silnika w zakres niestatecznej pracy czy przekroczenie maksymalnej dopuszczalnej temperatury w procesie akceleracji grozi poważnymi konsekwencjami, mogącymi w krańcowych przypadkach doprowadzić do wypadku lotniczego. Z tych względów automatyzacja procesów przyspieszania została doprowa-

dzona prawie do perfekcji i nie ma dziś w eksploatacji samolotów, w których ten problem nie byłby rozwiązany.

Nieco inaczej wygląda sprawa automatyzacji procesów odwrotnych, tj. deceleracji, szczególnie w silnikach starych typów. Tutaj z reguły stosowano ręczną regulację, a więc zależną jedynie od działania pilota. Jakkolwiek sam proces deceleracji nie wymusza na konstruktorze silnika tak ostrych wymagań, jak to ma miejsce przy regulacji procesów akceleracji, gdyż w procesie deceleracji następuje odciążenie poszczególnych elementów silnika i to zarówno pod względem obciążeń, jak i termicznym, to jednak może dojść do pewnych zaburzeń zmniejszających bezpieczeństwo latania. Chodzi tu głównie o przerwanie procesów spalania w komorze spalania silnika i tym samym jego samoczynne wyłączenie się z pracy. Może to spowodować również poważne konsekwencje, aż do zniszczenia samolotu włącznie, gdyż proces uruchomienia silnika w powietrzu wymaga pewnego czasu i zapasu wysokości, którego w konkretnych przypadkach może nie wystarczyć.

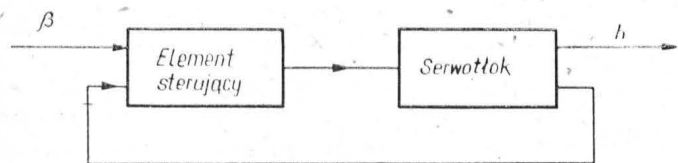
Przerwanie procesów spalania podczas deceleracji prędkości obrotowej silnika turbinowego wynika głównie (przy całkowicie sprawnym silniku i jego instalacjach) z zachowania równowagi między ilością powietrza dostarczanego do komór spalania silnika przez sprężarkę a ilością paliwa podawanego do jego komory spalania przez układ paliwowy.

W silnikach turbinowych starszego typu proces zmiany natężenia przepływu paliwa podczas zmniejszania prędkości obrotowej silnika jest z reguły regulowany ręcznie przez pilota przez zmianę przekroju kanału przepływowego paliwa z pompy paliwowej. W praktyce jest to po prostu przemieszczenie zaworu dławiącego w pompie za pomocą dźwigni sterowania silnikiem (DSS). Ponieważ zmiana przekroju przepływowego paliwa przy przemieszczaniu dźwigni sterowania silnikiem następuje w tempie równym tempu jej przesuwania, a zmiana natężenia przepływu powietrza przepływającego przez silnik zależna jest głównie od bezwładności mas wirujących zespołu wirnikowego silnika, następuje zachwianie stosunku podawanej ilości paliwa do ilości przepływającego przez silnik powietrza gwarantującego właściwy przebieg procesów. Chodzi tu, jak już wspomniano poprzednio, o zachowanie odpowiedniego współczynnika nadmiaru powietrza w celu zapewnienia statecznej pracy komory spalania. W procesie deceleracji ciśnienie paliwa, a więc i jego natężenie przepływu, spada praktycznie w tempie równym tempu przemieszczania dźwigni sterowania silnikiem (oczywiście mowa tu o ukła-



Rys. 1. Zależność współczynnika nadmiaru powietrza od przejściowych prędkości obrotowych podczas akceleracji (1', 2') i deceleracji (1, 2) oraz dla ustalonych prędkości obrotowych (0)

dach paliwowych bez automatycznej regulacji procesów deceleracji), natomiast prędkość obrotowa silnika, a zatem i natężenie przepływu powietrza podawanego przez sprężarkę, spada znacznie wolniej wskutek dużej bezwładności



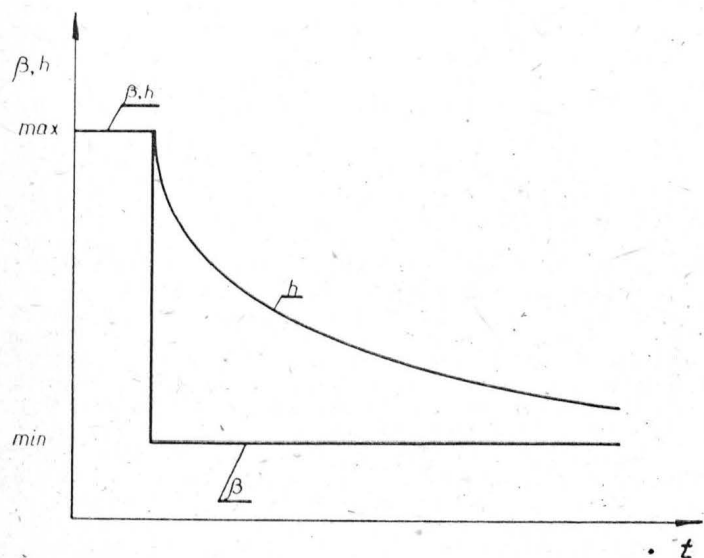
Rys. 2. Schemat strukturalny układu opóźniającego: β — impuls wejściowy (kąt przesunięcia DSS), h — impuls wyjściowy (współrzędna elementu regulacyjnego)

zespołu wirnikowego. Znaczy to, że przy stosunkowo dużym natężeniu przepływu powietrza przez silnik do komór spalania dostarczana jest niewystarczająca ilość paliwa, co prowadzi do nadmiernego zubożenia mieszanki paliwowo-powietrznej, mogącego być przyczyną zerwania płomienia. Zjawisko to ilustruje wykres (rys. 1). Przedstawia on zależność współczynnika nadmiaru powietrza α od prędkości obrotowej turbinowego silnika odrzutowego podczas procesów akceleracji i deceleracji.

Z zależności przedstawionej na wykresie wynika, że w miarę zmniejszania natężenia przepływu paliwa (ciśnienia przed wtryskiwaczami) — krzywe 1 i 2 — współczynnik nadmiaru powietrza α osiąga coraz większe wartości, aby przy wystarczająco szybkim spadku wydatku natężenia przepływu paliwa przekroczyć wartość graniczną α_{max} (krzywa 3). Wywołuje to niestateczność procesu spalania i prowadzi do jego przerwania oraz samoczynnego wyłączenia silnika z pracy.

Sens fizyczny zjawiska polega na zbyt dużej ilości powietrza w stosunku do ilości podawanego paliwa. W układach paliwowych pozbawionych automatyzacji procesów deceleracji dzieje się to dlatego, że przestawienie pompy na minimalną wydajność odbywa się bezpośrednio pod wpływem ciśnienia paliwa, którego spadek jest proporcjonalny do zmniejszania przekrojów przelotowych zaworu dławiącego sterowanego bezpośrednio przez pilota.

Dlatego też, aby zabezpieczyć silnik przed przypadkowym, nie zamierzonym wyłączeniem go z pracy, zaczęto stosować układy paliwowe wyposażone w automatyczne urządzenia zapewniające takie przesterowanie układu regulacji w procesie deceleracji, aby bez względu na szybkość, z jaką pilot przemieszcza dźwignię sterowania silnikiem, nigdy nie nastąpiło przekroczenie granicznego współczynnika nadmiaru powietrza α_{max} , a tym samym nie wystąpiło jego wyłączenie. Praca ich polega na takim spowolnieniu spadku natężenia przepływu paliwa podawanego do komór spalania w procesie deceleracji, aby zachować niezbędny dla danych warunków pracy optymalny skład mieszanki paliwowo-powietrznej. Impulsem wejściowym dla układu opóźniającego jest zwykle impuls od przemieszczenia dźwigni sterowania silnikiem, a odpowiednia zmiana prędkości obrotowej silnika jest już automatycznie regulowana przez odpowiednie zespoły automatyki układu pali-

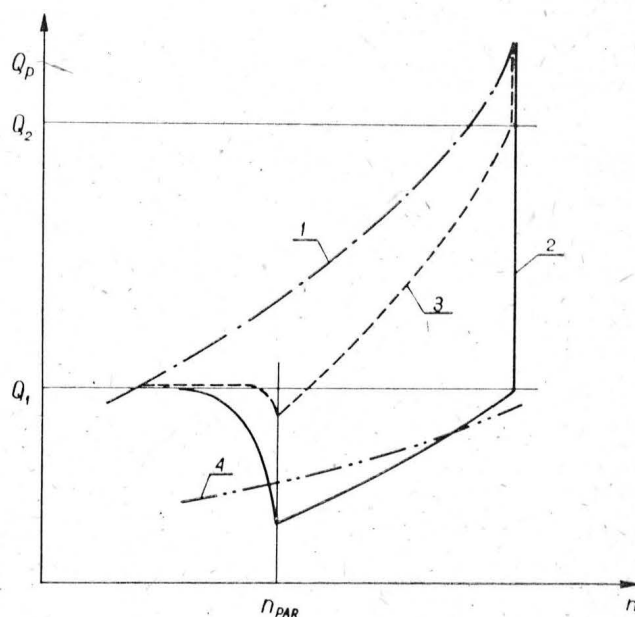


Rys. 3. Czasowa charakterystyka hydraulicznego urządzenia opóźniającego w procesie deceleracji

wowego. Schemat strukturalny takiego urządzenia przedstawiono na rys. 2.

Mechanizmy wykonawcze tego typu urządzeń są przede wszystkim mechanizmami tachometrycznymi, hydraulicznymi lub pneumatycznymi w zależności od przyjętego systemu rozwiązania ich układów siłowych. Najczęściej stosowanymi mechanizmami są mechanizmy hydrauliczne z wykorzystaniem jako cieczy roboczej — paliwa. Przedstawiają one układy, w których organem siłowym są przeważnie serwotłoki, a organem sterującym — para suwakowa składająca się z trzonu serwotłoka i suwaka sterującego przepływem paliwa z jednej komory serwotłoka. Ma to na celu opóźnienie ruchu serwotłoka w stosunku do ruchu suwaka, który jest sterowany przez pilota (z reguły związany z DSS). W ten sposób impuls wyjściowy, np. współrzędna przesunięcia elementu regulacyjnego nastrojenia regulatora natężenia przepływu paliwa, ma przebieg zupełnie odmienny od impulsu wejściowego, jakim jest np. kąt obrotu DSS. Typowy przebieg zmian tych parametrów pokazuje rys. 3, z którego wynika, że gwałtownemu przemieszczeniu DSS β towarzyszy powolne przemieszczanie elementu sterującego h , a tym samym opóźnienie zmiany natężenia przepływu paliwa w stosunku do zmiany położenia DSS.

Na tej zasadzie oparte jest działanie znanego wszystkim tzw. spowalnicza hydraulicznego, który znalazł szerokie zastosowanie w paliwowych pompach-regulatorach stoso-



Rys. 4. Charakterystyka natężenia przepływu paliwa bez układu deceleracji i z zamontowanym deceleratorem: 1 — stany ustalone silnika, 2 — przebieg procesu deceleracji bez deceleratora (sterowanie ręczne), 3 — przebieg procesu deceleracji z zamontowanym deceleratorem, 4 — granica gaśnięcia, Q_1 — natężenie przepływu paliwa utrzymywane przez zawór dławiący, Q_2 — natężenie przepływu paliwa utrzymywane przez zawór dławiący i decelerator

wanych na nowszych typach silników. Działanie spowalnicza sprowadza się zatem jak gdyby do „przekładni” prędkości ruchu jednego urządzenia na inną prędkość (dowolnie dobraną) drugiego urządzenia. „Przekładnia” ta działa w obydwu kierunkach, a więc spowalnicza odgrywa również istotną rolę w procesach deceleracji silnika.

W silnikach starszych typów procesy deceleracji, jak już mówiliśmy poprzednio, nie są sterowane automatycznie, a ich przebieg zależy wyłącznie od działania pilota. W tych silnikach jakość procesu deceleracji zależy od szybkości, z jaką pilot przemieszcza DSS. Konstruktorzy z reguły określają minimalny czas przemieszczenia DSS, który stanowi granicę bezpiecznej dla pracy silnika deceleracji. Taką granicą np. dla silnika typu LiS-5 jest czas 2 s. Przemieszczenie DSS w czasie krótszym może spowodować samoczynne wyłączenie się silnika wskutek tak znacznego zubożenia mieszanki paliwowo-powietrznej, że niemożliwe będzie jej stateczne spalanie (krzywa 3 na rys. 1).

Ograniczenie czasowe przemieszczenia DSS jest zabiegiem niezmiernie prostym, ale bardzo trudnym do przestrzegania w procesie wykonywania zadań przez pilota samolotu myśliwskiego. W sytuacjach walki powietrznej czy lotu w szyku przestrzeganie ograniczeń czasowych jest praktycznie niemożliwe do wykonania. Z tych też względów na samolotach, których silniki „wyposażone” są je-

GLASS A.: Development and future of fighter aircraft. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 12, p. 5.

Technical development and progress in performance of fighter aircraft in the years 1947-1983, requirements to which the airplanes manufactured at present have been designed, and expectations relating to development of fighters in future, are presented.

BEKIESIŃSKI R., MOKRZYSCZAK M.: Some problems connected with deceleration of turbine engines. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 12, p. 10.

A device used in fuel systems of modern engines to moderate the decrease in fuel flow independently of the control lever shifting speed as well as the device designed for the LiS-5 engines, the operation of which consists in delivery of an additional amount of fuel to the engine combustion chamber during deceleration, are described in this article.

WRÓBLEWSKI Z., ZUKOWSKI F.: Modern systems of airfield light signs. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 12, p. 13.

Systems of day and night light signs at airfields and airfield surrounding areas to make the landing approach and the landing proper easier for pilots, have been shown.

DERĘGOWSKI K., CUPRYŚ S.: The use of selected Polish epoxy resins to make production process instrumentation. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 12, p. 20.

The authors have comprehensively discussed the application of Polish epoxy resins in various production processes, e.g. in casting: making of patterns, core boxes, negative moulds, templates, gauges. Many remarks and opinions on observed use of the cited methods in practice are given in this article.

ŁUNARSKA S.: Anodizing of titanium alloys. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 12, p. 23.

Possibilities to obtain various anodic oxide films on titanium alloys by changing process parameters during anodic oxidation are discussed in this article.

GLASS A.: RWD-5 bis — the S. Skarżyński's airplane for his flight over the Atlantic. TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 12, p. 25.

Conclusion from Polish attempts at flights over the Atlantic, made in the years 1928-1929, and their influence on the idea of equipment of the RWD-5 bis airplane, are presented, and the way this airplane was prepared to the flight over the Atlantic is described.

cd. ze s. 11

dy nie w czasowe ograniczenia deceleracji zdarzają się „samoczynne” wyłączenia się silnika. W związku z tego rodzaju przypadkami, mającymi miejsce szczególnie na silnikach typu LiS-5, opracowano urządzenie mające na celu wyeliminowanie zjawiska samoczynnego wyłączenia się silnika przy zbyt szybkim przemieszczeniu DSS przez pilota.

Urządzenie to, pod nazwą decelerator, jest osobnym agregatem włączonym w instalację pompy paliwowej zasadniczego układu zasilania i mającym za zadanie dostarczyć silnikowi dodatkową porcję paliwa przy gwałtownym przyspieszeniu przez pilota zaworu dławiącego.

Oddziaływanie jego z punktu widzenia zapewnienia silnikowi odpowiedniego składu mieszanki paliwowo-powietrznej jest podobne do spawalniczego hydraulicznego, lecz sposób realizacji tego zadania jest całkowicie inny. Spawalnicz działa zarówno podczas deceleracji, jak i akce-

GLASS A.: Entwicklung und Zukunft der Jagdflugzeuge. TLiA, XXXVIII, Jhrg., 1983, H. 12, S. 5.

Die Darstellung umfasst die leistungstechnische Entwicklung der Jagdflugzeuge in den Jahren 1947-1983, die Anforderungen, nach den die heute hergestellten Flugzeuge entworfen wurden, sowie die Prognosen über ihre zukünftige Entwicklung.

BEKIESIŃSKI R., MOKRZYSCZAK M.: Einige Probleme der Verlangsamung von Turbinenmotoren. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 12, S. 10.

In dem Beitrag wird eine Vorrichtung behandelt, die in Versorgungsanlagen neuer Motore zur Verminderung des Kraftstoffdurchflussabfalls, unabhängig von der Umstellgeschwindigkeit des Steuerhebels, angewandt wird sowie eine Vorrichtung für den Motor LiS-5, die bei der Verlangsamung die Zuführung einer zusätzlichen Kraftstoffmenge zur Verbrennungskammer des Motors ermöglicht.

WRÓBLEWSKI Z., ZUKOWSKI F.: Gegenwärtige Systeme der Kennzeichnung von Flugplätzen. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 12, S. 13.

Es werden Systeme der Tages- und Nacht-Lichtkennzeichnung von Flugplätzen und den mit ihnen grenzenden Randgebieten behandelt, die dem Piloten den Anflug und die Landung erleichtern.

DERĘGOWSKI K., CUPRYŚ S.: Nutzung der ausgewählten Epoxyharze einheimischer Herkunft für Werkzeug- und Vorrichtungsausrüstung. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 12, S. 20.

Die Autoren geben ausführlichen Überblick über die Anwendung der Epoxyharze einheimischer Herkunft bei verschiedenen technologischen Verfahren, wie z.B. in der Gießtechnik zur Ausführung von Modellen, Kernkästen, Negativformen, Führungsschablonen, Lehren. Der Beitrag enthält viele Anmerkungen und Beurteilungen über die praktische Anwendung der erörterten Methoden.

ŁUNARSKA S.: Eloxalverfahren für Titanlegierungen. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 12, S. 23.

In dem Beitrag wird die Möglichkeit der Bildung verschiedener Eloxalschichten an Titanlegierungen durch Änderung der technologischen Parameter während des Eloxalverfahrens behandelt.

GLASS A.: RWD-5 bis-Flugzeug von S. Skarżyński für den Flug über dem Atlantischen Ozean. TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 12, S. 25.

Es werden Schlüsse aus den polnischen Versuchsflügen über dem Atlantik aus den Jahren 1928-1929 und ihrer Einfluss auf die Auffassung über die Ausrüstung des Flugzeuges RWD-5 bis dargestellt und die Vorbereitungsmethode dieses Flugzeuges zum Flug über dem Atlantik beschrieben.

ГЛЯСС А.: Развитие и будущее истребителей. TLiA, т. XXXVIII, 1983, № 12, стр. 5

Представлены техническое развитие и рост лётных данных истребителей за года 1947-1983, требования, по которым разрабатывались в настоящее время выпускаемые самолеты, а также предвидения насчёт их развития в будущем.

БЕКЕСИŃСКИ Р., МОКШЫЩАК М.: Некоторые проблемы связанные с деселерацией газотурбинных двигателей. TLiA, т. XXXVIII, 1983, № 12, стр. 10

В статье описывается устройство, которое применяется в системах питания топливом новых двигателей с целью торможения падения расхода топлива независимо от скорости перемещения рычага управления, а также устройство разработанное для двигателей ЛиС-5, которое работает посредством подачи во время деселерации дополнительного количества топлива в камеру сгорания двигателя.

ВРЎБЛЕВСКИ З., ЖУКОВСКИ Ф.: Современные системы световой маркировки аэродромов. TLiA, т. XXXVIII, 1983, № 12, стр. 13

Представлены системы дневной и ночной световой маркировки аэродромов и приаэродромных местностей, которые облегчают пилотам заход на посадку и самую посадку.

ДЕРЕНГОВСКИ К., ЦУПРЫСЬ С.: Использование отечественных эпоксидных смол для изготовления приспособлений. TLiA, т. XXXVIII, 1983, № 12, стр. 20

Авторами широко рассмотрено применение отечественных эпоксидных смол для изготовления процессов как литые, — модели, сердечники, негативные формы, копиры, эталоны. В статье приводятся многочисленные замечания и оценки наблюдений практического употребления упомянутых методов.

ЛУНАРСКА С.: Анодирование сплавов титана. TLiA, т. XXXVIII, 1983, № 12, стр. 23

В статье рассмотрены возможности получения различных анодных пленок на сплавах титана путём изменения технологических параметров в процессе анодирования.

ГЛЯСС А.: РВД-5 бис—самолет С. Скаржинского для перелёта через Атлантический Океан. TLiA, т. XXXVIII, 1983, № 12, стр. 25

Представлены выводы из польских попыток атлантических перелётов 1928-1929 годов и их влияние на концепцию оборудования самолета РВД-5 бис, а также описан способ подготовки этого самолета для перелёта через Атлантический Океан.

lacji przez „przełożenie” szybkości ruchu urządzeń sterujących i regulujących, natomiast decelerator tylko w chwili deceleracji przez bezpośrednie dostarczenie silnikowi dodatkowej ilości paliwa z pominięciem zaworu dławiącego w pompie. Charakterystykę natężenia przepływu paliwa bez układu i z układem deceleracji pokazano na rys. 4.

Jak widać z powyższego, zasadniczą rolą deceleratora jest taka zmiana natężenia przepływu paliwa w procesie deceleracji, która uniemożliwia mu osiągnięcie poziomu niższego od poziomu odpowiadającego granicy gaśnięcia silnika. Odpowiedni dobór charakterystyki przepływowej deceleratora zapewnia ten warunek przy dowolnej prędkości przemieszczenia DSS w kierunku zamknięcia zaworu dławiącego. Urządzenie to przeszło już pomyślnie próby hamownicze oraz próby w locie i po przeprowadzeniu niezbędnych badań eksploatacyjno-wojskowych będzie mogło być zamontowane na ekspluatowanych u nas samolotach z silnikami typu LiS-5. Stanowi to jeden z elementów stałej dążności do podnoszenia bezpieczeństwa latania.

Współczesne systemy oznakowania świetlnego lotnisk

Inż. ZBIGNIEW WRÓBLEWSKI
Mgr inż. FELIKS ŻUKOWSKI

Institut Techniczny Wojsk Lotniczych

Współczesne lotnictwo wymaga prowadzenia ruchu lotniczego zarówno w dzień, jak i w nocy. Ruch ten ograniczany jest tylko przy bardzo złych warunkach atmosferycznych. Do sprawnego i bezpiecznego prowadzenia lotów niezbędne było wyposażenie samolotów i lotnisk w pomoce nawigacyjne. Bardzo istotną i ważną rolę wśród pomocy nawigacyjnych odgrywają naziemne wizualne systemy oznakowania lotnisk i terenów przylotniskowych. Do naziemnych systemów oznakowania wizualnego zalicza się znaki dzienne i sygnały świetlne. Sygnały świetlne uruchamia się w nocy lub w dzień w trudnych warunkach atmosferycznych.

Opracowano całą gamę środków wizualnych dziennych i nocnych. Dla nawigacji dziennej są to znaki o odpowiednim kształcie i barwie, a dla nawigacji nocnej sygnały świetlne o różnych barwach ustawione w specyficznych konfiguracjach.

W sygnałach świetlnych barwa ma dodatkowe znaczenie informacyjne. Kolor czerwony określa niebezpieczeństwo. Barwę niebieską zarezerwowano do oznaczania drogi kołowania, aby nie pomylić jej (jest ona zwykle równoległa do drogi startowej) z drogą startową oznaczaną barwą białą. Kolor żółty informuje o zbliżaniu się do strefy niebezpiecznej.

Dzieląc cały system sygnalizacji świetlnej lotniska, wyróżnia się grupy:

- światła barwy czerwonej ograniczające drogę startową na jej krańcach, w niektórych przypadkach impulsujące,
- światła krawędziowe i światła osiowe drogi startowej barwy białej, na odcinku 1/3 licząc od końca drogi barwy żółtej,
- światła podejścia i horyzontu lądowania barwy czerwonej lub białej,
- światła zezwalające na lądowanie barwy zielonej, w niektórych przypadkach impulsujące,
- światła zabraniające lądowania barwy czerwonej impulsujące,
- światła przedłużenia osi drogi startowej barwy czerwonej lub białej,
- światła wyznaczające oś drogi startowej na jej przedłużeniu dla trudnych warunków atmosferycznych barwy białej, impulsowej, tzw. światła wędrujące,
- światła horyzontu startu barwy żółtej, białej lub czerwonej,
- światła krawędziowe drogi kołowania i dróg manipulacyjnych barwy niebieskiej,
- światła przeszkodowe barwy czerwonej lub białej impulsujące o dużej intensywności na przeszkodach szczególnie niebezpiecznych,
- światła ścieżki schodzenia — Vasis — biało-czerwone,
- latarnia lotniskowa pracująca impulsowo w kodzie identyfikacyjnym barwy dowolnej, w Polsce barwy czerwonej.

Oprócz wymienionych grup, gdzie światła pełnią rolę sygnałów nawigacyjnych, lotniska wyposaża się w układy oświetlenia płaszczyzn obsługowych drogi startowej itp.

W zależności od kategorii lotniska i jego rangi oraz przepisów wewnętrznych i międzynarodowych lotnisko może być wyposażone we wszystkie lub w część wymienionych grup sygnałowych.

Rozmieszczenie sygnałów w grupach nie jest dowolne, ale przepisy dopuszczają kilka sposobów ich rozmieszczenia. Dla przykładu podaje się najbardziej charakterystyczne układy światła zbliżenia.

Układ światła zbliżenia w systemie amerykańskim ALPA-ATA przedstawia rys. 1. Układ ten, przeznaczony dla lotnisk cywilnych, składa się z:

- szeregu krótkich białych łańcuchów świetlnych wzdłuż linii nalotu,
- dłuższego łańcucha białego (zwanego horyzontem) prostopadłego do kierunku lądowania,

- łańcucha czerwonych światła przedproża,
- łańcuchów zielonych światła progowych,
- 29 białych światła błyskowych wyładowczych wielkiej intensywności wzdłuż kierunku lądowania.

W odmianie tego układu dla lotnisk wojskowych, nazwanej systemem U.S.-Air-Force, zamiast białych światła zastosowano czerwone zakończone czerwonym horyzontem. Między horyzontem a drogą startową zlokalizowano dwie boczne linie światła czerwonych kończących się przed zielonymi progami przy drodze startowej. Lewa linia składa się z trzech rzędów światła, a prawa z pojedynczego.

Angielski układ Calverta (rys. 2) jest najbardziej rozpoznawalny, gdyż daje maksimum informacji potrzebnych pilotowi przy złej widoczności. Układ zawiera szereg horyzontów o długości zmniejszającej się w kierunku progu drogi startowej. Stosuje się oprawy o światłości 100 kcd o małej rozwarości wiązki.

Układ zezwala pilotowi na:

- utrzymanie samolotu w płaszczyźnie pionowej przechodzącej przez oś drogi startowej,
- utrzymanie ścieżki schodzenia na linii przecinającej drogę schodzenia w obrębie odpowiedniego pola przeziemia, przy właściwym kącie z poziomem,
- ocenę położenia samolotu względem płaszczyzny gruntu,
- rozróżnienie każdego elementu układu światła przy widoczności jego części i rozpoznaniu układu światła jako całości, gdy jest on widoczny na tle światła obcych,
- ocenę z dopuszczalnym błędem odległości od progu.

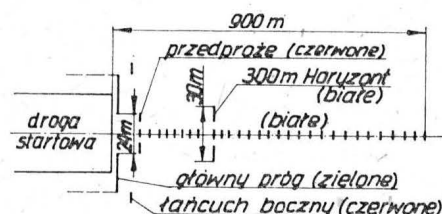
Układ „francuski” jest zbliżony do układu Calverta. W układzie tym zamiast linii środkowej światła zbliżenia występuje boczna równoległa do przedłużenia osi drogi startowej po lewej stronie lądującego samolotu. Linia ta wykonana jest z żółtych światła sodowych, zaś horyzonty ze światła czerwonych.

Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego (International Civil Aviation Organization — ICAO) proponuje i zaleca system osiowy łączący układ Calverta z układem ALPA-ATA.

ALPA-ATA daje łatwe rozpoznanie przez zastosowanie światła błyskowych i stałą możliwość sprawdzania po-przecznego położenia samolotu wobec licznych krótkich horyzontów. Calvert natomiast, wobec widocznego kąta między światłami środkowymi i szerokimi horyzontami, daje pilotowi możliwość jednoznacznego ustalenia położenia podczas końcowej fazy lotu. Układ taki wprowadziło wiele krajów. Na podmoskiewskim lotnisku Wnukowo zastosowano system połączenia światła błyskowych poosiowych między dalszą i bliższą radiostacją prowadzącą, z układem Calverta.

Na lotnisku Szeremietiewo zastosowano układ bardzo podobny do systemu U.S. Air-Force. Zamiast trzech rzędów lamp po lewej stronie między horyzontem a drogą startową, zastosowano dwa rzędy.

W Polsce jest zalecany i stosowany system SP1 lub SP2 różniący się nieznacznie od układu z lotniska Szeremietiewo. W niektórych przypadkach dodatkowo rozbudowuje

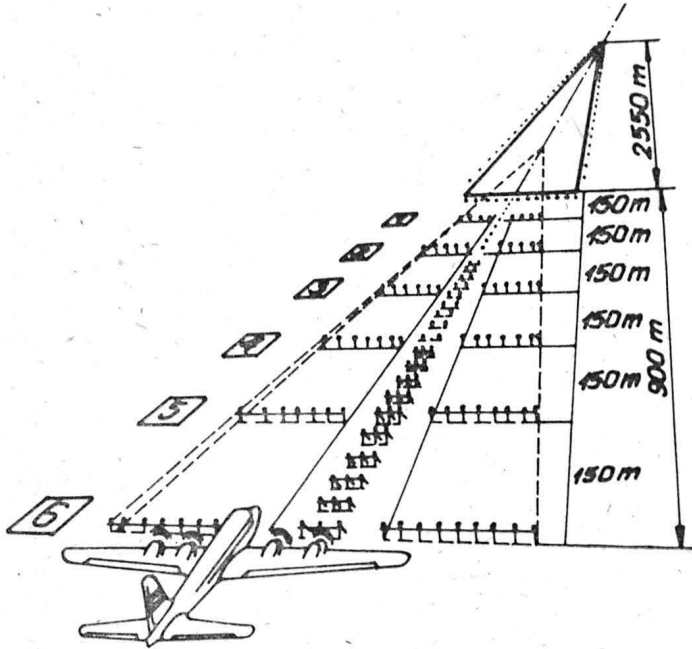


Rys. 1. Schemat układu światła zbliżenia w systemie amerykańskim ALPA-ATA

się go, wyposażając w światła błyskowe jak dla lotniska Wnukowo.

Drogi startowe znakuje się światłem białym. Krawędzie ograniczające początek i koniec drogi startowej oznacza się światłem czerwonym, czasem impulsującym. Wszystkie linie światel wzdłuż drogi są światłami białymi na dwóch trzecich jej długości i żółtymi na odcinku końcowym.

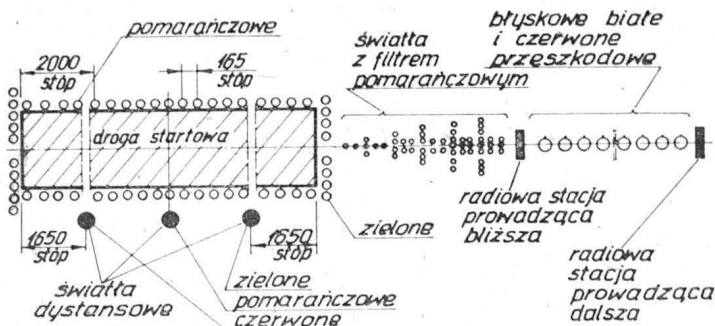
Bogatsze systemy oznakowania drogi startowej mają linie światel krawędziowych, linię osi drogi startowej, a nawet wielorzędowy układ linii wewnętrznych (rys. 3). Najskromniejszy system oznakowania drogi startowej ma tylko układ linii światel krawędzi bocznych.



Rys. 2. Schemat układu światel zbliżenia w systemie angielskim Calvert

W tym przypadku przed progiem drogi startowej środkowa linia światel zbliżenia urywa się i jest zastąpiona dwiema liniami bocznymi światel lądowania, między którymi powstaje „czarna jama”. W celu usunięcia tego niepożądanego zjawiska, stosuje się stacje projektorowe z lampami łukowymi o bardzo dużej intensywności oświetlającymi płaszczyznę drogi startowej z kierunku lądowania. Projektory włączane są tylko na czas lądowania w ostatniej fazie zbliżenia i wyhamowania.

Omówiony system światel zbliżenia i drogi startowej uzupełnia się w ostatnich latach o światła ścieżki schodzenia, tzw. Vasis — wizualny wskaźnik kąta schodzenia, działający zarówno w dzień, jak i w nocy. Wyznacza on prostą, po której samolot powinien podchodzić do lądowania. Jest to zespół światel szczególnie przydatnych dla lotnisk zlokalizowanych w rejonie górskim, przy miastach i wszędzie tam, gdzie w rejonie podejścia do lądowania znajdują się przeszkody lotnicze. Jest także przydatny tam, gdzie istnieje poważne niebezpieczeństwo niedolotu lub przelotu drogi startowej oraz gdzie mogą występować przyziemne nieprzewidziane turbulacje.



Rys. 3. Schemat układu światel w systemie zastosowanym na podmoskiewskim lotnisku Wnukowo

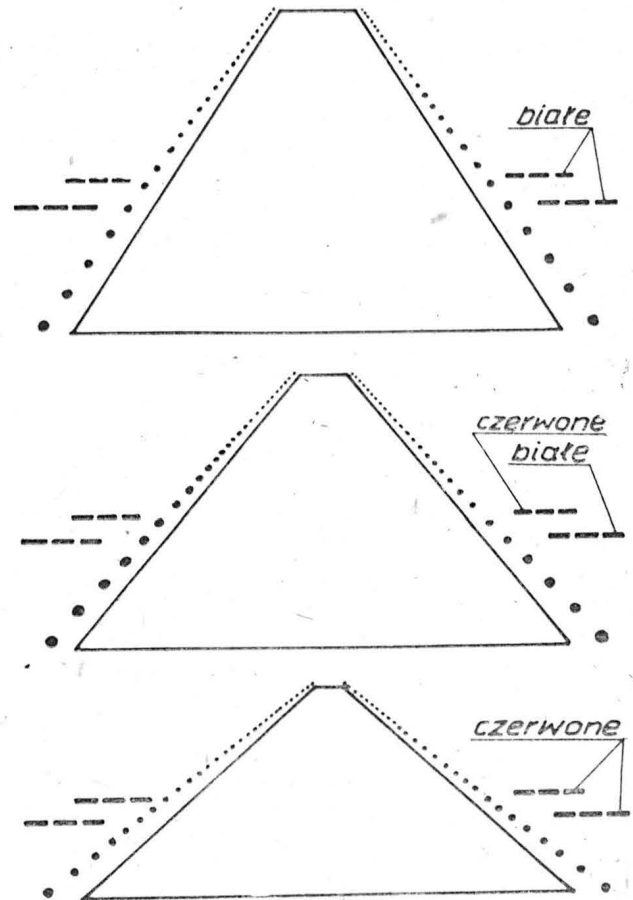
Wskaźnik obejmuje dwanaście opraw rozmieszczonych tak, aby były widoczne dla pilota jak symetrycznie rozmieszczone względem osi drogi startowej dwie pary krótkich horyzontów. Każda z poprzeczek składa się z trzech opraw. Oprawa musi wysyłać wiązkę światła białego w górnej części i wiązkę światła czerwonego w dolnej części. Oprawy ustawia się pod takimi kątami, aby podczas zbliżania pilot widział:

- wszystkie światła czerwone, gdy samolot znajduje się poniżej ścieżki schodzenia,
- wszystkie światła białe, gdy samolot znajduje się powyżej ścieżki schodzenia,
- dalej usytuowane, czerwone; bliżej usytuowane białe, gdy samolot jest w ścieżce schodzenia.

Powyższe sytuacje przedstawiono na rys. 4.

Wyżej omówione systemy oznakowania lotniska zapewniają bezpieczne lądowanie samolotów.

W celu ułatwienia startu, drogę startową wyposaża się w dodatkowy horyzont startu. Aby odróżnić go od horyzontu lądowania, oznacza się go barwą białą lub żółtą



Rys. 4. Zasada działania wizualnego wskaźnika kąta schodzenia — Vasis

wówczas, kiedy musi być wyróżniony na tle innych światel, np. miejskich.

Drogi kołowania są oznaczane tak jak drogi startowe, lecz światłem niebieskim. Najczęściej jednak oznacza się jedynie ich krawędzie, zagęszczając oprawy na wszystkich łukach.

W rejonie lotniska znajduje się wiele budowli niezbędnych do utrzymania ruchu. Budowle te uznaje się za przeszkody w ruchu lotniczym i są one oznakowane świetlnie światłami przeszkodowymi o barwie czerwonej. Szczególnie niebezpieczne i wysokie pojedyncze przeszkody w rejonach przylotniskowych mogą być oznakowane impulsyjnymi latarniami białymi dużej intensywności.

Dalszy rozwój systemów oznakowania świetlnego lotnisk nie przyniesie w najbliższej przyszłości istotnych zmian w konfiguracjach. Mogą natomiast wystąpić uzupełnienia w dodatkowe grupy światel, jak to ostatnio miało miejsce z wyposażeniem lotnisk w światła Vasis.

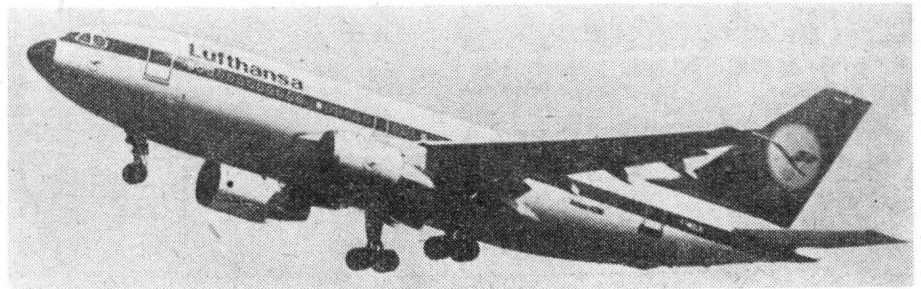
Szerokokadłubowy samolot pasażerski krótkiego i średniego zasięgu

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy dolnopłat o napędzie odrzutowym.

Plat. Obrys dwutrapezowy (z załamaniem krawędzi spływu), skos 28°, profil o cechach nadkrytycznych, grubość 15,2% u nasady i 10,8% przy końcówkach. Konstrukcja dwudźwigarowa całkowicie metalowa fail safe. Trzeci pomocniczy dźwigar sięga do pylonów silnikowych. W kesonach międzydźwigarowych integralne zbiorniki paliwowe. Mocowanie pylonów silnikowych na skrzydłach za pomocą układu sworzni analogicznego do zastosowanego we wcześniejszym A-300 i DC-10. Na całej rozpiętości krawędzi natarcia każdego skrzydła trójsegmentowe sloty wysuwane na łukowych prowadnicach do kąta 27°, między kadłubem a gondolami silnikowymi dodatkowo kłapy Krügera, po wychyleniu tworzące z płaszczyzną cięciwy kąt 110°. Na krawędzi spływu przy kadłubie kłapy Fowlera, przed nimi na górnej powierzchni skrzydła dwa segmenty spoilerów. Za pylonami silnikowych umieszczone są niewielkie lotki używane przy prędkościach przelotowych. Dalej, na skośnej części krawędzi, znajdują się następne segmenty kłapy Fowlera, przed nimi segmentowe spoilerły (po 5 segmentów na każdym skrzydle). Maksymalne wychylenia kłapy 49°. spoilerów — 30°. W porównaniu ze skrzydłem A-300 brak lotek niskich prędkości, spoilerły zaś są bezszczelinowe i podobnie jak w A-300 mogą pełnić rolę hamulców aerodynamicznych.

Kadłub. Przekrój kołowy. Konwencjonalna konstrukcja metalowa, półskorupowa fail safe, całkowicie zunifikowana z A-300. W nosku kadłuba radar z wyposażeniem radioelektronicznym. Kabina załogi z czterema miejscami, opracowana od nowa — układ foteli i wyposażenie wnętrza pozwala na umieszczenie wszystkich członków załogi tworząc w kierunku lotu. Za kabiną załogi znajduje się korridor wejściowy, pomieszczenie gospodarcze i toaleta. Wnętrze kabiny pasażerskiej zaprojektowane w dwóch wersjach: 211-miejscowej (18 foteli klasy I w trzech szeregach o podziale 0,965 m, 193 klasy ekonomicznej w podziale 0,84÷0,96 m) i 212-miejscowej (22 fotele klasy I w podziale 0,915 m, 190 klasy ekonomicznej w podziale 0,81 m). W tylnej części kabiny pasażerskiej korridor z wejściowym, pomieszczenie gospodarcze i 4 toalety. Wejście do kabiny zapewniali dwie parę drzwi umieszczone w przedniej i tylnej części kabiny pasażerskiej. Pod podłogą kabiny załogi wnęk podwozia przedniego i zespoły instalacji podwozia, za nią przednia ładownia bagażowa, dostępna przez duży luk w prawej stronie kadłuba. Za ładownią, w rejonie przejścia skrzydła przez kadłub, rozmieszczone są zespoły instalacji hydraulicznej, klimatyzacyjnej oraz wnęki podwozia głównego. Tylna ładownia bagażowa dostępna przez dwa luki o różnej wielkości, znajdujące się z prawej strony kadłuba. W tylnej części kadłuba, za usterzeniem, znajduje się zespół APU.

Usterzenie. W układzie klasycznym, obrvsv obu usterzeń — trapezowe, usterzenie skośne. Statecznik poziomy o zmiennym



kącie zaklinowania. Całe usterzenie jest klasyczną konstrukcją wielodźwigarową fail safe.

Sterowanie. Wszystkie powierzchnie sterowe, kłapy, spoilerły, sloty, kłapy Krügera i statecznik poziomy napędzane siłownikami hydraulicznymi. Hydrauliczna instalacja sterowania trójobwodowa.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba i skrzydeł. Golenie główne wsparte pojedynczymi zastrzałami, amortyzatory olejowo-powietrzne wewnątrz goleni. Wózki podwozia głównego czterokołowe. Golenie i niektóre elementy podwozia wykonane ze stali o wysokiej wytrzymałości (1800 MPa). Podwozie przednie analogiczne do zastosowanego w A-300, wózek dwukołowy. Kola podwozia głównego wyposażone w hydrauliczne hamulce tarczowe z urządzeniem przeciwpółślizgowym. Podwozie przednie sterowane. Wymiary ogumienia: główne 46X16,20, przednie 40X14,16. Kompletnie podwozie stanowi 4,4% masy startowej samolotu.

Zespół napędowy. 2 silniki dwuprzepływowe Pratt Whitney JT9D-7R4C o ciągu 208,95 kN każdy lub 2 silniki dwuprzepływowe General Electric CF6-8A o ciągu 213,86 kN każdy. W skład zespołu napędowego wchodzi zespół APU Garrett-AIResearch GTCF-331-250, stanowiący źródło energii do rozruchu silnika oraz źródło awaryjne dla instalacji w przypadku odłączenia napędów od silnika bądź też podczas postoju. Silniki wyposażone są w kaskadowe odwracacze ciągu na przepływie zimnym.

Instalacja. Paliwowa — skrzydłowe zbiorniki integralne o łącznej pojemności 5500 l, pompy i automatyka na silnikach. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 30,7 MPa, trzy niezależne obwody, awaryjna pompa napędzana wentylatorem Dowty Rotol wysuwana z kadłuba. Elektryczna — 2 generatory prądu trójfazowego AC na silnikach, trzeci identyczny napędzany przez APU (źródło awaryjne i postojowe), moc 90 kVA (możliwość przeciążenia 135 kVA na 5 min i 180 kVA na 5 s), transformator 28 V, trzy akumulatory 24 V/25 Ah, przekładnik prądu zmiennego 115 V/400 Hz. Klimatyzacyjna — różnicowość ciśnienia 0,057 MPa, zasilana jest ze sprężarki napędzanej zespołem APU, może być zasilana ze źródła naziemnego podczas postoju.

Wyposażenie. Standardowe wyposażenie w przrządzie pilotażowo-nawigacyjnym i kontrolnym oraz wyposażenie do lądowania bez widoczności. Radar meteorologiczno-nawigacyjny, kalkulator sterowania ciągiem, kalkulator nawigacyjny, pilot automatyczny

ny, wyposażenie łącznościowe (typy wyposażenia wg życzeń odbiorcy).

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Airbus A-310 jest odmianą krótkodystansową znanego i bardzo udanego samolotu A-300. Produkowany jest przez tych samych kooperujących ze sobą wytwórców, charakteryzuje się znacznym stopniem unifikacji części z A-300 (kooperacja: przód kadłuba — Aérospatiale; przednia część kadłuba — VFW Fokker; tylna część kadłuba z usterzeniem pionowym — MBB; usterzenie poziome — CASA, środkowa kadłubowa część kesonu skrzydła — Aérospatiale; struktura skrzydła — British Aerospace przy współpracy McDonnell Douglas; pylony silnika — Aérospatiale; silniki — Pratt Whitney lub General Electric; APU — Garrett AIResearch; podwozie — Messier-Hispano; drzwi przednie — CASA). Różnice między starą i nową odmianą Airbusa sprowadzają się głównie do skrócenia kadłuba i zastosowania całkowicie nowego skrzydła (z nowym rodzajem urządzeń hipersonicznych) o mniejszej powierzchni i większym wydłużeniu. Opracowano też od nowa wnętrze kabiny załogi. Obecnie samolot przygotowywany jest w dwóch zasadniczych wersjach: A-310-100 (oznaczana też SR = Short Range) i A-310-200 (oznaczana też RM = Medium Range). W następnej kolejności przewidziane jest opracowanie wersji A-310-300 AR (= Extended Range). Wersje różnią się głównie pojemnością zbiorników i możliwościami przewozowymi. Airbus A-310 w stosunku do A-300 ma znacznie szerszy zakres stosowania kompozytów na niektórych częściach. Rozważana jest możliwość zastosowania w przrządności silnika General Electric CF6-45A. Wyposażenie wnętrza kabiny pilotów w A-310 jest tak zaprojektowane, aby samolot mógł być pilotowany przez załogę dwuosobową.

Prototyp samolotu oblatano 3.04.1982 r. Przekazanie do użytkowania przewidywane było na kwiecień 1983 r. Samolotem interesują się linie Swissair, Lufthansa i Garuda. Przewidywana produkcja A-310 miała wynosić 56 (do 66) egz. w 1982 r. oraz 65 (do 88) w 1983 r.

A-310, podobnie jak jego poprzednik, wyróżnia się korzystnie wyjątkowo niskim poziomem hałasu. Jako wersje rozwojowe projektowane są odmiany z silnikami Rolls-Royce RB.11-524B4, Pratt Whitney JT9D-7R4D, General Electric CF6-80A i JT3.

Objaśnienia do rys. s. 16: 1 — slot, 2 — lotka, 3 i 5 — kłapy, 4 — przerywacze (spoilerły); w kabine: 1 — pierwszy pilot, 2 — drugi pilot, 3 — mechanik, 4 — nawigator-radiooperator

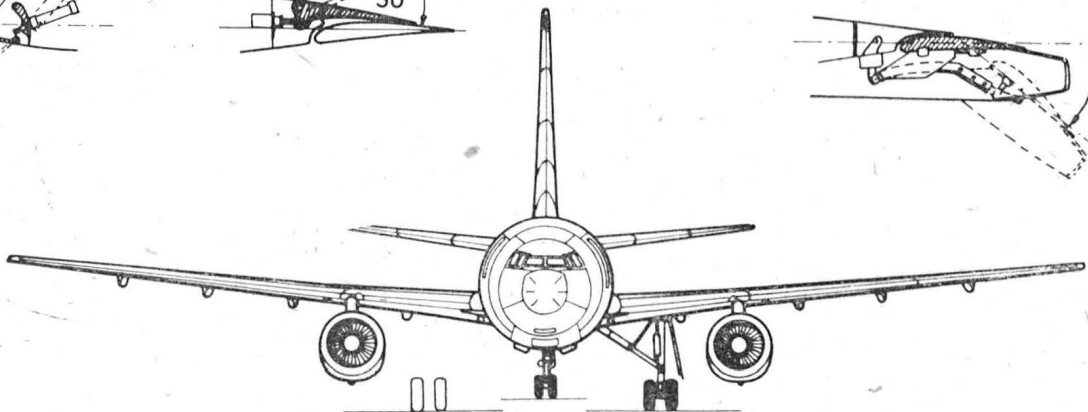
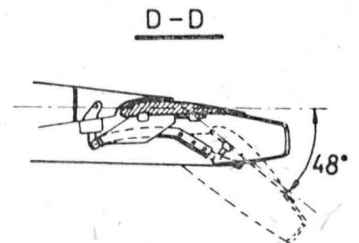
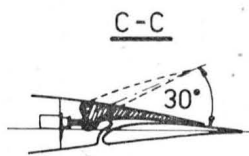
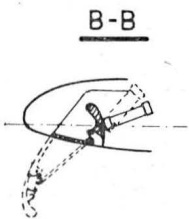
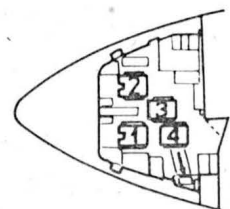
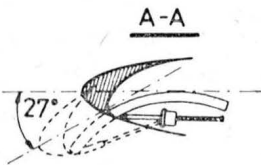
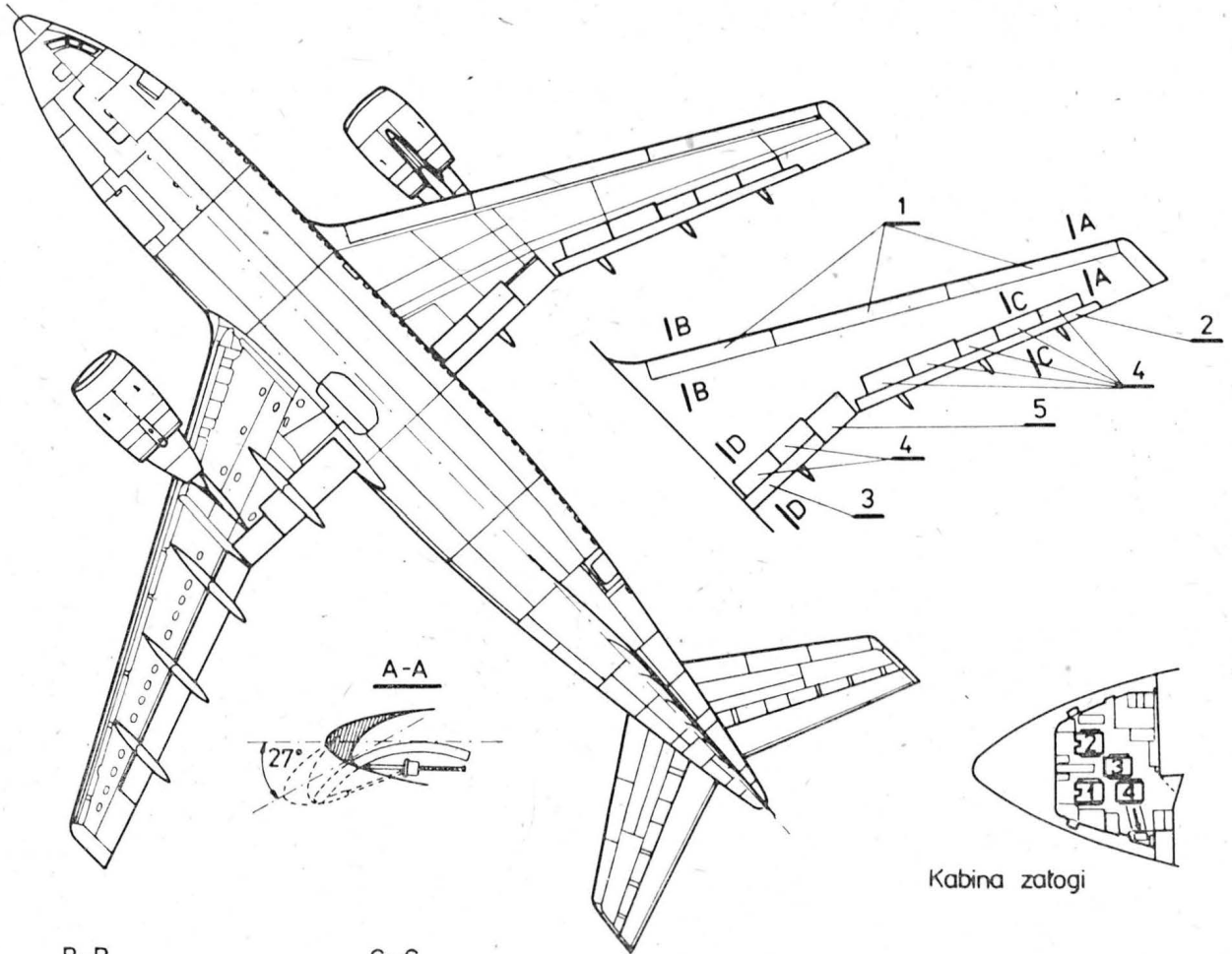
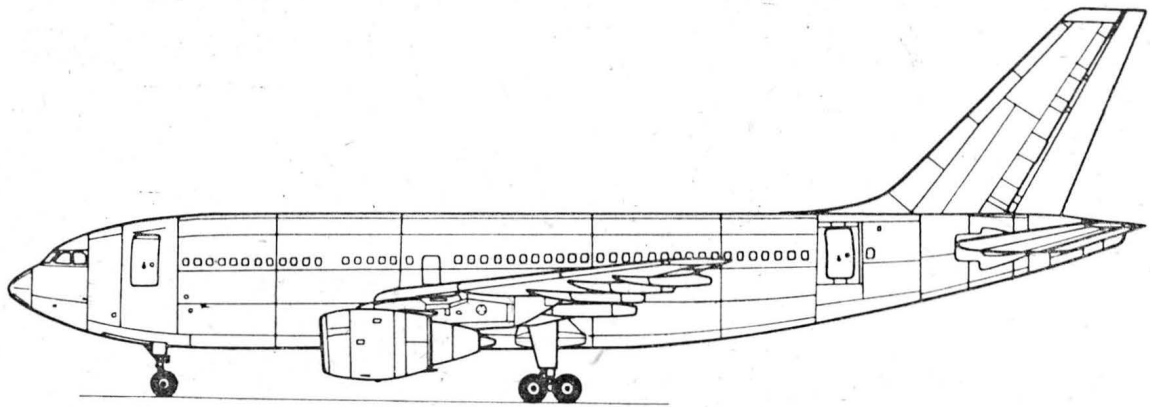
DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	43,90 m
Długość	46,67 m
Wysokość	15,81 m
Rozpiętość usterzenia	16,26 m
Długość kadłuba	45,13 m
Baza podwozia	15,22 m
Rozstaw podwozia	9,60 m
Cięciwa skrzydła u nasady	8,38 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	2,18 m
Srednica kadłuba	5,64 m
Długość wnętrza kabiny	33,24 m
Szerokość wnętrza kabiny	5,29 m
Wysokość wnętrza kabiny	2,33 m
Powierzchnia skrzydła	219 m ²
Powierzchnia usterzenia poziomego	64,0 m ²
Powierzchnia usterzenia pionowego	45,2 m ²
Wydłużenie skrzydła	8,80

Pratt Whitney	General Electric
JT9D-7R4C	CF6-80A
76 895	76 616 kg
132 900	132 900 kg

Masa startowa maks.	132 000	132 000 kg
Masa do lądowania	118 500	118 500 kg
Masa bez paliwa	108 500	108 500 kg
Masa handlowa	31 605	31 884 kg
Masa paliwa zużywalnego	43 000	43 000 kg
Obciążenie powierzchni	603	503 kg/m ²
Obciążenie ciągu	315,5	309 kg/kN
Prędkość maks.	0,84	0,84 Ma
Prędkość przelotowa	895	895 km/h
Prędkość ekonomiczna	828	828 km/h
Prędkość podejścia przy masie maks. do lądowania	246	246 km/h
Prędkość podejścia przy typowej masie do lądowania	232	232 km/h
Zasięg z małą liczbą pasażerów	4577	4688 km
Zasięg z maks. ładunkiem	2705	2705 km
Zasięg maks.	6467	6504 km
Długość startu na 15 m	1815	1845 m
Lądowanie z 15 m (masa maks./masa typowa)	1665/1475	1665/1475 m
Wymagana długość pasa (masa maks.)	1800	1800 m

T.M.



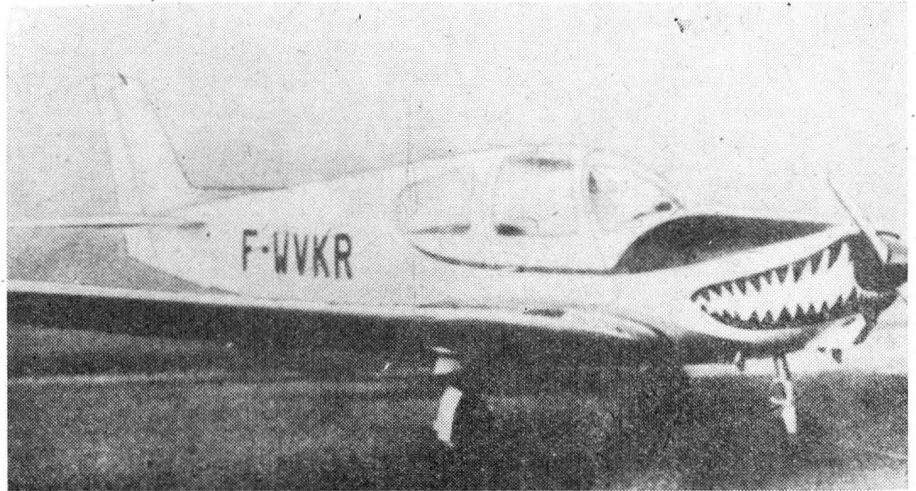
Samolot sportowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, dwumiejscowy całkowicie laminatowy dolnopłat ze stałym podwoziem.

Płat. Obrys trapezowy, z załamaniem krawędzi natarcia. Profil NACA 63418. Wznios 6,3°. Konstrukcja niedzielona, jednorodźwiagarowa. Dźwigar skrzynkowy. Pasy dźwigara z rowingu szklanego. Pokrycia skorupowe, przekładkowe, wypełniacz — sztywna pianka z tworzywa sztucznego, skorupy z laminatu epoksydowo-szklanego. Lotki bezszeliniowe (szeliniowe uszczelnione), konstrukcja lotek przekładkowa — laminat epoksydowo-szklany (pianka sztywna). Kłapy o konstrukcji analogicznej do konstrukcji lotki, czteropółłożeniowe, wychylenie maksymalne do 45°. Końcówki skrzydeł typu Hoerner — tworzą jedną całość ze strukturą. Przy formowaniu skrzydeł wykorzystywana jest metoda podciśnieniowa, pozwalająca na wykonanie dobrej jakości powierzchni.

Kadłub. Przekrój owalny, spłaszczony u dołu. Konstrukcja całkowicie laminatowa, półskorupowa (pokrycia, wręgi i usztywnienie wzdłużne — z laminatu). Kadłub formowany jest z dwóch półówek w formownikach negatywowych. Kabina z miejscami obok siebie. Fotele regulowane typu kubelkowego. Za fotelami bagażnik-półka usytuowany na zbiorniku paliwa. Drzwi kabiny z obu stron kadłuba, podroszone do góry. Tył kadłuba spłaszcza się z boków, statecznik pionowy płynnie wpisany w geometrię kadłuba. Tył kadłuba chroniony niewielką płożą. Istnieje możliwość zainstalowania trzeciego fotela zamiast półki bagażnika z prawej strony kadłuba.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrys usterzenia poziomego prostokątny, pionowego — trapezowy z wyraźnym skosem. Usterzenie poziome montowane na kadłubie jako jedna całość. Konstrukcja obu usterzeń całkowicie laminatowa. Ster wysokości wyposażony w klapkę wyważającą na lewym segmencie. Usterzenie pionowe uzupełnione małą płetwą grzbietową.



Sterowanie. Sterownice (drażki i pedały) zdwojone. Sterowanie lotkami i sterem wysokości — popychaczowe, sterem kierunku — linkowe. Napęd kłap ręczny (elementy skrętne).

Podwozie. Stałe, trójkołowe z kołem przednim. Podwozie główne wykonane jako jedna całość — laminatowa sprężysta goleń o kształcie łuku umocowana jest pod kadłubem. Koła zamocowane są do niej po stronie wewnętrznej — odwrotnie niż zazwyczaj w tego rodzaju konstrukcjach. Koła główne wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne. Podwozie przednie teleskopowe — amortyzator wewnątrz, koło na widelcu, sterowane. Amortyzacja olejowo-powietrzna.

Zespół napędowy. Płaski, czterocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik Rolls-Royce Continental O-200A o mocy 74,5 kW. Śmigło dwułopatowe, stałe, drewniane Evra. Silnik mocowany na łożu z rur stalowych. Osłony zespołu napędowego laminatowe.

Instalacje. Paliwowa — zbiornik o pojemności 90 l usytuowany w kadłubie za fotelami, pompa na silniku, elektropompa awaryjna (i pomocnicza). Instalacja elektryczna — 12 V.

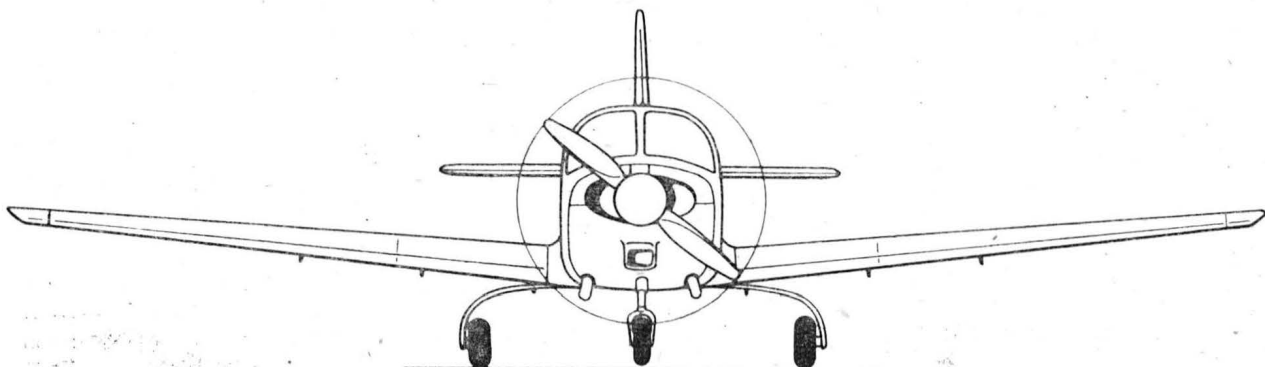
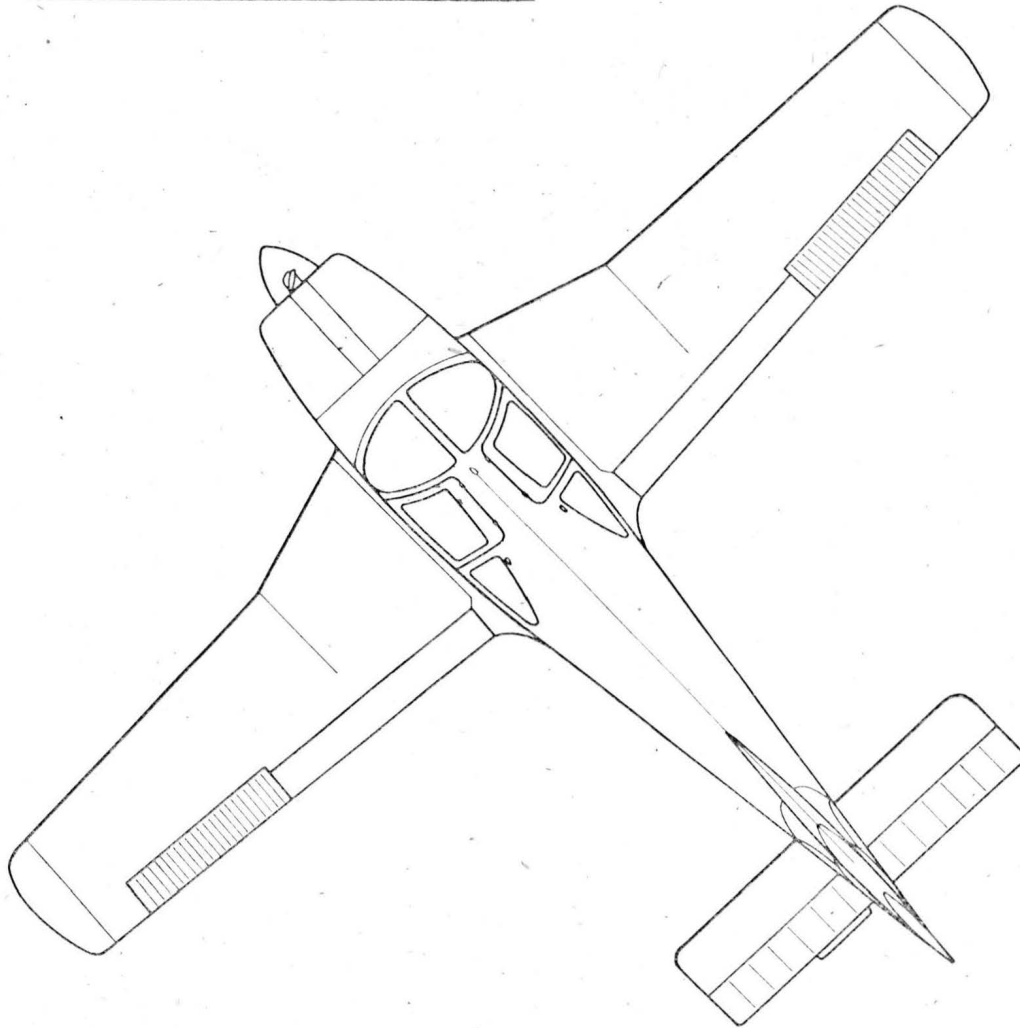
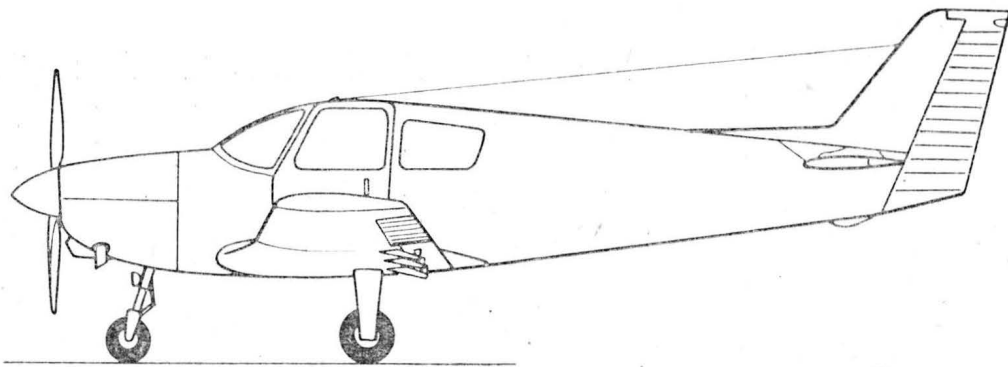
Wyposażenie. Zestaw przyrządów typowy dla tego rodzaju samolotów (przysto-

sowanie do szkolenia), radiostacja UKF, możliwość zabudowania dalszego wyposażenia radionawigacyjnego.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Firma Issoire Aviation powstała 1 lutego 1978 r. jako kontynuacja znanej, zbankrutowanej 13 września 1977 r. firmy Wassmer, przejęła też po niej wszystkie dotychczasowe konstrukcje. Ostatnią z nich jest właśnie IA80 Piranha (dawniej WA-80), oblatana w listopadzie 1975 r., a będąca rozwinięciem znanego wcześniej samolotu WA-51 Pacific. Piranha projektowana była jako samolot szkolno-sportowy, stąd też certyfikowana jest w kategorii Utility i dopuszczona do podstawowej akrobacji. Do chwili swego upadku firma Wassmer wyprodukowała ok. 140 samolotów różnych typów (Atlantic, Pacific, Europe). Obecnie reaktywowana firma Issoire Aviation zajmuje się bieżącymi naprawami samolotów oraz produkcją szybowców E78 i D77. 50% akcji firmy należy do Aérospatiale, Dassault-Breguet i Matra. Wg opinii pilotów samolot charakteryzuje się prawidłowymi właściwościami akrobacji oraz wręcz idealnym zachowaniem podczas przeciągnięcia i korkociągu. Piranha uważana jest w Europie za głównego konkurenta samolotu Cessna 150 budowanego również we Francji przez Zakłady Reims Aviation. Cena samolotu przed bankrutstwem firmy Wassmer wynosiła 110 000 FF.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	7,40 m	Prędkość maks. (H = 0)	240 km/h
Długość	7,50 m	Prędkość przelotowa (H = 0)	190 km/h
Wysokość	2,10 m	Prędkość przeciągnięcia (bez kłap)	95 km/h
Rozstaw podwozia	2,10 m	Prędkość przeciągnięcia (z kłapami)	80 km/h
Długość wnętrza kabiny	2,40 m	Wznoszenie	3,5 m/s
Szerokość w kabinie maks.	1,18 m	Pułap	4000 m
Pojemność bagażnika	1,2 m ³	Zasięg	700 km
Powierzchnia skrzydła	12,40 m ²	Rozbieg	200 m
Wydłużenie skrzydła	7,1	Start na 15 m	300 m
Masa własna	487 kg	Lądowanie z 15 m	300 m
Masa startowa maks.	800 kg	Dobieg	150 m
Obciążenie powierzchni skrzydła maks.	64,51 kg/m ²	Zużycie paliwa (75% mocy)	24,35 l/h
Obciążenie mocy maks.	10,74 kg/kW	Współczynniki obciążeń konstrukcji	n = +4,4 do -2,2
Prędkość dopuszczalna	302 km/h		T.M.



TERMINY LOTNICZE POLSKIE (III)

- 1 — gondola silnikowa
- 2 — osłona silnika, maska s.
- 3 — łoże silnika
- 4 — przegroda przeciwpożarowa, ściana ogniowa
- 5 — chłodzenie silnika
- 6 — c. oleju
- 7 — silnik chłodzony powietrzem
- 8 — s. płaski, s. poziomy
- 9 — s. gwiazdowy
- 10 — s. gaźnikowy
- 11 — s. bezsprężarkowy
- 12 — s. sprężarkowy, s. z doładowaniem
- 13 — s. czterosuwowy
- 14 — suw
- 15 — zwrot zewnętrzny, górny martwy punkt
- 16 — z. wewnętrzny, dolny m. p.
- 17 — objętość skokowa cylindra
- 18 — cylinder
- 19 — głowica cylindra
- 20 — tłok
- 21 — pierścień tłokowy
- 22 — korbwód
- 23 — wał
- 24 — w. korbowy
- 25 — w. krzywkowy, w. rozrządczy
- 26 — reduktor, przekładnia (redukcyjna)
- 27 — koło zębate
- 28 — k. z. walcowe
- 29 — k. (z.) stożkowe
- 30 — koło zębate obiegowe, satelit, satelita
- 31 — karter
- 32 — łożysko
- 33 — l. ślizgowe
- 34 — stop łożyskowy
- 35 — łożysko toczne
- 36 — l. wałeczkowe
- 37 — l. kulkowe
- 38 — chwyt powietrza, wlot p.
- 39 — sprężarka
- 40 — gaźnik
- 41 — mieszanka
- 42 — m. uboga
- 43 — m. bogata
- 44 — wtrysk paliwa
- 45 — rozrząd (silnika)
- 46 — zawór ssący, z. wlotowy
- 47 — z. wylotowy, z. wydechowy
- 48 — dźwigienka zaworowa
- 49 — sprężyna z.
- 50 — rura wydechowa, króciec wylotowy
- 51 — kolektor w., k. spalin
- 52 — układ zapłonowy
- 53 — świeca zapłonowa
- 54 — iskrownik
- 55 — cewka zapłonowa
- 56 — paliwo
- 57 — olej
- 58 — zbiornik paliwowy, z. paliwa
- 59 — dodatkowy z. p.
- 60 — pompa paliwowa, p. benzynowa
- 61 — p. olejowa
- 62 — filtr paliwowy, f. paliwa
- 63 — rozrusznik

K. D.

CZESKIE

- 1 — motorová gondola
- 2 — kryt motoru, motorový k.
- 3 — ram motoru, stojan m.
- 4 — protipožární přepážka
- 5 — chlazení motoru
- 6 — c. oleju
- 7 — motor chlazený vzduchem
- 8 — m. s protilehlými válci
- 9 — hvězdicový m.
- 10 — karburální m.
- 11 — m. s nasáváním
- 12 — přeplňovaný m.
- 13 — čtyřdobý m.
- 14 — zdvih
- 15 — horní úvrat', h. mrtvá poloha
- 16 — dolní ú., d. m. p.
- 17 — zdvihový obsah válce
- 18 — válec
- 19 — hlava válce
- 20 — píst
- 21 — pístní kroužek
- 22 — ojnice
- 23 — hřídel
- 24 — klikový h., zalománý h.
- 25 — vačkový h., rozvodový h.
- 26 — reduktor otáček, redukční převod, r. soukolí
- 27 — ozubené kolo
- 28 — čelní o. k.
- 29 — kuželové o. k.
- 30 — satelit (planetové převodovky)
- 31 — motorová skříň
- 32 — ložisko
- 33 — kluzné l.
- 34 — kompozice, ložiskový kov
- 35 — valivé ložisko
- 36 — válečkové l.
- 37 — kuličkové l.
- 38 — lapač vzduchu, vstup vzduchu
- 39 — kompresor
- 40 — zplyňovač, karburátor
- 41 — směs
- 42 — chudá s.
- 43 — bohatá s.
- 44 — vstříknutí paliva
- 45 — rozvod motoru, časování m.
- 46 — vstupní ventil, přívodní v. sací v.
- 47 — výfukový v.
- 48 — ventilové vahadlo
- 49 — ventilová pružina
- 50 — výfukové potrubí
- 51 — v. p.
- 52 — zapalovací systém, zapalovant
- 53 — zapalovací svíčka
- 54 — magneto
- 55 — z. cívka
- 56 — palivo
- 57 — olej
- 58 — palivová nádrž
- 59 — zásobní p. n.
- 60 — palivové čerpadlo, benzínové č.
- 61 — olejové č.
- 62 — palivový filtr, čistič paliva
- 63 — spouštěč

SERBO-CHORWACKIE

- 1 — (motorska gondola)
- 2 — oplata motora
- 3 — motorski nosač
- 4 — vatrobran
- 5 — hladenje motora
- 6 — h. ulja
- 7 — motor vazduhom hladeni
- 8 — horizontalni motor, „boxermotor“
- 9 — zvezdasti m.
- 10 — karburatorski m., oto m.
- 11 — beskompresorski m.
- 12 — kompresioni m.
- 13 — četvorotaktni m.
- 14 — takt
- 15 — mrtva gornja tačka
- 16 — m. donja t.
- 17 — zapramina cilindra, z. radna
- 18 — stublina, cilindar
- 19 — glava cilindra
- 20 — klip
- 21 — klipni prsten
- 22 — (ojnica)
- 23 — vratilo
- 24 — krivajno v., kolenasto v., lakatno v.
- 25 — bregovito v., excentrična poluga, zupčasta p.
- 26 — reduktor
- 27 — zupčanik
- 28 — valjčasti z., običan z.
- 29 — konični z., kupasti z.
- 30 — satelit
- 31 — karter
- 32 — ležište
- 33 — klizno l.
- 34 — ležišna legura
- 35 — kotrljajno ležište
- 36 — koturno l.
- 37 — kuglično l.
- 38 — (ulaz vazduha)
- 39 — kompresor
- 40 — uplinjača, karburator
- 41 — smeša
- 42 — siromašna s.
- 43 — bogata s.
- 44 — injektorske ubrizgavanje goriva
- 45 — (prinudni) raspored
- 46 — ulazni ventil
- 47 — proizvodni v., ispusni v.
- 48 — (šetalica)
- 49 — ventiliska opruga
- 50 — izduvni vod
- 51 — i. kolektor
- 52 — upaljač
- 53 — svećica
- 54 — (magneto)
- 55 — kalem
- 56 — gorivo, radno sredstvo, pogonsko s.
- 57 — ulje
- 58 — rezervoar goriva, benzinski r.
- 59 — dopunski r. za gorivo
- 60 — pumpa za gorivo, gorivna p.
- 61 — p. za ulje
- 62 — filter za gorivo
- 63 — starter

BUŁGARSKIE

- 1 — моторна gondola, мотогондола
- 2 — обтекатель на двигателя, капак на двигател
- 3 — рама на двигателя
- 4 — противопожарна преграда, п. стена, огнеупорна п.
- 5 — охладяне на двигател
- 6 — о. на масло
- 7 — двигател с въздушно-охладяне
- 8 — хоризонтален д.
- 9 — звездообразен д.
- 10 — карбураторен д.
- 11 — безкомпресорен д.
- 12 — компресорен д.
- 13 — четиритактов д.
- 14 — ход, такт
- 15 — горна мъртва точка
- 16 — долна м.т.
- 17 — работен обем
- 18 — цилиндр
- 19 — цилиндрична глава, г. на цилиндр
- 20 — бутало
- 21 — бутален пръстен
- 22 — мототилка, биела
- 23 — вал
- 24 — колян в., кривошипен в.
- 25 — гърбиен в., разпределителен в.
- 26 — редуктор на оборотите
- 27 — зъбно колело
- 28 — цилиндрично з.к.
- 29 — конусно з.к.
- 30 — сателит, планетно з.к., сателитно з.к.
- 31 — кarter
- 32 — лагер
- 33 — пълзгащ л.
- 34 — лагерна сплав
- 35 — търкалящ л.
- 36 — ролков л.
- 37 — сачмен л.
- 38 — въздухоприемник, смукателен отвор на въздух
- 39 — компресор
- 40 — карбуратор
- 41 — смес
- 42 — бедна с.
- 43 — богата с.
- 44 — впръскване на гориво
- 45 — газоразпределение
- 46 — впускателен клапан, входен к.
- 47 — изпускателен к., изходен к.
- 48 — клапанна кабилица, к. на клапана
- 49 — клапанна пружина
- 50 — изпускателна тръба, ауспухна т.
- 51 — изпускателен колектор, изходящ к.
- 52 — запална система, с. на запалване
- 53 — запална свещ
- 54 — магнето
- 55 — запална bobина, б. на запалването
- 56 — гориво
- 57 — масло
- 58 — горивен резервоар, р. за гориво
- 59 — запасен р. за г.
- 60 — бензинова помпа, п. за гориво
- 61 — маслена п.
- 62 — горивен филтър, бензинов ф.
- 63 — starter

Wszystkim Czytelnikom, Autorom i Sympatykom TLiA
wielu sukcesów zawodowych i osobistych w 1984 roku
życzy Zespół Redakcyjny

Wykorzystanie wybranych krajowych żywic epoksydowych do wykonawstwa oprzyrządowania

Mgr inż. KAZIMIERZ DERĘGOWSKI
Inż. STANISŁAW CUPRYŚ

WSK PZL-Rzeszów

Osiągnięcie efektów ekonomicznych w trakcie uruchamiania oraz wytwarzania nowych wyrobów możliwe jest tylko przy zapewnieniu wysokiego poziomu stosowanych procesów technologicznych i konkurencyjnego czasu trwania prac przygotowawczo-uruchomieniowych. Zagadnienie to jest przedmiotem coraz większego zainteresowania ekonomistów i inżynierów. Obok stałego doskonalenia metod przygotowania produkcji, stosuje się w wydziałach narzędziowych i pomocniczych sprawniejsze urządzenia i nowe technologie. Jednym z takich kierunków działania jest zastosowanie tworzyw sztucznych w budowie oprzyrządowania. Jak wykazała praktyka, najdogodniejszym tworzywem są żywice epoksydowe. Żywice epoksydowe mają dużo zalet, jak np.: szybkość, prawie bezskurczowy proces utwardzania, dobre właściwości klejące, dokładne odtwarzanie kształtów, mały nakład prac dodatkowych. Mają więc doskonale właściwości niezbędne do wykonawstwa oprzyrządowania. Obok żywic zagranicznych stosowane są żywice epoksydowe produkcji krajowej, zwłaszcza do wykonania płyt modelowych, rdzennic, podstawek, modeli frezersko-kopiarskich sprawdzianów do tuszowania, przyrządów do obróbki elektrochemicznej, negatywów itp. Do oprzyrządowania odlewniczego z żywic epoksydowych opracowano własne konstrukcje i technologie odlewów na zmechanizowanych liniach formierskich. Opracowania te zostały oparte na danych publikowanych w literaturze technicznej krajowej i zagranicznej z uwzględnieniem własnych doświadczeń.

Stosowane materiały

Do budowy pomocy warsztatowych używa się kompozycji złożonych z żywic epoksydowych Epidian 51 lub 53. Do naprawy oprzyrządowania największe zastosowanie ma Epidian 410. Spośród wielu utwardzaczy możliwych do stosowania w budowie oprzyrządowania szerokie zastosowanie znalazły następujące utwardzacze: Z-1, PA-25, PA-10, PAC, Suduramid 25, Akfanil 50.

Jako wypełniacze stosuje się proszki żelaza, aluminium i miedzi, węgiel krzemu, mączki porcelanowej, elektrokorundu, mączki kwarcowej itp. materiałów. Do laminowania są używane tkaniny techniczne krajowe STR 47/I-110, STR 17-110, włókna szklane cięte ER 2011/6, ER 2011/12, ER 2011/24, maty szklane 1002/300. Środki oddzielające są sporządzane na ogół we własnym zakresie. Są to przeważnie roztwory wosku w trójchloroetylenie. Stosowane są również oddzielacze produkcji krajowej jak np.: WP-1, silpasty A i silpasty W, jak również oddzielacze firm zagranicznych.

Podstawowe metody wykonywania oprzyrządowania

W technologii wykonania oprzyrządowania stosuje się następujące metody: ręczne nakładanie warstwy wierzchniej, laminowanie, odlewanie, wzmacnianie kompozycją rdzeniową i metodą szablonoową (rys. 1).

Kompozycje na warstwy wierzchnie są podane w tabl. Powierzchnie licowe w stanie utwardzonym powinny mieć odpowiednią wytrzymałość na obciążenia mechaniczne. Warstwy te nanosi się na powierzchnię krótko ciętymi pędzlami. Należy zwrócić uwagę, aby w czasie wykonywania nie tworzyć w żywicy pęcherzy powietrza oraz aby

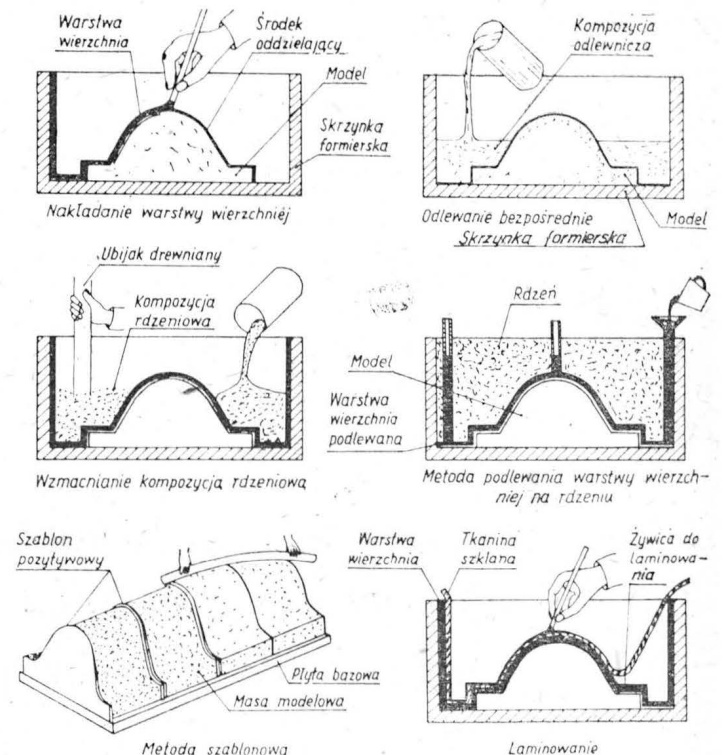
następną warstwę nakładać z chwilą niezwiązania warstwy poprzedniej, która powinna być jeszcze kleista.

Laminowanie polega na warstwowym układaniu tkaniny szklanej i przesycanie jej żywicą. Metoda laminowania nadaje się zwłaszcza do wytwarzania dużych przedmiotów. Modele wykonywane wg tej metody odznaczają się dużą stabilnością i niskim zużyciem tworzywa sztucznego.

Technika wytwarzania modeli polega na nanoszeniu pędzlem żywicy epoksydowej na warstwy tkanin z włókna szklanego oraz ich przesycaniu. Nanoszenie powłoki może odbywać się ręcznie, jak przedstawiono wyżej lub, przy zastosowaniu urządzenia do laminowania próżniowego (rys. 2). Przy zastosowaniu tej technologii można uzyskać materiały warstwowe bez zapowietrzenia przy dużej dokładności wymiarowej i niskich kosztach procesu wytwarzania.

Odlewanie bezpośrednie stosuje się przy wykonywaniu elementów małych o grubościach 60÷80 mm, jak np. modeli odlewniczych, płyt modelowych, małych rdzennic itp.

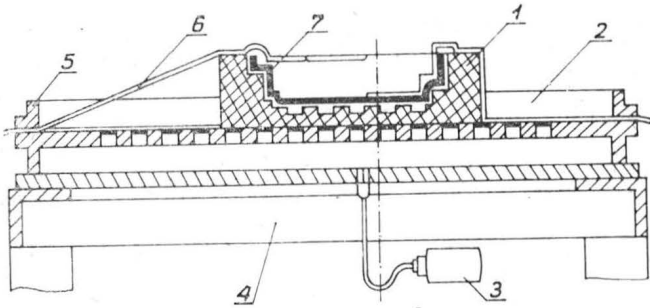
Podlewanie warstwy licowej na rdzeniu stosuje się przy wykonywaniu modeli dużych. Wówczas wcześniej wytwarzane są z metalu korpusy wsporcze, co prowadzi do znacznej obniżki kosztów wytwarzania. W metodzie odlewania należy do minimum ograniczyć możliwość zapowietrzenia przez uzyskanie maksymalnej gęstości kompo-



Rys. 1. Podstawowe metody wykonywania oprzyrządowania z żywic epoksydowych

zycji. W tym celu konieczne jest zapewnienie następujących warunków:

— wypełniacze muszą być suche i nie mają zawierać tłuszczów,

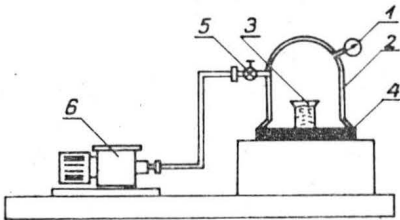


Rys. 2. Urządzenia do laminowania próżniowego: 1 — negatyw, 2 — nasadka do dysz ssawnych, 3 — pompa próżniowa, 4 — stół, 5 — rama dociskająca, 6 — folia, 7 — płótno szklane nasączone żywicą epoksydową

— mieszanie powinno się odbywać w temp. $40 \div 45^\circ\text{C}$ z następnym ochłodzeniem do temp. pokojowej,

— mieszanie powinno się odbywać przy obniżonym ciśnieniu (urządzenie odpowietrzające — rys. 3).

Dopiero wtedy należy dodać odpowiednią ilość utwardzacza. Wzmacnianie tylnej strony powłok przeprowada się za pomocą kompozycji rdzeniowej, którą w stanie półpłynnym nakłada się łopatką i ubija w formie ubijakiem. Górną część zaleca się wypełnić kompozycją z wypełniaczem dającym się obrabiać skrawaniem.

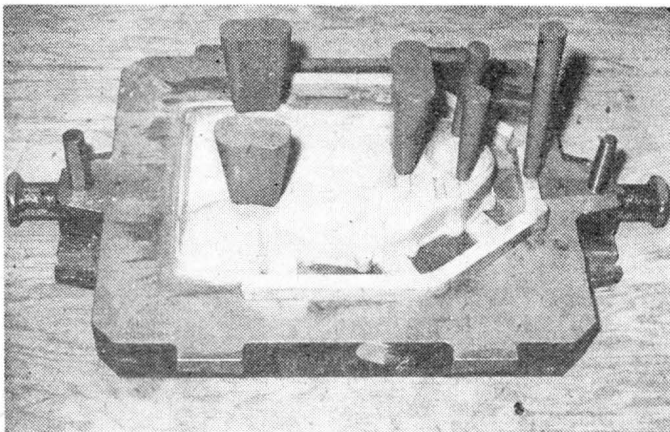


Rys. 3. Urządzenie do odpowietrzania żywicy epoksydowej: 1 — wakuometr, 2 — kloosz, 3 — naczynie z kompozycją, 4 — podkładka gumowa, 5 — zawór, 6 — pompa próżniowa

Metoda szablonowa została rozwinięta przy wykonaniu modeli wielkogabarytowych. Metoda ta oparta jest na stosowaniu dokładnie wykonanych metalowych szablonów odtwarzających poszczególne przekroje bryły modelu zestawieniowego w szkielet na odpowiedniej bazowej płycie lub obudowie z rur. Po ustawieniu szablonów przez wykonane w nich otwory przeprowadza się pręty, do których w określonych odstępach mocuje się szablony, a w nich siatkę drucianą. Na siatkę tak przygotowanego szkieletu nakłada się żywicę (o konsystencji pasty) do grubości warstwy ok. 1 mm, poniżej rysunku górnych krawędzi i szablonów. Następną warstwę żywicy nakłada się przy niepełnym utwardzeniu poprzedniej, zbierając nadmiar za pomocą cykliny, którą prowadzi się po grzbietach sąsiadujących szablonów. Dalszym zabiegiem jest obróbka kończąca.

Modele do formowania zmechanizowanego

Stosowanie różnych metod zmechanizowanego formowania stwarza problem wykonywania w krótkim czasie wielu nowych kompletów modelowych na maszyny formier-



Rys. 4. Płyta modelowa z przyłanym modelem z żywicy epoksydowej

skie wstrząsowo-prasujące. Problem ten rozwiązano stosując tworzywa sztuczne. Zastosowano tu metodę montażu modeli z żywicy epoksydowych, odpowiednio przygotowanych na metalowych płytach podmodelowych, przez przyklewanie. Na płaszczyźnie mocowania wykonano wnęki o wymiarach umożliwiającym wstawienie modeli, a następnie ich przyklewanie. Tworzą one wraz z płytą jedną całość. Płyty modelowe wykonuje się z żeliwa (rys. 4) lub też ze stopów Al. W celu zwiększenia trwałości płyt lub skrzynek, krawędzie narażone na intensywne zużycie okuwa się blachą stalową.

Skład stosowanych kompozycji przedstawiono w tabl. Koszt wykonania jednego kompletu jest ok. 10 razy mniejszy od kosztu kompletu oprzyrządowania metalowego wykonanego metodą kopiowania i ręcznego wykończenia. Trwałość w eksploatacji wynosi $500 \div 8000$ zaformowań w zależności od sposobu formowania i rodzaju oprzyrządowania (proste, przednie duże) do pierwszej regeneracji kompletu modelowego.

Komplety modelowe wykonane tym sposobem dobrze zdają egzamin podczas formowania na maszynach formierskich i są stosunkowo tanie oraz pracochłonne.

Negatywy

Do wykonania negatywów używa się: drewna, metalu, gipsu, tworzyw sztucznych i innych materiałów. Negatywy wykonane z drewna są mniej przydatne do odtwarzania modeli z żywicy epoksydowej. Nie nadają się do wielokrotnego odtwarzania. Wynika to z dużej oporności oddzielenia warstw żywica-drewno, rzutującej na powstawanie procesów szybkiego zużycia. Negatywy wykonane z gipsu nie dają dobrej odtwarzalności konturu oraz nie wykazuje pożądanej gładkości powierzchni, jak również ma zbyt niską trwałość. Z negatywu gipsowego można wykonać tylko 1-3 szt. wórników. Stąd rzadkie jest stosowanie gipsu do wykonywania negatywów. Wykonawstwo negatywów z metali jest drogie. Dlatego na ogół stosuje się głównie żywice epoksydowe z wypełniaczami (tabl.). Negatywy duże, wymagające określonej stabilności, wykonuje się na ramach metalowych lub drewnianych odpowiednio laminowanych; osiąga się przez to również zmniejszenie zużycia drogich żywic. Negatywy z żywicy epoksydowej, odpowiednio skonstruowane i wykonane, charakteryzują się dużą trwałością. Z praktyki wynika, że można odtwarzać średnio nawet ok. 30 wórników, co rzutowa korzystnie na problem obniżenia pracochłonności jednostkowej wykonywanego oprzyrządowania.

Modele i skrzynki rdzeniowe do odlewów o równomiernej grubości ścian

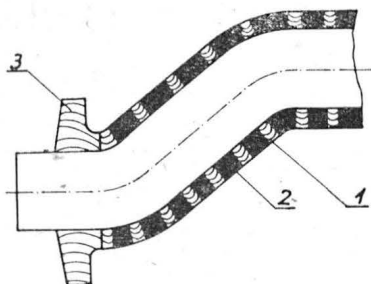
Podane niżej metody są stosowane w wykonawstwie modeli i skrzynek rdzeniowych do odlewów cienkościennych, kształtowych, przestrzennie rozwiniętych, o trudnych do określenia grubościach ścianki. Zapewniają one otrzymanie dokładnej grubości ścianki przy stosunkowo prostej metodzie pracy modelarza. Wybór metody jest zależny od środków i materiałów, którymi dysponuje modelarnia-zakład. Mając do dyspozycji drewno, żywicę epoksydową, folię woskową, lak i filc, można wybrać odpowiedni sposób wykonania oprzyrządowania. Typowym przykładem wykonania oprzyrządowania o krzywych płaszczyznach podziału, gdzie powierzchnie zamykania formy muszą wzajemnie do siebie przylegać, a sam wyrób, musi mieć na całej powierzchni jednakową grubość ścianki, jest komplet modelowy do odlewania kolektora silnika spalinowego. Na podstawie rysunku konstrukcyjnego wykonuje się drewniany model kolektora uwzględniając skurcz odlewniczy, następnie odtwarza się z niego negatyw, stosując żywicę epoksydową, które pozwolą na wykonanie dowolnej liczby wórników. Wykonuje się kontur wewnętrzny modelu, czyli rdzeń drewniany wraz ze znakami rdzeniowymi. Rdzeń wkłada się do negatywu modelu w celu upewnienia się co do prawidłowości ukształtowania ścianek oraz sprawdza się ich grubość. Jeśli rdzeń piaskowy będzie malowany pokryciem odlewniczym, musi być odpowiednio cieńszy. Ze sprawdzonego rdzenia wykonuje się dowolną liczbę skrzynek rdzeniowych z żywicy epoksydowej.

Po wykonaniu kompletu oprzyrządowania sprawdza się wymiarowo płyty modelowe, rdzennice i negatywy. Druga metoda pozwala na wyeliminowanie wykonania wyjściowego modelu drewnianego. Podstawą jest rdzeń drewniany wraz ze znakami rdzeniowymi, którego wykonanie jako kadłuba jest tańsze niż wykonanie całej skrzynki rdzeniowej. Z modelu rdzenia wykonuje się dowolną liczbę skrzynek rdzeniowych z żywicy epoksydowej stosując metodę laminowania.

TABLICA. Ogólne wskazówki dotyczące metody wykonywania i doboru kompozycji w oparciu o krajowe żywice epoksydowe

Zastosowanie	Warstwa powierzchniowa (żelkot)	Warstwa łącząca	Odlew pelny	Laminowanie	Wypełnianie	Odlewanie warstwy na rdzeniu
Epidian-utwardzacz-wypełniacz-stosunek wagowy						
Formy negatywowe	E-51 100, Z-1 10, proszki metali lub mączka kwarcowa, porcelanowa 100 ÷ 200 Aerosil, talk 5	E-51 100, Z-1 10, proszki metali lub mączka kwarcowa, porcelanowa 150 ÷ 200, włókno cięte 20	—	E-51 100, Z-1 10, tkanina techniczna lub wata szklana 20 ÷ 60, uzębrowanie	E-51, E-53 100, Z-1 10, 10,5, piasek kwarcowy 0,4 ÷ 1 mm lub grysik aluminiowy 200 ÷ 600	—
Płyty modelowe	E-51 100, Z-1 10, mączka kwarcowa lub porcelanowa, węgiel krzemowy, elektrokorund 150 ÷ 200, Aerosil, talk 5	E-51 100, Z-1 10, piasek kwarcowy 200 ÷ 400, włókno szklane cięte 20 ÷ 40	E-51 100, Z-1 10, mączka porcelanowa lub elektrop. 40 ÷ 60	E-51 100, Z-1 10, tkanina techniczna lub wata szklana 20 ÷ 60, uzębrowanie	E-51, E-53 100, Z-1 10, 10,5, piasek kwarcowy 0,4 ÷ 1 mm lub grysik aluminiowy 200 ÷ 600	E-51 100, Z-1 10, proszek żelaza lub mączka porcelanowa 40 ÷ 60
Rdzennice	E-51 100, Z-1 10, mączka kwarcowa lub porcelanowa, elektrokorund, węgiel krzemowy 100 ÷ 200, aerosil, talk 5	E-51 100, Z-1 10, piasek kwarcowy 200 ÷ 400, włókno szklane cięte 20 ÷ 40	—	E-51 100, Z-1 10, tkanina techniczna lub wata szklana 20 ÷ 60, uzębrowanie	E-51 100, Z-1 10, granulki, styropian wg potrzeby	—
Modele frezersko-kopiarskie	E-51 100, Z-1 10, proszki metali lub mączka kwarcowa, proszek porcelanowy 100 ÷ 200 grafit 50, aerosil, talk 5	E-51 100, Z-1 10, piasek kwarcowy 200 ÷ 400, włókno szklane cięte 20 ÷ 40	E-51 100, Z-1 10, proszki metali lub kreda elektrokorund 40 ÷ 60, grafit 10	E-51 100, Z-1 10, tkanina techniczna lub wata szklana 20 ÷ 60, uzębrowanie	E-51, E-53 100, Z-1 10, 10,5, piasek kwarcowy lub grysik aluminiowy, mączka porcelanowa 200 ÷ 500	E-51 100, Z-1 10, proszek żelaza 40 ÷ 60
Podstawki do suszenia rdzeni	E-51 100, Z-1 10, proszki metali lub kreda, mączka porcelanowa, elektrokorund 100 ÷ 200, aerosil, talk 5	E-51 100, Z-1 10, piasek kwarcowy 200 ÷ 400, włókno szklane cięte 20 ÷ 40	—	E-51 100, Z-1 10, tkanina techniczna lub wata szklana 20 ÷ 60, uzębrowanie	—	—
Sprawdziany do tuszowania	E-51, E-53 100, Z-1 10 10,5, proszki metali lub kreda, porcelana 100 ÷ 150, grafit 10, aerosil, talk 5	E-51, E-53 100, Z-1 10, 10,5, piasek kwarcowy 200 ÷ 400, włókno szklane 20 ÷ 40	E-51 100, Z-1 10, proszki metali lub kreda, mączka porcelanowa 40 ÷ 60, grafit 10	E-51 100, Z-1 10, tkanina techniczna lub wata szklana 20 ÷ 60, uzębrowanie	E-51, E-53 100, Z-1 10, 10,5, piasek kwarcowy 200 ÷ 800	E-51 100, Z-1 10, proszek żelaza 40 ÷ 60
Przyrządy do obróbki elektrochemicznej	E-51 100, Z-1 10 mączka porcelanowa lub szklana 150 ÷ 200	E-51 100, Z-1 10, mączka porcelanowa 150 ÷ 200, włókno szklane cięte 20 ÷ 40	E-51 100, Z-1 10, proszek porcelanowy lub szklany 30 ÷ 50	—	E-51 100, Z-1 10, mączka porcelanowa 200 ÷ 400	E-51 100, Z-1 10, mączka porcelanowa 40 ÷ 60

Po wykonaniu skrzynek, na drewniany rdzeń nakłada się wszystkie kontury (z drewna lub metalu) odbiegające od równomiernej grubości ścianek, jak kołnierze, piasty, nabki itd. Na cały kontur rdzenia (z wyjątkiem znaków rdzeniowych) nakleja się klocki dystansowe o wysokości odpowiadającej grubości ścianki wg zasady przedstawionej na rys. 5. Przestrzenie między klockami wypełnia się podatnym materiałem, np.: gipsem, żywicą epoksydową (E-410), a po utwardzeniu do wysokości klocków obrabia się i wykańcza za pomocą odpowiednich narzędzi. Tak wykonany model służy do wykonania negatywu i wtórników sposobem już poprzednio opisanym.



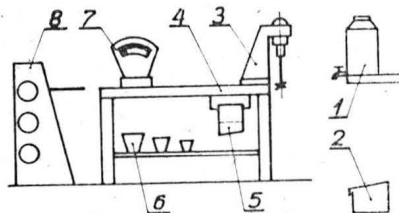
Rys. 5. Model wstępny z założonymi: 1 — klockami dystansowymi, 2 — wypełnieniem żywicą epoksydową, 3 — kołnierzem do konturu zewnętrznego

Nakładanie ścianki na rdzeń może być również przeprowadzone za pomocą bardzo dogodnej do tego celu folii woskowej, filcu ew. laku. Jednakże nakładanie ścianki za pomocą laku jest niewygodne i może być stosowane tylko z konieczności (wykazały to nasze doświadczenia).

Stanowisko robocze

Stanowisko robocze zapewniające odpowiednią wydajność produkcji, niezbędną jej precyzyjność oraz zgodność z warunkami technologicznymi można zorganizować bez większych kosztów.

Podstawowe wyposażenie stanowiska zostało przedstawione na rys. 6. Ponadto na stanowisku pracy powinny znaleźć się płyty traserskie, kątowniki, narzędzia do obróbki drewna, pędzle, pistolet malarski, noże do cięcia tkanin szklanych, wiadro z acetonem i piaskiem, drewniane łopatkę do mieszania żywicy, zbiorniki na żywice i utwardzacz oraz urządzenia do obróbki mechanicznej. Ze względu na duże stężenie wyciewów kompozycji epoksydowych, pomieszczenie powinno mieć odpowiednie urzą-



Rys. 6. Urządzenie stanowiska pracy do przeróbki żywic epoksydowych: 1 — zbiornik żywicy — utwardzacz, 2 — materiały wypełniające, 3 — mieszkado, 4 — stół do pracy, 5 — papier marszczony, 6 — zbiorniki papierowe, 7 — waga precyzyjna, 8 — stojak na tkaniny szklane

dzenia wentylacyjno-nawiewne oraz zabezpieczenia przeciwpożarowe. W pomieszczeniu należy zainstalować stanowisko z ciepłą bieżącą wodą.

Wnioski końcowe

Na podstawie kilkuletniego doświadczenia w stosowaniu żywic epoksydowych przy wykonawstwie przyrządowania odlewniczej, w celu uzyskania optymalnych właściwości eksploatacyjnych przy jednocześnie najmniejszym nakładzie kosztów, proponuje się następujące zalecenia:

— kształt modeli może być skomplikowany, lecz modele nie mogą mieć wysokich i cienkich żeber. Żebra należy wykonać z metalu, następnie wkładać do negatywu i zatopić w model,

— modele i rdzennice należy zbroić w miejscach podlegających intensywnemu zużyciu,

— do wykonania przyrządowania, w którym przewiduje się zmiany konstrukcyjne, należy stosować kompozycje epoksydowe obrabiane skrawaniem,

— modele duże należy zaopatrywać w elementy metalowe wtopione w model, co umożliwia stabilność i możliwość dobrego mocowania na płytach,

— elementem podstawowym przy wytwarzaniu przyrządowania z żywic epoksydowych jest problem opłacalności przedsięwzięcia. Należy pamiętać o dobraniu odpowiedniego napełniacza, który ma wpływ na obniżenie kosztów przyrządowania i jego trwałość w eksploatacji,

— dużą uwagę należy zwrócić na mieszanie składników żywicy od epoksydowej, tj. wypełniacza i utwardzacza. Jakość przyrządowania zależy od pęcherzy powietrza, które powinno się wyeliminować do minimum.

Anodowanie stopów tytanu

Dr inż. STEFANIA ŁUNARSKA

Instytut Mechaniki Precyzyjnej
Oddział w Rzeszowie

Jednym z coraz powszechniej stosowanych sposobów doskonalenia właściwości użytkowych elementów jest wytwarzanie na powierzchni różnorodnych powłok i powłok. Dotyczy to również stopów tytanu. Powłoką mającą szansę na szerokie zastosowanie przemysłowe jest anodowanie. Polega ono na elektrochemicznym wytworzeniu warstwek tlenkowych na powierzchni metalu lub stopu. Zawsze jest stosowany prąd stały, a tylko w nielicznych przypadkach — zmienny. Anodą jest przedmiot z tytanu lub jego stopu, a katodę stanowi ołów lub inny materiał odpowiednio odporny na dany elektrolit.

Warstewki anodowe otrzymane na powierzchni tytanu i jego stopów mają następujące właściwości:

- przy odpowiednich grubościach dobrze pracują w warunkach tarcia i ścierania, zabezpieczają przed szczypaniem, co zwiększa odporność na zużycie,
- mają wysokie właściwości elektroizolacyjne,
- są odporne na korozję w kwasach,
- mogą stanowić podwarstwę pod różnego rodzaju pokrycia,
- cienkie warstewki anodowe mają ładną barwę, co pozwala wykorzystać je do celów dekoracyjnych,
- zabezpieczają przed nawodorem w temperaturze nie przewyższającej ok. 300°C.

Przygotowanie powierzchni elementów przeznaczonych do anodowania

* Powierzchnia tytanu i jego stopów przed anodowaniem powinna być dokładnie oczyszczona z wtrąceń ciężkich metali (np. Fe) przez trawienie w kwasach. Wtrącenia te pochodzą najczęściej z obróbki skrawaniem. Ponadto powierzchnia elementów powinna mieć odpowiednią chropowatość, którą uzyskuje się zwykle przez polerowanie mechaniczne lub elektropolowanie.

Kolejnym etapem jest odtłuszczenie, które można przeprowadzić w acetonie lub w odczynnikach o określonym składzie. Do najczęściej zalecanych należą dwa składy:

- 1) fosforan trójsodowy — 30÷70 g/l,
węglan sodowy (potasowy) — 20÷25 g/l,
wodorotlenek sodowy (potasowy) — 5÷15 g/l,
szkło wodne — 10÷20 g/l,
emulgator OP-7 lub OP-10 — 2÷3 g/l,
- 2) wodorotlenek sodowy — 30÷70 g/l,
fosforan trójsodowy — 30÷70 g/l,
węglan sodowy — 30÷50 g/l,
woda — 1 l.

W pierwszym odczynniku odtłuszczenie prowadzi się w temp. 70÷90°C w ciągu 3÷5 min, a w drugim w temp. 60÷80°C w ciągu 5 min. W przypadku występowania większych zabrudzeń należy zastosować wstępne odtłuszczenie w tri.

Po odtłuszczeniu elementy należy przemyć w gorącej wodzie (temp. 60÷80°C) w czasie 1÷2 min, a następnie w zimnej i wysuszyć. Ponieważ w roztworze do anodowania nie powinno być jonów chloru, gdyż wówczas jest możliwe zanikanie warstwy anodowej i rozwój korozji

pittingowej, ostateczne płukanie powinno się przeprowadzić w wodzie destylowanej.

Rodzaje elektrolitów i warunki stosowane przy anodowaniu tytanu i jego stopów

W literaturze spotyka się bardzo zróżnicowane składy elektrolitów używanych do anodowania tytanu i jego stopów. Wynika to głównie z roli, jaką ma spełniać warstwa anodowa w warunkach eksploatacyjnych.

W celu zwiększenia odporności na ścieranie stopu tytanu TiAl6V4, J. Chavalier i współpracownicy zalecają proces grubowarstwowego anodowania w roztworze wodnych trzech kwasów (skład nie publikowany). Skład elektrolitu powinien być tak dobrany, aby nie powodował rozpuszczania cienkiej warstewki typu półprzewodnikowego, powstającej na początku procesu oraz zapewniał ciągły wzrost pokrycia. Ustalono, że najkorzystniejsze grubości warstwy otrzymuje się przy gęstości prądu 1 A/dm², napięciu 40 V w czasie 20 min. Otrzymana wówczas powłoka jest porowata, dobrze połączona z osnową i ma zabarwienie zielone z różnymi odcieniami. Przy grubości wynoszącej ok. 6 μm jest tak samo odporna na ścieranie jak powierzchnia nie anodowana pokryta smarem na osnowie MoS₂. Oprócz tego ustalono, że odporność na ścieranie warstwy anodowej wzrasta, jeżeli na początku zastosuje się duży nacisk, który przez kilka tys. obrotów będzie zmniejszany. Tłumaczy się to zagęszczaniem powłoki w początkowym okresie eksploatacji.

Wysokie właściwości elektroizolacyjne można otrzymać np. przez anodowanie w elektrolicie fosforanowo-borowym. Warunki prądowe powinny być następujące: $U = 40 \text{ V}$ i $j = 3 \times 10^{-4} \div 15 \times 10^{-3} \text{ A/cm}^2$.

W celu zwiększenia odporności na korozję w kwasach J. B. Cotton proponuje jako elektrolit do anodowania tytanu 10% roztwór wodny siarczanu amonu. Prowadzono w nim anodowanie rurociągów, stosując jako źródło prądu stałego generator o maks. napięciu 400 V i natężeniu 200 A. Jako katodę zastosowano drut ze stali nierdzewnej naciągnięty wewnątrz rury. Podczas anodowania gęstość prądu spadała w ciągu pierwszych 90 s z 1 A/cm² do 1 mA/cm², a następnie utrzymywała się w przybliżeniu na stałym poziomie. Całkowite pokrycie warstwą tlenku dużych rur wymagało długiego czasu, który wynosił 72 h. Otrzymane w ten sposób pokrycie miało zazwyczaj barwę niebieskoszarą.

Do najpopularniejszych elektrolitów stosowanych przy anodowaniu stopów tytanu należą odczynniki zawierające kwas siarkowy. Stężenie kwasu może być zamieniane w szerokim zakresie (do ok. 30%). Stosując odpowiednio dobrany skład chemiczny oraz warunki prądowe, można otrzymać warstwy anodowe o zróżnicowanym zabarwieniu. W prowadzonych badaniach ustalono, że tytan i jego stopy można zabarwić podczas anodowania m.in. na takie kolory jak: złoty, grafitowy, ciemnoszary, brązowo-złoty, popielatobrazowy, niebieskogrnatowy, fioletowy. Zróżnicowanie zabarwienia można również otrzymać w elektrolicie zawierającym 30 g kwasu szczawiowego i 500 ml H₂O. Szczegółowe warunki anodowania stopów ty-

TABLICA. Warunki anodowania stopów tytanu

Skład elektrolitu	Zabarwienie warstwy anodowej	Temp. elektrolitu, °C	Gęstość prądu, A/cm ²	Napięcie, V	Czas, h	Uwagi
18% H ₂ SO ₄	ciemnoszare	80	0,005	—	1,5	porowata, bez polysku
28% H ₂ SO ₄	popielatobrazowe	20	—	10	2	z polyskiem
28% H ₂ SO ₄ + 30 g/l K ₂ Cr ₂ O ₇	złote	20	0,5	—	1,5	z polyskiem
28% H ₂ SO ₄ + 30 g/l K ₂ Cr ₂ O ₇	grafitowe	50	0,75	—	4	z polyskiem
jw.	brązowozłote	20	0,05	2)	4	z polyskiem
jw.	niebieskogrnatowe	20	—	7	4	z polyskiem
jw.	fioletowe	20	—	10	2	z polyskiem
30 g kwasu szczawiowego + 500 ml H ₂ O	blekitne	30	0,02	30	2/3	slaby polysk
jw.	złotawe	30	0,02	30	0,25	z polyskiem
jw.	brązowozłote	30	0,3	4,5 ÷ 4,7	2	z polyskiem

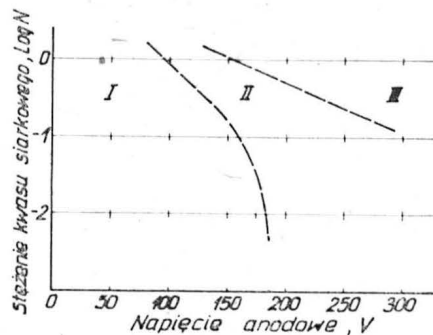
tanu, w celu otrzymania warstwy o określonym zabarwieniu, przedstawiono w tabl. W przytoczonych elektrolitach można otrzymać również inne zabarwienie przez zmianę warunków anodowania. Jednak z punktu widzenia cech dekoracyjnych są one mało przydatne, chociażby dlatego, że najczęściej nie mają połysku. Takie warstwy można wykorzystać przy innych wymaganiach, które mogą być im stawiane.

Budowa warstwy anodowej

Identyfikację powstającego na tytanie tlenku w procesie anodowania prowadzono za pomocą analizy rentgenowskiej. Badania wykonano przy napięciu 25 kV i natężeniu 4 mA z antykatomą kobaltową. W zależności od warunków anodowania (stężenie kwasu siarkowego i napięcia anodowego) w warstwie występowały trzy typy tlenków: amorficzny, anataz i rutyl. Przy niskich napięciach występował tlenek amorficzny, natomiast wzrost napięcia prowadził do powstawania anatazu, a następnie rutylu (rys.).

Yahalom i Zahavi twierdzą, że podczas anodowania tytanu powstaje tlenek amorficzny. Badania na mikroskopie elektronowym wykazały obecność fazy krystalicznej, lecz tylko w punktach przebicia. Tłumaczono to lokalnymi wydzieleniami ciepła Joula, którym towarzyszy selek-

tywna krystalizacja. Amorficzność struktury uważają za zjawisko prawidłowe, wynikające z wysokiej temperatury krystalizacji tlenków tytanu. Tlenek amorficzny podczas obróbki cieplnej przechodzi w rutyl.



Rys. Zależność budowy warstwy anodowej od stężenia kwasu siarkowego i napięcia anodowego: I — tlenek amorficzny, II — anataz, III — rutyl

Przytoczone dane wskazują, że przez odpowiednie sterowanie parametrami anodowania można uzyskać różną postać, grubość, kolor i właściwość powłoki anodowej. Pozwala to w sposób optymalny dostosować ją do konkretnych warunków pracy elementów.

Samolot Rombac 1-II

Samolot Rombac 1-11 jest rumuńską wersją licencyjną samolotu British Aerospace BAC 1-11*). Współpraca rumuńskiego przemysłu lotniczego z British Aerospace rozpoczęła się od produkcji części i zespołów do tego samolotu. W 1976 r. Rumunia dostarczała ok. 10% części płatowca, m.in. usterzenie poziome i pionowe samolotu, zespoły podwozia przedniego, schody. Umowa licencyjna na budowę tego samolotu w Rumunii została podpisana w 1979 r. Do montażu pierwszych 22 samolotów w Rumunii 80% części dostarcza British Aerospace. Liczba ta będzie redukowana w siedmiu etapach w miarę rozwoju produkcji. Całkowite przejście produkcji przez Rumunię nastąpi ok. 1986 r.

Rumunia zamierza wyprodukować 82 samoloty początkowo w wersjach BAC 1-11-500, następne w wersjach przemysłowych pasażersko-towarowych BAC 1-11-475 i BAC 1-11-487. Połowa produkcji przeznaczona jest na potrzeby Rumunii, reszta na eksport. Planowana produkcja samolotów Rombac 1-11: 1982 r. — 2 szt., 1983 r. — 3 szt., 1984 — 4 szt., 1985 r. — 4 szt., 1986 r. — 5 szt., od 1987 r. — po 7 szt. rocznie.

Aby sprostać wymaganiom lat dziewięćdziesiątych, opracowana została modernizacja tego samolotu. Program modernizacji przewiduje w 1986 r. wymianę silników Rolls-Royce Spey MK 512 na silniki nowsze, cichsze, o lepszych osiągnięciach i zmniejszonym zużyciu paliwa. Rozważa się zastąpienie ich silnikami Rolls-Royce RB 183 (silnik Spey ze zmodyfikowanym wentylatorem), Pratt and Whitney JT8D-217 lub JT8D-218, CFM 56-3 International. Ponadto program obejmuje modyfikację kabiny załogi m.in. przez zastosowanie monitorów (podobnie jak w samolotach Boeing 757 i 767), wydłużenie kadłuba zależnie od zastosowanych silników oraz wymianę skrzydła na nowe. W programie tym Rumunia liczy na współpracę z British Aerospace, nie wykluczając jednocześnie współpracy z innymi firmami, jeżeli wykażą zainteresowanie.

Pierwsze trzy samoloty Rombac 1-11 przeznaczone są dla rumuńskich linii lotniczych Transporturile Aeriene Romane (TAROM). Linie te eksploatują już sześć samolotów British Aerospace BAC 1-11-424. Pierwszy samolot został zakupiony w 1968 r. W 1975 r. złożono zamówienie na zakup pięciu samolotów BAC 1-11-525. Ogółem Rumunia (TAROM i Linille Aeriene Romane — LAR) eksploatuje 15 samolotów Rombac 1-11.

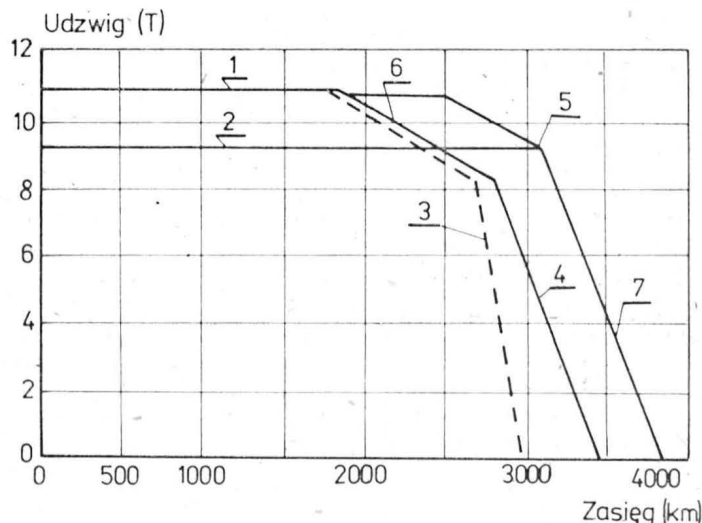
Samoloty Rombac 1-11 będą certyfikowane zgodnie z

przepisami British Civil Aviation Authority (CAA) Standards.

Rumunia liczy na eksport tych samolotów.

Dane techniczne

Długość	36,62 m
Wysokość	7,47 m
Rozpiętość	28,50 m
Liczba członków załogi	2
Liczba miejsc pasażerskich	86÷119
Typ silnika	R.R.Spey 512-14DW
Liczba silników	2
Ciąg startowy przy $H = 0$ m	5692 daN
Jednostkowe zużycie paliwa w locie	0,802 kg/daN.h
Prędkość blokowa dla dystansu	
1800 km	
maks.	770 km/h
ekonomiczna	710 km/h



Rys. 1. Zależność udźwigu handlowego od zasięgu samolotu dla warunków: wys. przelotowa 9144 m; temp. powietrza ISA +10°C, bez wiatru; zapas nawigacyjny na 186 km i 45 min oczekiwania na wys. 4572 m: 1 — maks. udźwig handlowy, 2 — 104 pasażerów i bagaż, 3 — bez dodatkowych zbiorników paliwa, maks. prędkość przelotowa, 4 — bez dodatkowych zbiorników paliwa, ekonomiczna prędkość przelotowa, 5 — maks. masa startowa 47 401 kg, 6 — maks. masa startowa 45 201 kg, 7 — z dodatkowym zbiornikiem na 1270 kg paliwa

(Na podstawie materiałów dostarczonych przez przedsiębiorstwo handlu zagranicznego przemysłu lotniczego Rumunii opracował mgr inż. Kazimierz Gilewski)

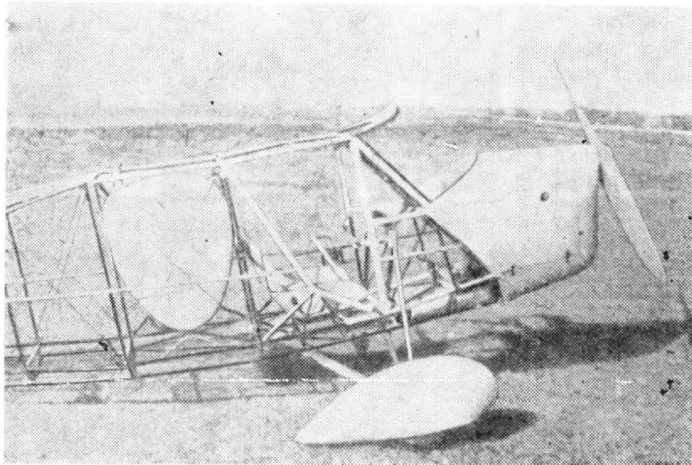
*) Pierwsza informacja o samolocie BAC 111 ukazała się 9.05.1961 r. Samolot budowany jest w pięciu seriach: 200, 300, 400, 475, 500. Wg danych na dzień 30.06.1980 r. było w eksploatacji 156 samolotów, zamówionych 6, łącznie 164 samoloty BAC 111.

RWD-5 bis — samolot S. Skarżyńskiego do przelotu przez Atlantyk

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Nasi lotnicy przez dość długi okres czasu nie mieli szczęścia do prób przelotu Atlantyku. Zainteresowanie przelotem przez „wielką wodę” wśród lotników francuskich i amerykańskich zrodziło się w 1926 r., w którym R. Byrd przeleciał na trójśmiglowym samolocie Fokker F-VII nad Biegunem Północnym. Owcześnie przeloty przekraczały 5000 km, a rekord czasu lotu wynosił 51 h. Zainteresowanie długodystansowymi przelotami udzieliło się polskim pilotom już w 1925 r., czego wyrazem był przelot płk. L. Rayskiego na samolocie Breguet XIX z Paryża przez Madryt, Casablankę, Tunis i Konstantynopol do Warszawy (7850 km). Po tym przelocie por. K. Kalina i por. K. Szalas wysunęli propozycję przelotu przez Atlantyk Płd. na samolocie Breguet XIX. Jednakże władze wojskowe uznały ten pomysł za zbyt ryzykowny. W 1926 r. płk L. Rayski planował przelot do Tokio, lecz mianowicie go szefem Departamentu Aeronautyki przekreśliło te plany. Por. K. Kalina nie przyjął propozycji wykonania tego lotu z powodu nieznamości języka rosyjskiego. Lot wykonał kpt. B. Orliński na trasie Warszawa—Tokio—Warszawa, lecąc na samolocie Breguet XIX. Lot ten potwierdził, że ten jednosilnikowy samolot lepiej nadaje się do lotów nad lądem, gdzie można ratować się lądowaniem, niż nad morzem. Płk L. Rayski do przelotu przez Atlantyk wytypował trójśmiglowy samolot Fokker F-VII/3m i w 1927 r. zamówił taki samolot w wersji rajdowej w wytwórni w Holandii.

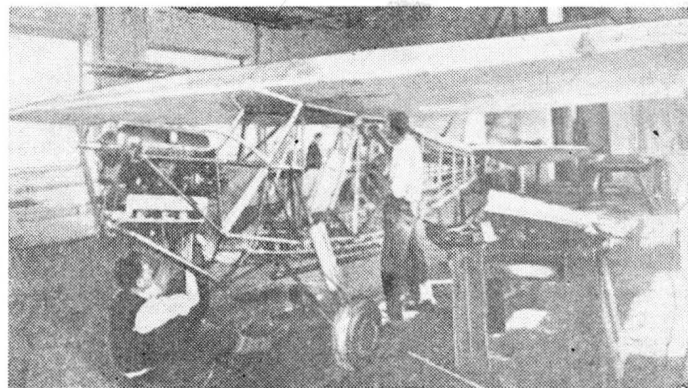
Chęć rozślawienia polskich skrzydeł przelotem przez Atlantyk zrodziła się także u kpt. Ludwika Idzikowskiego, który przebywał w 1926 r. w Paryżu jako przedstawiciel Polskiej Misji Zakupów Wojskowych. Niewątpliwie udzieliła mu się atmosfera panująca wśród pilotów francuskich planujących taki przelot (m.in. Nungesser i Coli planowali przelot na samolocie Breguet XIX). Propozycja dokonania przelotu została uznana przez płk. L. Rayskiego za zbyt ryzykowne przedsięwzięcie. Wówczas Idzikowski samodzielnie porozumiał się z wytwórnią francuską SNECM budującą prototyp samolotu nadającego się do przelotu oraz pozyskał na towarzysza lotu kpt. K. Kubalę. Do swego pomysłu przekonali oni szefa Administracji Ministerstwa Spraw Wojskowych gen. R. Góreckiego, uzyskując zgodę na zakup samolotu. Płk L. Rayski był przeciwny przelotowi m.in. ze względu na wybór nie wypróbowanego samolotu. Jego zdaniem najbezpieczniejszy był samolot trójśmiglowy Fokker F-VII i w tym się nie mylił. Zamówiony przez Idzikowskiego samolot SNECM



Rys. 1. Kadłub RWD-5 bis

Amiot 123 miał być gotowy w maju 1927 r., jednak został dostarczony dopiero w styczniu 1928 r. Silnik do niego dostarczyła wytwórnia chcąc rozreklamować swoje wyroby.

Równocześnie Idzikowski i Kubala przygotowywali swój samolot do lotu i próbowali go od lipca 1928 r., zaś Kalina i Szalas dopilnowywali ostatnich faz budowy swego Fokkera w Holandii i uczestniczyli w jego próbach. W maju 1928 r. Fokker F-VIIB/3m był już w Warszawie, a na początku czerwca 1928 r. załoga wykonała 32-godzin-



Rys. 2. Montaż ostateczny samolotu



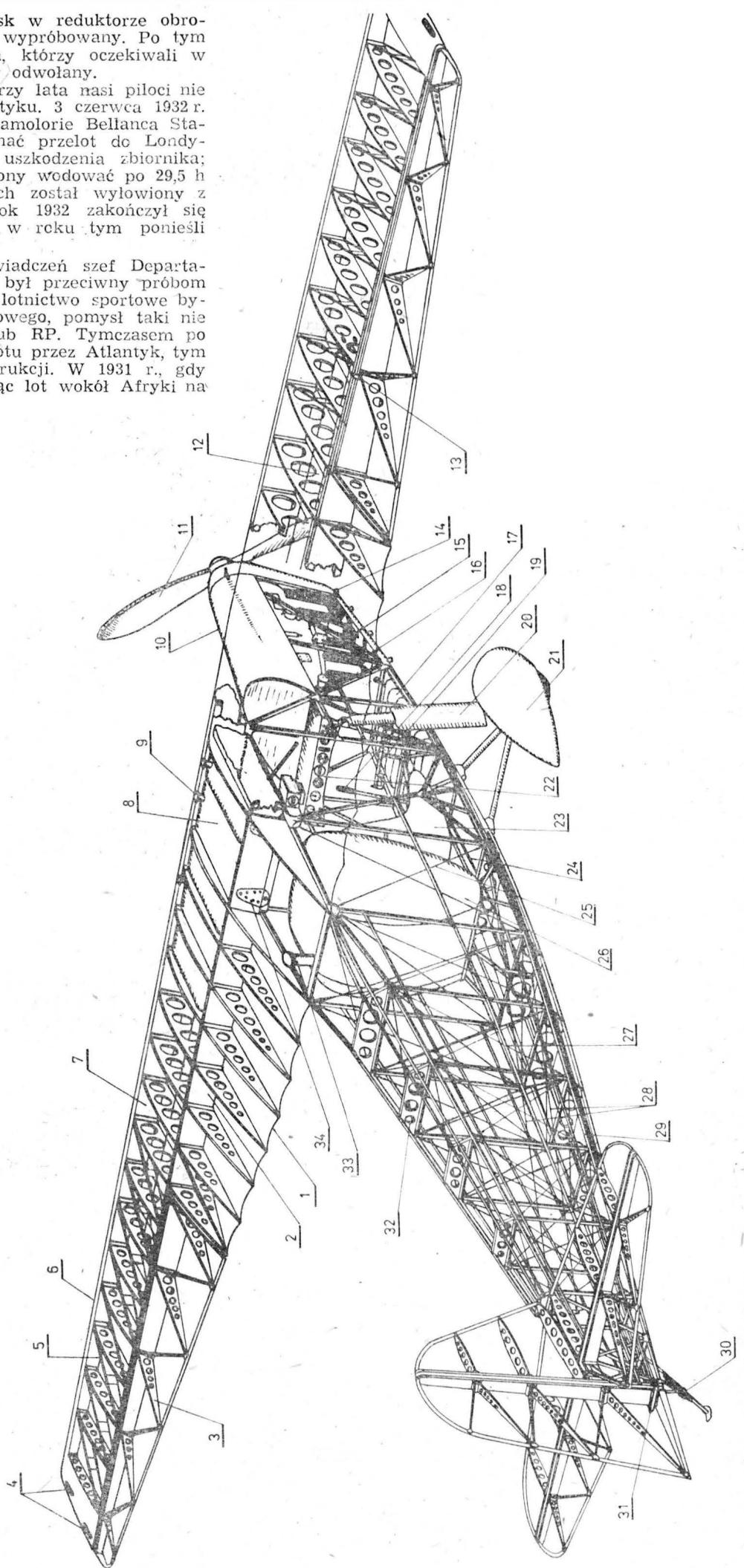
Rys. 3. Samolot RWD-5 bis

ny lot próbny, w którym samolot spisał się bez zarzutu. Jednakże Rayski nie uzyskał zgody swych władz wojskowych na lot Kaliny i Szalasa przez Atlantyk Płd. na trasie Dakar—Natal. Zezwolenie na lot uzyskali Idzikowski i Kubala, którzy wystartowali 3.08.1928 r., lecz z powodu defektu instalacji olejowej zawrócili z trasy i wodowali u brzegów Portugalii. Kilka dni wcześniej, 30.07.1928 r., Kalina i Szalas wystartowali do lotu do Bagdadu, gdzie ich samolot uległ rozbiciu. Zginął wówczas Szalas. Obie polskie próby lotu przez Atlantyk w 1928 r. zakończyły się niepowodzeniem.

W 1929 r. do lotu przez Atlantyk przygotowywały się dwie polskie załogi: Idzikowski i Kubala na odbudowanym samolocie Amiot 123 oraz W. Klisz i A. Kowalczyk na samolocie Caproni Ca-73 ter. Oba samoloty ufundowała polonia amerykańska. 13 lipca 1928 r. Idzikowski i Kubala wystartowali do lotu przez Atlantyk, który jednak zakończył się rozbiciem samolotu na Azorach na wyspie Gracjoza i śmiercią Idzikowskiego. Przyczyną katastrofy był mur na lądowisku, lecz przerwanie lotu spo-

Rys. 4. Konstrukcja samolotu RWD-5 bis: 1 — krawędź spływu z drutu, 2 — dźwigar tylny, 3 — krzyżulec lotki, 4 — uchwyt, 5 — wykorzystywanie między dźwigarami, 6 — keson noskowy, 7 — dźwigar przedni, 8 — zbiornik paliwa, 9 — wiew paliwa, 10 — osłona silnika, 11 — śmigło, 12 — żebro ażurowane, 13 — dźwignienka lotki, 14 — rury wydechowe, 15 — silnik, 16 — łożo silnika, 17 — zbiornik oleju, 18 — drążek sterowy, 19 — orczyk, 20 — amortyzator podwozia, 21 — owiewka podwozia, 22 — tablica przyrządów, 23 — fotel pilota, 24 — popycznac steru wysokości, 25 — drut wykorzystywany kratownicy, 26 — zbiornik paliwa, 27 — listwa oprofilowania kadłuba, 28 — linki napędu steru wysokości, 29 — rura kratownicy, 30 — płoza ogonowa, 31 — dźwignienka napędu steru kierunku, 32 — szkielec oprofilowania kadłuba, 33 — wiew paliwa, 34 — okucie mocowania skrzydła do kadłuba

Rys. Robert Pietracha



wodowane było uszkodzeniem łożysk w reduktorze obrotów silnika. Silnik był zbyt mało wypróbowany. Po tym wypadku lot Klisza i Kowalczyka, którzy oczekiwali w Irlandii na pomyślną pogodę, został odwołany.

Po tych niepowodzeniach przez trzy lata nasi piloci nie podejmowali prób pokonania Atlantyku. 3 czerwca 1932 r. z Nowego Jorku wystartował na samolocie Bellanca Stanisław Hausner zamierzając wykonać przelot do Londynu. Lot był nieudany z powodu uszkodzenia zbiornika; wyciekało paliwo i pilot był zmuszony wodować po 29,5 h lotu. Szczęśliwie po siedmiu dniach został wyłowiony z morza. Nieszczęśliwie natomiast rok 1932 zakończył się dla Żwirki i Wigury, gdyż obaj w roku tym ponieśli śmierć.

W wyniku tych przykrych doświadczeń szef Departamentu Aeronautyki płk L. Rayski był przeciwny próbom przelotu przez Atlantyck. Ponieważ lotnictwo sportowe było uzależnione od lotnictwa wojskowego, pomysł taki nie mógł być popierany przez Aeroklub RP. Tymczasem po cichu rodził się nowy projekt przelotu przez Atlantyck, tym razem na samolocie polskiej konstrukcji. W 1931 r., gdy kpt. Stanisław Skarżyński wykonując lot wokół Afryki na

PZL Ł2, dotarł do wybrzeży Atlantyku. Wówczas zrodziło się u niego pragnienie pokonania „wielkiej wody”. Gdy zdradził je przyjaciółom z wytwórni samolotów RWD — zaproponowali mu przygotowanie specjalnej wersji jednego z swych samolotów. Aby nie poruszać drażliwego tematu lotu przez Atlantyk, Skarżyński zgłosił w Aeroklubie propozycję bicia rekordu odległości. Na to otrzymał zgodę i poparcie.

Zasadniczym problemem był wybór samolotu i jego przygotowanie. Do lotu długodystansowego najlepiej nadawał się samolot RWD-5, który mógł zabrać ilość paliwa wystarczającą do pokonania Atlantyku, zaś dzięki masie własnej poniżej 450 kg można go było zaliczyć do II kategorii samolotów sportowych, w której była szansa pobicia rekordu. Samolot był wypróbowany, gdyż jego prototyp, który powstał w 1931 r., wylatał już 300 godzin, odnosząc sukcesy w krajowych zawodach i zlotach, zaś dwa egzemplarze seryjne zdały już roczny egzamin w intensywnej eksploatacji. Wybrano jeden z najlepszych, niezawodny silnik Gipsy Major używany do licznych samolotów turystycznych na świecie, wypróbowany w przelotach. Do lotu atlantyckiego dwumiejscowy RWD-5 został zmodyfikowany, stając się samolotem jednomiejscowym i otrzymał oznaczenie RWD-5 bis. Na miejsce fotela pasażera został wbudowany aluminiowy zbiornik na 300 l paliwa, zaś w skrzydłach umieszczono dwa dodatkowe zbiorniki po 113 l, co w wyniku dało łączną pojemność zbiorników 752 l. Pozwoliło to pokonać odległość 4800÷5000 km w ciągu 28÷29 h przy zużyciu paliwa 26 l/h i prędkości przelotowej 170÷175 km/h. W celu uzyskania większej pewności działania instalacji paliwowej do przepompowywania paliwa ze zbiornika kadłubowego do zbiorników skrzydłowych zastosowano pompę ręczną. Wg doświadczeń zebranych w 1928 r. przez K. Kalinę na samolocie Fokker F-VIIB/3m pompa mechaniczna w długotrwałym locie ulegała zatarciu, zaś ręczna była niezawodna. Równocześnie z powiększeniem zbiorników paliwa powiększono zbiornik oleju do 32,6 l. Dla wygody pilota fotel otrzymał gumowe poduszki napelnione powietrzem oraz dodano podpórki pod łokcie i na orczyku pod stopy. Wyposażenie nawigacyjne uzupełniono sztucznym horyzontem. Ze względu na czas trwania lotu trzeba było dostosować samolot do lotu w nocy. W tym celu zastosowano oświetlenie kabiny w bardzo prosty sposób zaproponowany przez Zawistowskiego i Kurca z Departamentu Aeronautyki. Instalacja elektryczna składała się z opaski na czole z zamocowaną w niej rurkową żarówką i czternastogodzinnej suchej baterii mieszczącej się w kieszeni oraz z przewodów łączących baterię z żarówką a dochodzących do opaski z tyłu głowy. Instalacja ta okazała się praktyczna, gdyż oświetlała tylko obszar, w kierunku którego skierowana była głowa, nie dawała silnych smug światła i była niezawodna. Ponieważ prawie wszystkie przyrządy pokładowe miały fosforyzujące cyfry i wska-

zówki, oświetlenie było potrzebne tylko od czasu do czasu. Rozpatrując wyposażenie trzeba było brać pod uwagę zarówno jego masę, jak i przydatność. Sekstansu nie można było zabrać, gdyż do jego obsługi potrzebne są dwie ręce. Radiostacja w tych czasach miała masę rzędu 60 kg, co spowodowałoby przekroczenie masy samolotu dopuszczalnej dla tej kategorii samolotów. Ponadto zasięg radiostacji nie byłby duży, a szansa na napotkanie statku na trasie lotu dość mała. Skarżyński zrezygnował ze spadochronu i gumowej łódki, uzasadniając to następująco: „Co mi pomoże spadochron w locie nad Atlantykiem? — najwyżej ułatwi utopienie się, a na tym zupełnie mi nie zależy. Składana łódka gumowa w niczym nie jest lepsza od wielkiej nadymanej powietrzem poduszki gumowej, którą jest wyłożone siedzenie pilota, a równocześnie jest dużo cięższa, a zresztą nie ma na nią miejsca”.

Kontrowersję budziła sprawa opróżniania zbiorników. Skarżyński pisze: „Długą debatę wywołała kwestia czy zastosować do samolotu zbiorniki z natychmiastowymi opróżniaczami. Zaprotestowałem temu stanowczo. Waga samolotu po dokonaniu drobnych przeróbek i zamontowaniu drugiej busoli wynosiła 446 kg, a więc tylko 4 kg poniżej normy. Wbudowanie zbiorników z opróżniaczami mogłoby spowodować przekroczenie dopuszczalnej wagi, a więc pozbawiłoby lot przez Południowy Atlantyk charakteru rekordowego, natomiast zwiększenie bezpieczeństwa było bardzo problematyczne. Zbiorniki takie spełniłyby rolę pływaków, utrzymujących samolot na wodzie tylko w tym przypadku, gdyby po wypuszczeniu benzyny można je było hermetycznie zamknąć, a jest to niemożliwe do zrealizowania, gdyż przy otwarciu zamknięć uszczelnienie z kauczuku i szellaku odrywa się. Wielodniowe utrzymywanie się na wodzie samolotu Hausnera nie jest argumentem za zastosowaniem opróżniaczy, gdyż Hausner opuścił się na fale oceanu po wyczerpaniu zapasu paliwa, a więc miał zbiorniki szczelnie zamknięte. Drugim względem przemawiającym przeciw opróżniaczom było to, że wypuszczanie benzyny przy źle pracującym silniku na pewno spowodowałoby pożar samolotu, udaremniając wszelką możliwość ocalenia. Trzeci i ostatni względ był ten, że po 3 godzinach lotu, a więc po zużyciu 75 l benzyny, samolot już mógł się unosić na falach”. Doświadczenia z opróżniaczami z lotu Idzikowskiego nie były zachęcające. Przeciwwybuchowa domieszka do benzyny, podczas opróżniania zbiorników przed przymusowym lądowaniem zatruła i oszłomiła załogę tak, że Kubala stracił przytomność przed lądowaniem, a Idzikowski prawdopodobnie podczas lądowania stracił już świadomość.

Skarżyński odrzucił więc wszelkie środki bezpieczeństwa, a postawił na niezawodność płatowca i silnika.

Przyp. red. Opis techniczny samolotu RWD-5 bis był zamieszczony w TLiA nr 5/73.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

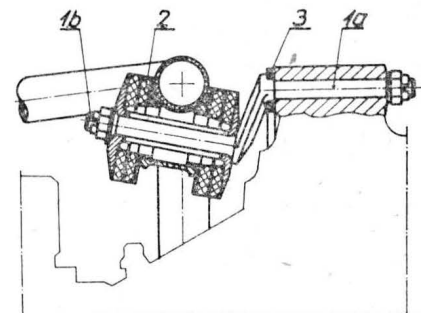
● WSK PZL-Warszawa II zgłosiła do opatentowania busolę magnetyczną, zwłazsza lotniczą (wynalazcy: M. Bartel, A. Matyszczak). Wynalazek, mający zastosowanie również w innych środkach komunikacji, rozwiązuje zagadnienie uproszczenia budowy busoli, zwiększenia dokładno-

Busola ma korpus wypełniony cieczą tłumiącą, tworzącą powierzchnię swobodną, w której to cieczy pływa róża 4, której masa równoważona jest wyporem hydrostatycznym cieczy. Górna część róży znajduje się powyżej powierzchni swobodnej cieczy. Róża środkowana jest trzpieniem 1 przechodzącym przez otwór w płycie 2. Pole powierzchni swobodnej 3 i pole przekroju górnej części róży 5 są tak dobrane do masy pływaka i masy cieczy, że przy zmianach temperatury cieczy róża zajmuje stałą odległość od dna kadłuba.

Opis wynalazku, chronionego czterema zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 6/1981 r., w klasie G01C, pod nr P.217209.

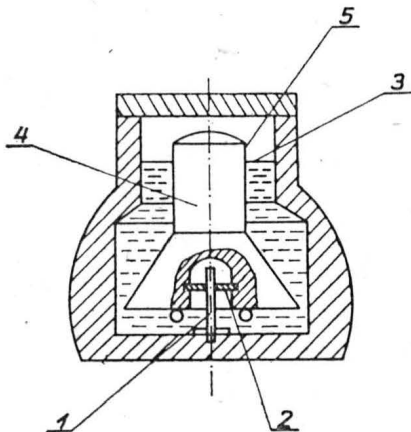
● WSK PZL-Rzeszów oraz Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Napędów Lotniczych w Rzeszowie zgłosiły do opatentowania połączenie silników z łożem silnikowym (wynalazcy: J. Gibała, M. Mikluszka). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania takiej konstrukcji połączenia, która umożliwiłaby zamianę silnika na płatowcu na inny silnik o innych gabarytach rozstawienia śrub mocujących silnik do łoża, bez potrzeby wymiany łoża.

Zastosowano łącznik z mimośrodowo przesuniętymi czopami mocującymi 1a i 1b,



wzajemnie połączonymi odcinkowymi podkładkami 3, które ustalają położenie katowe łączników oraz uniemożliwiają zmianę położenia katowego w czasie pracy. Czopy są zakończone gwintem i osadzone w izolatorach drgań 2.

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, zamieszczono w BUP nr 8/1981 r., w klasie B64D, pod nr P.216893.



ści jej wskaźnik oraz podwyższenia trwałości przyrządu.

	Nr	Str.		Nr	Str.
Aerodynamika i mechanika lotu					
Niektóre problemy symulacji lotu do treningu lotniczego (I) — J. Morawski	1	12	Samolot PZL-103B Kruk	7	20
Nowe rozwiązania odsysania warstwy przyściennej	1	28	Tunelowe badania modeli śmigłowców (I) — J. Koźniewski	10	19
Wentylator szerokopłatkowy	1	29	Stoisko badawcze przekładni śmigłowniczych	11	11
Możliwości napędu śmigłami obudowanymi — R. Lewandowski	1	31	Problemy prób statystycznych samolotów — A. Kapusta, A. Kowalski, M. Wójtowicz	11	14
Niektóre problemy symulacji lotu do treningu lotniczego (II) — J. Morawski	2	9	Tunelowe badania modeli śmigłowców (II) — J. Koźniewski	11	22
Analiza obciążeń usterzenia wysokości samolotów — J. Lamparski, M. Grabias	3	5	Model eksploatacji szybowca — W. Stafiej	11	26
Sterowanie kołem przednim samolotu — M. Frydrych	6	6	Samolot Rombac 1-11 — K. Gilewski	12	24
Komputer w badaniach tunelowych modeli obiektów latających — W. Kania	7	9	Książki lotnicze		
Próby w locie w dorobku naukowo-badawczych ITWL 1953÷1983 r. — M. Łękowski	8	5	Nr 4—13, 20, nr 5 — III okł., nr 7—28, nr 11 — III okł.		
Eksploatacja					
Zderzenie czołowe — A. Kowalski	6	20	Ludzie polskiej techniki lotniczej		
Zderzenia samolotów z ptakami	6	III okł.	Doc. dr inż. Zdzisław Brodzki (1912÷1982)		
Samolot akrobacyjny Pitts w oparciu o doświadczenia z turnieju Mistrzów w USA w 1981 r. — J. Ablamowicz	9	13	Anto i Golędzinowski (1929÷1983)		
Wpływ warunków klimatycznych na szybkość parowania paliwa lotniczego — J. Trzeszczyński, T. Bójko, B. Lisiecka	9	25	Pomoc techniczna		
Współczesne systemy oznakowania świetlnego lotnisk — Z. Wróblewski, F. Zukowski	12	13	Sprawność techniczna konstrukcji ultralekkich		
Kartoteka TLiA					
Ryson ST-100 Cloudster	1	17	Elementy instalacji elektrycznej samolotu (I)		
Rutan Aircraft Factory Quickie	1	19	Elementy instalacji elektrycznej samolotu (II)		
Sorrel SNS-7 Hiperbipe	2	15	Użycie benzyny samochodowej do silników lotniczych		
Cessna Cutlas RG	2	17	Kryteria ilościowe charakteryzujące stateczność samolotu (I)		
Aeritalia AP-68B	3	17	Samoloty rolnicze „przeciążone”		
IAI C-2 Kfir	3	19	Kryteria ilościowe charakteryzujące stateczność samolotu (II)		
Iłuszyn Il-38	4	15	Kryteria ilościowe charakteryzujące stateczność samolotu (III)		
Wallerkowsky Hornisse	4	17	Polskie patenty lotnicze		
PZL-104 Wilga 35	5	11	Nr 1—3 i II okł., 2 — III okł., 3—16, 35, 5—33, 6—22, 7—37, 8—24, 9—24, 27 i 32, 10—25 i II okł., 11 — II okł., 12—27		
PZL-110 Koliber	5	12	Problemy rozwoju lotnictwa i ciekawe konstrukcje		
PZL-106B Kruk	5	13	Czy jednomiejscowy szybowiec szkolny ma przyszłość? — A. Glass		
PZL M18 Dromader	5	15	Lekkie wodnosamoloty i amfibie (I) — K. Dąbrowski		
PZL An-2	5	16	Problemy konstruktorów amatorów — A. Glass		
PZL-M21 Dromader Mini (ang.)	5	17	Lekkie wodnosamoloty i amfibie (II) — K. Dąbrowski		
PZL-M21 Dromader Mini	5	19	Czy wykorzystamy szanse, aby samolot PZL-110 stał się przykładem zrealizowanej „licencji” — J. Drozdowski		
PZL-M20 Mewa (ang.)	5	20	Szybowiec SZD-50-3 Puchacz — A. Meus		
PZL-M20 Mewa	5	21	Wczoraj i jutro szybowców dwumiejscowych — A. Glass		
PZL Mi-2	5	22	Nowe samoloty wojskowe i pasażerskie na Salonie Paryskim '83 — A. Glass		
SZD-48-3 Jantar Standard 3	5	23	Przyszłość rozwoju techniki samolotów transportowych — J. Lason		
SZD-42-2 Jantar 2B	5	25	Perspektywy rozwoju techniki lotniczej — A. Glass		
SZD-50-3 Puchacz	5	26	Nowe śmigłowce i samoloty sportowe na Salonie Paryskim '83 — A. Glass		
Boeing B-767	6	15	Rozwój samolotów pionowego startu i lądowania (I) P. Boliński		
Colibri MB II	6	17	Przyszłość śmigłowców — A. Glass		
Let L-410 UVP Turbolet	7	15	Samoloty Rutan — A. Glass		
Crob Club Astir/Standard Astir	7	17	Rozwój samolotów pionowego startu i lądowania (II) — P. Boliński		
Sikorsky S-70/UH-60	8	15	Rozwój i przyszłość samolotów myśliwskich — A. Glass		
Mil Mi-24D	8	17	Początki lotnicza		
Cessna Model 172 Skyhawk (1982)	9	17	Nr 4—11		
Thorp T-18 Tiger	9	19	Różne		
Soko G-4 Super Galeb	10	15	Podstawowe funkcje portu lotniczego (I) — J. Smoleński		
Mikojan MiG-25	10	17	Sztuka współpracy zamawiającego z wytwórcą lotniczą — A. Glass		
Jakowlew Jak-36 MP	11	17	Podstawowe funkcje portu lotniczego (II) — J. Smoleński		
Sikorsky S-65 (CH-53E) Super Stallion	11	19	Badanie stanu emocjonalnego na podstawie analizy sygnału głosowego		
Airbus A-310	12	15	Na czym i jak szkolić pilotów szybowcowych — A. Glass		
Issoire IA80 Piranha	12	17			
Konstrukcja płatowców					
Gąsienice do samolotów	3	34			
Współzależność konstruowania i obliczeń szybowca — W. Stafiej	4	9			
Nowe konstrukcje szybowców PZL-Bielsko — A. Kurbiel, S. Zientek	5	8			
Rodzaje opracowań konstrukcyjnych w szybownictwie — W. Stafiej	6	11			

Nowa organizacja polskiego przemysłu lotniczego	5	1
Samoloty PZL-Warszawa-Okęcie — A. Glass	5	2
Samoloty PZL-Mielec	5	6
LOT podnosi skrzydła — A. Glass	7	1
30 lat Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych w służbie lotnictwa — W. Ząbkowicz	8	1
Rozwój budownictwa lotniczego w Polsce i na świecie — B. Zarski	8	12
Problemy i zadania muzealnictwa lotniczego w Polsce — A. Glass	9	1
Z II Zlotu Konstruktorów Amatorów — A. Glass	12	1

Silniki

Nowy system zobrazowania parametrów silnika	1	23
Renegacja ciepła w lotniczych silnikach turbinowych	1	29
Cyfrowy układ sterowania silnikiem FADEC	1	30
Obliczenie krytycznych prędkości obrotowych silnika turbinowego za pomocą macierzy przejścia — M. Folta	2	12
Koalescencyjne usuwanie wody z paliw do turbinowych silników lotniczych (I) — W. Górski, W. R. Ostaszewski	3	23
Dysza ze sterowanym kierunkiem wylotu gazów	3	35
Nowoczesne turbinowe silniki śmigłowe — J. Grzegorzewski	4	6
Koalescencyjne usuwanie wody z paliw do turbinowych silników lotniczych (II) — W. Górski, W. R. Ostaszewski	4	22
Silniki lotnicze WSK-Kalisz	5	31
Współczesne turbinowe silniki wałowe (śmigłowe) — J. Grzegorzewski	7	5
Skrócona kierownica wlotowa wentylatora silnika dwuprzepływowego	7	14
Lokalizacja uszkodzeń układów regulacji silników turbinowych — B. Lukomski	8	8
Mały silnik tłokowy Weslake	8	11
Zintegrowany pokładowy układ kontroli stanu silników	8	26
Nowa wersja silnika Allison 250-C30	8	27
Elektroniczne cyfrowe układy sterowania dwuprzepływowych silników lotniczych — K. Gilewski, L. Gruchalski	10	26
Analityczna metoda wyznaczania długości układu dolotowego silników tłokowych — M. Orkisz, R. Prociak, S. Szczeciński	11	12
Tay — nowy silnik dwuprzepływowy	11	33
Nowy silnik RB.211-600	12	8
Niektóre problemy związane z deceleracją silników turbinowych — R. Bekiesiński, M. Mokrzyński	12	10

Statystyka lotnicza

Sprzedaż samolotów służbowych w 1981 r.; Zamówienia na duże samoloty pasażerskie (stan na 1.I.1982 r.), Sprzedaż samolotów lokalnej komunikacji; Eksport samolotów lekkich w USA w latach 1977÷1982	1	4
Wypadki aerobusów 1973÷1982; Wypadki w lotnictwie cywilnym RFN 1980÷1981	2	4
Cywilne statki latające w RFN w latach 1978÷1981 (wg stanu na 31.12.1981); Szkolenie lotnicze w RFN 1980÷1981; Średnie zużycie paliwa w 1980 r. w USA przez różne rodzaje samolotów; Rozwój lotnictwa lekkiego w USA w latach 1976÷1982	3	4
Prognoza rozwoju lotnictwa lekkiego w USA 1982÷1987; Samoloty lekkie w USA w 1980 r.	4	3
Produkcja szybowców na świecie; Samoloty pasażerskie w użyciu i w produkcji w 1982 r.	6	4
Szkolenie pilotów bojowych; Produkcja samolotów lekkich w USA, Zmiany w zapotrzebowaniu na samoloty pasażerskie na świecie (w szt. bez krajów socjalistycznych); Porównanie kosztów samolotu i śmigłowca dostawczego; Koszt godziny lotu taksówką powietrzną (w Szwajcarii); Ceny jednosilnikowych tłokowych samolotów lekkich Cessna w 1983 r.	7	4
Podstawowe wskaźniki regularnego przewozu lotniczego; Ceny amerykańskich samolotów wojskowych i rakiet na rok budżetowy 1983/1984; Działalność lotnictwa cywilnego w niektórych krajach w 1981 r.; Przewozy lotnicze krajów europejskich w 1981 r.	8	4
Przewozy lotnicze świata w 1981 r. w porównaniu z 1975÷1980 r.; Szacunkowa liczba pilotów w końcu 1981 r.; Liczba samolotów cywilnych w niektórych krajach wg stanu na 31.XII.1981 r.; Wypadki w lotnictwie cywilnym w 1981 r.	9	4
Liczba i rodzaj samolotów i śmigłowców cywilnych w krajach członkowskich ICAO wg stanu na 31.XII.1981 r.; Przybliżona liczba godzin lotu i wykorzystania taboru w lotnictwie cywilnym; Procentowy podział kosztów		

w transporcie lotniczym świata; Ruch przewozowy w niektórych portach lotniczych Europy w 1981 r. Przewozy docelowe bez tranzytu	10	3
Liczba pilotów cywilnych w USA 1974÷1992 w tys. (1982÷1992 — prognoza); Najbardziej rozpowszechnione typy śmigłowców w użyciu w USA w 1982 r.; Ceny śmigłowców cywilnych w 1983 r. (w dol. US); Śmigłowce cywilne w użyciu w USA w latach 1965÷1980; Wypadki śmigłowe; Użytkownicy i wykorzystanie śmigłowców cywilnych w USA w 1981 r.	11	3
Liczba licencjonowanych pilotów cywilnych w niektórych krajach w końcu 1981 r.; Międzynarodowe przewozy lotnicze poszczególnych krajów RWPG w 1981 r. (ogółem regularne i nieregularne we wszystkich lotach zagranicznych); Liczba lotnisk cywilnych w niektórych krajach w 1981 r.	12	4

Techniczny słownik lotniczy

Układy sterowania (II)	1	21
Układy sterowania (franc.)	2	19
Wodnosamoloty (I)	3	21
Wodnosamoloty (II)	4	19
Wahadłowiec kosmiczny i technika kosmiczna	5	34
Wodnosamoloty (I) (franc.)	6	19
Wodnosamoloty (III)	7	19
Wodnosamoloty (IV)	8	19
Wodnosamoloty (II) (franc.)	9	21
Terminy lotnicze polskie, bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (I)	10	14
Terminy lotnicze polskie, bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (II)	11	21
Terminy lotnicze polskie, bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (III)	12	19

Technologia i materiały (Magazyn Technologia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego)

Nowy sposób przygotowania powierzchni kompozytu polimerowego do klejenia — J. Cieślak, A. Popiołek	1	25
Ocena stali na podstawie próby udarności — M. Gliwa	2	26
Nowa metoda uzyskiwania prószek metali	2 II	okł.
Wpływ azotowania na wytrzymałość zmęczeniową stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo (maraging) o znakach N18K8M5TPr, N18K9M5TPr i H10N7K10M5Pr — W. Bilous, J. Chodorowski	3	27
Struktury i właściwości mechaniczne odlewniczych żarowytrzymałych stopów kobaltu ze zmienną zawartością cyrkonu — A. Woźniacki, Z. Opiekun	3	29
Efektywność zastosowania materiałów kompozytowych w konstrukcjach lotniczych — A. Papiorek	4	25
Wybrane elementy technologii stosowanych w modelarstwie odlewniczym — S. Cupryś	6	24
Wytrzymałość zmęczeniowa Z ₉₀ stopu PA331b — Z. Lorek	6	26
Craniczna wytrzymałość na pęknięcie K _{ISCC} i jego pomiar na stali 30HGSNA — A. Balul, J. Chodorowski, D. Klimkowski	7	30
Zastosowanie metod aproksymacji krzywych w programowaniu obrabiarek sterowanych numerycznie — M. Pyła	7	35
Właściwości i zastosowanie tytanu i jego stopów — U. Kulesza	9	29
Procesy tarcia i zużycia w wysoko obciążonym hamulcu lotniczym — A. Derkaczew	9	33
Kucie łopatek turbinowych i wpływ parametrów kuciarskich na ich strukturę i właściwości — Z. Nowak	11	34
Odlew żeliwny z zastosowaniem rdzeni i form skorupowych — P. Budzyń, S. Kliszcz	11	35
Wykorzystanie wybranych krajowych żywic epoksydowych do wykonawstwa oprzyrządowania — K. Deręgowski, S. Cupryś	12	20
Anodowanie stopów tytanu — S. Lunarska	12	23

Wyposażenie i osprzęt

Problem wielkości próby do oceny spektrum kropel dla aparatury agrolotniczej — B. Lesiecki	1	35
Tłumiki pneumatyczne i cieczowe w lotniczych przyrządach pokładowych — W. Zduńczyk, J. Zduńczyk	7	24
Klasyfikator przeciążeń samolotów — M. Sadek	8	22
Niekonwencjonalne giroskopowe urządzenia pomiarowe stosowane w technice lotniczej i astronautycznej (I) — W. Dąbrowski, S. Popowski, S. Wroński	9	8
Niekonwencjonalne giroskopowe urządzenia pomiarowe stosowane w technice lotniczej i astronautycznej (II) — W. Dąbrowski, S. Popowski, S. Wroński	10	10

Lotniskowe urządzenia zasilania elektroenergetycznego statków powietrznych — **Z. Żmudziński** 11 30

Z działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK

Nr 1—33 i III okł., 2 — III okł., 3 — III okł., 4 — II i III okł., 6 — III okł., 7 — III okł., 8 — III okł., 9 — III okł., 10 — III okł., 11 — III okł., 12 — III okł.

Z dziejów polskiej techniki lotniczej

Przyloty polskich samolotów na Węgry we wrześniu 1939 r. — **L. Winkler** 1 37

Projekty szybowców metalowych PZL-103 i PZL M-8 Pelikan — **A. Glass** 2 30

Projekty poprzedzające samolot pasażerski MD-12 — **A. Glass** 3 37

Projekty samolotów Chwat i Grot — **A. Glass** 4 29

Lot na 43-letnim Orliku — **A. Glass** 5 36

Polski silnik pulsacyjny z 1933 r. — **T. Gajewski** 6 30

Projekt samolotu myśliwskiego PZL P-2 — **A. Morgała** 7 33

Samoloty transatlantyczne Amiot 123 — **A. Morgała** 8 28

Sokół i jego osłona kabiny; Wojenne losy amfibii Nokol A-2 9 33

Historia makiety SP-OLL — **A. Morgała** 10 30

Samolot rolniczy TS-17 Pelikan (PZL-105) — **A. Glass** 11 33

RWD-5 bis — samolot S. Skarżyńskiego do przelotu przez Atlantyk — **A. Glass** 12 25

Projekty i prototypy

Mudry CAP-X 1 15

BRO-23KR Garnis 1 15

Schapel 1080 Thunderbolt 1 16

Robin ATL 2 22

Jak-55 2 22

Airmaster Avalon 680 3 36

OMAC-1 3 III okł.

Tupolew Tu-164 4 14

Harbin Y-11T Turbo Panda 4 14

ICA IAR-825 TP Triumf 5 35

Schweizer SGM2-37 5 35

INDAER T-35 Pillan 6 23

Let Z-37T Turbo Cmelak 6 23

McDonnell Douglas TAV-8B 7 29

McDonnell Douglas DC-8 Srs 71 7 29

Caproni Vizzola C22-J2 8 23

Shanghai Y-10 8 24

De Havilland Canada Dash 7-300 8 24

PZL-Krosno KR-03 Puchatek 9 28

Thurston TA-16 Seafire 9 28

Hoffman H 39 Diana 10 22

Fairchild Republic T-46A 11 32

Valmet L-80TP 11 39

Morrisey Bravo 12 9

Piper PA-31-350 Mojave 12 9

Okładki

Samoloty RWD-4 1 I

Jantar Standard 1 IV

Samoloty Caudron G-445 Goeland i Fw-56 Weihe 2 I

Samoloty RWD-13 2 IV

Samoloty PZL-102B Kos: fiński, brazylijski i austriacki 3 I

PZL-104 Wilga 3 IV

Samoloty bombowe: PZL-37A Łoś A, PZL-37A bis Łoś A bis, PZL-37/III Łoś C 4 I

Szybowce 1945÷1946 4 IV

Samoloty PZL-104 Wilga 35, PZL-M21 Dromader Mini, PZL-106B Kruk B 5 I

PZL-M18 Dromader 5 IV

Samoloty: Kania 1, Kania 2, Kania 3 6 I

Samoloty Bocian (Storch) 6 IV

Projekt samolotu szkolno-treningowego TS-16 Grot 7 I

PZL Mi-2 7 IV

Samoloty PZL-104 Wilga 35 8 I

Samoloty sanitarne: L-60 Brigadyr; SuperAero AE-45; Aero AE-145; L-200A Morava 8 IV

Samoloty pasażerskie Farman F-70 9 I

SZD-50 Puchacz 9 IV

Samoloty komunikacyjne MD-12: I, II i II prototyp 10 I

Wodnosamoloty polskiego lotnictwa 1920÷1923: Friedrichshafen FF-49b, FF-33E, FF-33L, Lübeck-Travemünde F-4 10 IV

Samolot turystyczny RWD-15 11 I

PZL-10S turboprop 11 IV

Samoloty PZL M-4 Tarpan, 1 i 2 prototyp 12 I

Usługi agrolotnicze PZL 12 IV

A

Ablamowicz Andrzej: Samolot akrobacyjny Pitts w oparciu o doświadczenia z Turnieju Mistrzów w USA w 1981 r. 9 13

B

Balul Andrzej, Chodorowski Jan, Klimkowski Donat: Graniczna wytrzymałość na pękanie K_{ISCC} jego pomiar na stali 30HGSNA 7 30

Bekiesiński Ryszard, Mokrzyński Mieczysław: Niektóre problemy związane z deceleracją silników turbinowych 12 10

Bilous Waldemar, Chodorowski Jan: Wpływ azotowania na wytrzymałość zmęczeniową stali martenzytycznych utwardzanych wydzieleniowo (maraging) o znakach N18K8M5TPr, N18K9M5TPr i H10N7K10M5Pr 3 27

Boliński Paweł: Rozwój samolotów pionowego startu i lądowania (I) 10 7

Rozwój samolotów pionowego startu i lądowania (II) 11 9

Bójko Teresa: patrz **Trzeszczyński Jerzy** 9 25

Budzyń Piotr, Kliszcz Stanisław: Odlewy żeliwne z zastosowaniem rdzeni i form skorupowych 11 35

C

Chodorowski Jan: patrz **Bilous Waldemar** 3 27

Chodorowski Jan: patrz **Balul Andrzej** 7 30

Cieśla Jerzy, Papiorek Andrzej: Nowy sposób przygotowania powierzchni kompozytu polimerowego do klejenia 1 25

Cupryś Stanisław: Wybrane elementy technologii stosowanych w modelarstwie odlewniczym 6 24

Cupryś Stanisław: patrz **Deregowski Kazimierz** 12 20

D

Derkaczew Aleksander: Procesy tarcia i zużycia w wysoko obciążonym hamulcu lotniczym 9 33

Deregowski Kazimierz, Cupryś Stanisław: Wykorzystanie wybranych krajowych żywic epoksydowych do wykonawstwa oprzyrządowania 12 20

Drozdowski Janusz: Czy wykorzystamy szansę, aby samolot PZL-110 stał się przykładem zrealizowanej „licencji” 3 10

Dąbrowski Kazimierz: Lekkie wodnosamoloty i amfibie (I) 1 7

Lekkie wodnosamoloty i amfibie (II) 2 5

Dąbrowski Witold, Popowski Stanisław, Wroński Sławomir: Niekonwencjonalne giroskopowe urządzenia pomiarowe stosowane w technice lotniczej i astronautycznej (I) 9 8

Niekonwencjonalne giroskopowe urządzenia pomiarowe w technice lotniczej i astronautycznej (II) 10 10

F

Folta Mirosław: Obliczenie krytycznych prędkości obrotowych silnika turbinowego za pomocą macierzy przejścia 2 12

Frydrych Mirosław: Sterowanie kołem przednim samolotu 6 6

G

Gajewski Tadeusz: Polski silnik pulsacyjny z 1933 r. 6 30

Gilewski Kazimierz, Gruchalski Ludwik: Elektroniczne cyfrowe układy sterowania dwuprzepływowych silników lotniczych 10 26

Gilewski Kazimierz: Samolot Rombac 1-11 12 24

Glass Andrzej: Czy jednomiejscowy szybowiec szkolny ma przyszłość? 1 1

Problemy konstruktorów amatorów 2 1

Projekty szybowców metalowych PZL-103 i PZL M-8 Pelikan 2 30

	Nr	Str.		Nr	Str.
Sztuka współpracy zamawiającego z wytwórnią lotniczą	3	1	Morgala Andrzej: Projekt samolotu myśliwskiego PZL P-2	7	38
Projekty poprzedzające samolot pasażerski MD-12	3	37	Samoloty transatlantyckie Amiot 123	8	28
Na czym i jak szkolic pilotów szybowcowych	4	1	Historia makiety SP-OLL	10	30
Projekty samolotów Chwat i Grot	4	29	N		
Samoloty PZL-Warszawa-Okęcie	5	2	Nowak Zbigniew: Kucie łopatek turbinowych i wpływ parametrów kuźniczych na ich strukturę i właściwości	11	34
Lot na 43 letnim Orliku	5	33	O		
Wezoraż i jutro szybowców dwumiejscowych	6	1	Opiekun Zenon: patrz Woźniacki Antoni	3	29
LOT podnosi skrzydła	7	1	Orkisz Marek, Prociak Ryszard, Szczeciński Stefan: Analityczna metoda wyznaczania długości układu dolotowego silników tłokowych	11	12
Problemy i zadania muzealnictwa lotniczego w Polsce	9	1	Ostaszewski Włodzimierz R.: patrz Górski Wiesław	3	23
Nowe samoloty wojskowe i pasażerskie na Salonie Paryskim '83	9	5	Ostaszewski Włodzimierz R.: patrz Górski Wiesław	4	22
Sokół i jego osłona kabiny; Wojenne losy amfibii Nikol A-2	9	31	P		
Perspektywy rozwoju techniki lotniczej	10	1	Papierek Andrzej: patrz Cieśla Jerzy	1	25
Nowe śmigłowce i samoloty sportowe na Salonie Paryskim '83	10	4	Papierek Andrzej: Efektywność zastosowania materiałów kompozytowych w konstrukcjach lotniczych	4	25
Przyszłość śmigłowców	11	1	Popowski Stanisław: patrz Dąbrowski Witold	9	8
Samoloty Rutan	11	4	Popowski Stanisław: patrz Dąbrowski Witold	10	10
Samolot rolniczy TS-17 Felikan (PZL-105)	11	33	Prociak Ryszard: patrz Orkisz Marek	11	12
Z II Złotu Konstruktorów Amatorów	12	1	Pyła Marek: Zastosowanie metod aproksymacji krzywych w programowaniu obrabiarek sterowanych numerycznie	7	35
Rozwój i przyszłość samolotów myśliwskich	12	5	S		
RWD-5 bis — samolot S. Skarżyńskiego do przelotu przez Atlantyk	12	25	Sadkowski Marek: Klasyfikator przeciążeń samolotów	8	22
Gliwa Marian: Ocena stali na podstawie próby uderzeniowej	2	26	Smoleński Jan: Podstawowe funkcje portu lotniczego (I)	2	23
Górski Wiesław, Ostaszewski Włodzimierz R.: Koaescencyjne usuwanie wody z paliw do turbinowych silników lotniczych (I)	3	23	Podstawowe funkcje portu lotniczego (II)	3	14
Koaescencyjne usuwanie wody z paliw do turbinowych silników lotniczych (II)	4	22	Stafiej Wiesław: Współzależność konstruowania obliczeń szybowca	4	9
Grabias Marek: patrz Lamparski Jerzy	3	5	Rodzaje opracowań konstrukcyjnych w szybownictwie	6	11
Gruchalski Ludwik: patrz Gilewski Kazimierz	10	26	Model eksploatacji szybowca	11	26
Grzegorzewski Jerzy: Nowoczesne turbinowe silniki śmigłowe	4	6	Szczeciński Stefan: patrz Orkisz Marek	11	12
Współczesne silniki wałowe (śmigłowe)	7	5	T		
K			Trzeszczyński Jerzy, Bójko Teresa, Lisiecka Barbara: Wpływ warunków klimatycznych na szybkość parowania paliwa lotniczego	9	25
Kania Wojciech: Komputer w badaniach tunelowych modeli obiektów latających	7	9	W		
Kapusta Anna, Kowalski Andrzej, Wójtowicz Marian: Problemy prób statycznych samolotów	11	14	Winkler László: Przyłoty polskich samolotów na Węgry we wrześniu 1939 r.	1	37
Klimkowski Donat: patrz Balul Andrzej	7	30	Woźniacki Antoni, Opiekun Zenon: Struktury i właściwości odlewniczych żarowytrzymałych stopów kobaltu ze zmienną zawartością cyrkonu	3	29
Kliszcz Stanisław: patrz Budzyń Piotr	11	35	Wójtowicz Marian: patrz Kapusta Anna	11	14
Koźniewski Jan: Tunelowe badania modeli śmigłowców (I)	10	19	Wroński Sławomir: patrz Dąbrowski Witold	9	8
Tunelowe badania modeli śmigłowców (II)	11	22	Wroński Sławomir: patrz Dąbrowski Witold	10	10
Kowalski Andrzej: Zderzenie czołowe	6	20	Wróblewski Zbigniew, Żukowski Feliks: Współczesne systemy oznakowania świetlnego lotnisk	12	13
Kowalski Andrzej: patrz Kapusta Anna	11	14	Z		
Kulesza Urszula: Właściwości i zastosowanie tytanu i jego stopów	9	29	Zduńczyk Wiesława, Zduńczyk Jerzy: Tłumiki pneumatyczne i cieczowe w lotniczych przyrządach pokładowych	7	24
Kurbiel Adam, Zientek Stanisław: Nowe konstrukcje szybowców PZL-Bielsko	5	8	Zduńczyk Jerzy: patrz Zduńczyk Wiesława	7	24
L			Zientek Stanisław: patrz Kurbiel Adam	5	8
Lamparski Jerzy, Grabias Marek: Analiza obciążeń usterzenia wysokości samolotów	3	5	Ząbkowicz Władysław: 30 lat Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych w służbie lotnictwa	8	1
Lasoń Jan: Przyszłość rozwoju techniki samolotów transportowych	9	15	Ż		
Lesiecki Bohdan: Problem wielkości próby do oceny spektrum kropel dla aparatury agrolotniczej	1	35	Żarski Bogdan: Rozwój budownictwa lotniczego w Polsce i na świecie	8	12
Lewandowski Ryszard: Możliwości napędu śmigłami obudowanymi	1	31	Zmudzkiński Zbigniew: Lotniskowe urządzenia zasilania elektroenergetycznego statków powietrznych	11	30
Lisiecka Barbara: patrz Trzeszczyński Jerzy	9	25	Żukowski Feliks: patrz Wróblewski Zbigniew	12	13
Lorek Zdzisław: Wytrzymałość zmęczeniowa Z_{go} stopu PA33tb	6	26			
Ł					
Łękowski Mieczysław: Próby w locie w dorobku naukowo-badawczym ITWL 1953-1983 r.	8	5			
Łukomski Bolesław: Lokalizacja uszkodzeń układów regulacji silników turbinowych	8	8			
Lunarska Stefania: Anodowanie stopów tytanu	12	23			
M					
Meus Adam: Szybowiec SZD-50-3 Puchacz	5	27			
Mokrzyszczak Mieczysław: patrz Bekiesiński Ryszard	12	10			
Morawski Janusz: Niektóre problemy symulacji lotu do treningu lotniczego (I)	1	12			
Niektóre problemy symulacji lotu do treningu lotniczego (II)	2	9			

TECHNIKA lotnicza I ASTRONAUTYCZNA

12'83

STRESZCZENIA

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Biała 4 skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

Tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Z II Zlotu Konstruktorów Amatorów	1
Z KRAJU I ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Liczba licencjonowanych pilotów cywilnych w niektórych krajach w końcu 1981 r.; Międzynarodowe przewozy lotnicze poszczególnych krajów RWPG w 1981 r. (ogółem regularne i nieregularne, we wszystkich lotach zagranicznych); Liczba lotnisk cywilnych w niektórych krajach w 1981 r.	4
A. Glass: Rozwój i przyszłość samolotów myśliwskich	5
Nowy silnik RB.211-600	8
PROTOTYPY: Morrisey Bravo — USA	9
Piper PA-31-350 Mojave — USA	9
R. Bekiesiński, M. Mokrzyński: Niektóre problemy związane z deceleracją silników turbinowych	10
Z. Wróblewski, F. Żukowski: Współczesne systemy oznakowania świetlnego lotnisk	13
KARTOTEKA TLiA: Airbus A-310 — Francja, RFN, Wlk. Brytania	15
Issoire IA80 Piranha — Francja	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Terminy lotnicze polskie, czeskie, bułgarskie i serbochorwackie (III)	19
MAGAZYN TECHNOLOGA: K. Deręgowski, S. Cupryś: Wykorzystanie wybranych krajowych żywic epoksydowych do wykonawstwa oprzyrządowania	20
S. Łunarska: Anodowanie stopów tytanu	23
Samolot Rombac 1-11	24
A. Glass: RWD-5 bis — samolot S. Skarżyńskiego do przelotu przez Atlantyk (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	25
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	27
Roczny spis treści	28
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	III okł.

Na okładce: Samoloty PZL M-4 Tarpan, 1 i 2 prototyp — rys. K. Cieślak

NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA

WYDAWNICTWO

CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH



SIGMA

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

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:
mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołędziński, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz

Rada programowa:
mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Górski, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (zca przew.), mgr inż. F. Gutdz, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kotodziński, doc. dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowalski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Mistorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż. Z. Stanekiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1, W-wa. Zam. 1024-1300/83. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. M-78. Cena pojedynczego egz. zł 60.—

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37909

GLASS A.: Rozwój i przyszłość samolotów myśliwskich. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 12, s. 5

Przedstawiono rozwój techniczny i rozwój osiągnięć samolotów myśliwskich w latach 1947÷1983, wymagania według których opracowano samoloty produkowane wspólnie oraz przewidywania na temat przyszłego ich rozwoju.

BEKIESIŃSKI R., MOKRZYŃSKI M.: Niektóre problemy związane z deceleracją silników turbinowych. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 12, s. 10

W artykule opisano urządzenie, które stosuje się w układach zasilania nowych silników w celu spowolnienia spadku natężenia przepływu paliwa niezależnie od szybkości przesuwania dźwigni sterującej oraz urządzenie opracowane dla silników LiS-5, którego działanie polega na doprowadzaniu w czasie deceleracji dodatkowej ilości paliwa do komory spalania silnika.

WRÓBLEWSKI Z., ŻUKOWSKI F.: Współczesne systemy oznakowania świetlnego lotnisk. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 12 s. 13

Przedstawiono systemy dziennego i nocnego oznakowania świetlnego lotnisk i terenów przylotnikowych ułatwiające pilotom podejście do lądowania i lądowanie.

DERĘGOWSKI K., CUPRYŚ S.: Wykorzystanie wybranych krajowych żywic epoksydowych do wykonawstwa oprzyrządowania. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 12, s. 20

Autorzy szeroko potraktowali zastosowanie krajowych żywic epoksydowych w różnych procesach technologicznych jak odlewanie — modele, rdzennice, formy negatywowe, kopiały, sprawdziany. W artykule przytoczono wiele uwag i ocen z obserwacji, praktycznego posługiwania się przytaczanymi metodami.

ŁUNARSKA S.: Anodowanie stopów tytanu. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 12 s. 23

W artykule omówiono możliwości uzyskania różnych warstw anodowych na stopach tytanu przez zmianę parametrów technologicznych w procesie anodowania.

GLASS A.: RWD-5 bis — samolot S. Skarżyńskiego do przelotu przez Atlantyk. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 12, s. 25

Przedstawiono wnioski z polskich prób lotów atlantycznych z lat 1928÷1929 i ich wpływ na koncepcję wyposażenia samolotu RWD-5 bis oraz opisano sposób przygotowania tego samolotu do lotu przez Atlantyk.



Walny Zjazd Delegatów SIMP

XXV Walny Zjazd Delegatów SIMP odbędzie się w Bielsku-Białej w dniach 5-7 maja 1984 r. Ostatni dzień Zjazdu będzie przeznaczony na zwiedzanie miejscowych zakładów przemysłowych. Istnieje konieczność przygotowania materiałów zjazdowych jeszcze w 1983 r. Dokumenty te mają być omówione na naradach problemowych w SIMP-owskich jednostkach organizacyjnych.

Opracowanie referatu programowego Zjazdu powierzono zespołowi redakcyjnemu pod kierownictwem przewodniczącego ZG SIMP kol. J. Kaczmarka. Zastępca przewodniczącego ZG SIMP, kol. L. T. Wrotny, otrzymał zadanie przekonsultowania treści referatu z sekcjami SIMP.

Uchwała dotycząca specjalizacji

Prezes Rady Ministrów w dn. 6 lipca 1983 r. podpisał Uchwałę nr 66 Rady Ministrów w sprawie specjalizacji zawodowej inżynierów. Opublikowano ją w Monitorze Polskim nr 24 z dn. 12 lipca 1983 r. w poz. 131.

Współpraca z Sekcją Silników Spalinowych

W lipcu br. odbyło się posiedzenie Prezydium Zarządu Głównego SIMP, na którym omawiano działalność Sekcji Silników Spalinowych SIMP. Podczas dyskusji nad sprawozdaniem zreferowanym przez członków Zarządu Sekcji zwrócono uwagę, że powinna zostać nawiązana sto-

warzyszeniowa i fachowa współpraca z Sekcją Lotniczą SIMP.

Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP deklaruje potrzebę nawiązania kontaktów naukowo-technicznych z Sekcją Silników Spalinowych w celu współpracy w zakresie planów i zamierzeń oraz wymiany doświadczeń. Nawiązanie deklarowanej współpracy przyjdzie tym łatwiej, że od kilku lat w Zarządzie Sekcji Lotniczej SIMP działa, w oparciu o zakłady w Rzeszowie i Kaliszu, fachowy, roboczy Zespół Silnikowy.

Zamierzenia w dziedzinie silników

Prezydium ZG SIMP wyraziło gotowość bliższego zainteresowania się dalszymi kierunkami prac Sekcji Silników Spalinowych i w związku z tym zwróciło się do wiceprzewodniczącego ZG SIMP kol. L. T. Wrotnego z prośbą, by wspólnie z Komitetem Nauki, Techniki i Rzeczoznawstwa SIMP uwzględnił potrzebę opracowania wystąpień SIMP np. w sprawie atestacji wyrobów pod kątem zmniejszenia energochłonności i ochrony środowiska.

Umowa polsko-angielska

12 czerwca 1983 r. w siedzibie Zarządu Głównego SIMP podpisana została umowa o współpracy między Stowarzyszeniem Inżynierów i Techników Mechaników Polskich (SIMP) a Institution of Production Engineers (I Prod E) z Wlk. Brytanii. Umowa, zawarta na czas nieograniczony,

umożliwia bezpłatną wymianę wydawnictw i artykułów oraz bezdebowizową wymianę uczestników kongresów, konferencji, wystaw i wycieczek technicznych na prawach wzajemności. Obowiązuje limit roczny w wysokości 30÷40 osobodni.

Umowa stanowi duży sukces odniesiony przez władze SIMP i mamy nadzieję, że przedstawiciele nauki i przemysłu lotniczego potrafią skorzystać z tej szansy.

Jakość wyrobów a SIMP

W związku z ubiegłoroczną decyzją prezesa Polskiego Komitetu Normalizacji, Miar i Jakości o nadaniu naszemu Stowarzyszeniu uprawnień do prowadzenia prac w zakresie badania jakości — SIMP powołał terenowe zespoły ośrodków kwalifikacji jakości wyrobów w Katowicach, Wrocławiu, Lublinie, Poznaniu i Szczecinie, działające na razie w przemysłach: hutniczym, metalowym i motoryzacyjnym.

Z WSK PZL-Mielec podjęto współpracę w zakresie normalizacji, mającą na celu podniesienie wymagań zawartych w PN i BN do poziomu wymagań ujętych w normach USA i ZSRR.

Informator ZG SIMP nr 7, 1983 r. podaje, że nowa agenda SIMP w Katowicach energicznie przystąpiła do kwalifikowania, orzecznictwa, atestowania i technicznego odbioru wyrobów (np. z fatalnym skutkiem dla FLT w Poznaniu oraz niektórych hut).

Być może — po pewnym czasie — i przemysł lotniczy będzie mógł wykorzystać badania jakościowe ZOKJW SIMP.

PRENUMERATA

Prenumeratę przyjmuje bezpośrednio **Wydawnictwo Czasopism i Książek Technicznych NOT-SIGMA — skrytka 1004, 00-950 Warszawa. Konto bankowe: 1036-7490-139-11 III O/M NBP Warszawa.**

Jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje i organizacje przesyłają zamówienia zawierające: tytuł czasopisma, okres prenumeraty oraz adres zamawiającego wraz z kodem pocztowym, ewent. adresy odbiorców, którzy na zlecenie zamawiającego mają otrzymywać przesyłki, a także numer konta bankowego zamawiającego.

Dopisując w zamówieniu — PRENUMERATA STAŁA, zamawiający nie będzie musiał corocznie ponawiać zamówienia, a jedynie dokonywać przedpłaty wg aktualnie obowiązujących cen na wezwanie Wydawnictwa.

Warunkiem realizacji zamówienia jest równoczesne dokonanie odpowiedniej przedpłaty na ww. konto Wydawnictwa SIGMA.

Prenumeratorzy indywidualni dokonują przedpłaty przekazem na ww. konto, podając na odwrocie odcinka dla adresata — posiadacza rachunku — tytuł czasopisma, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz okres prenumeraty.

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

- do 15 listopada na I kwartał, I półrocze i cały rok następny oraz prenumeratę stałą (wieloletnią),
- do 28 lutego — na II kwartał,
- do 31 maja — na III kwartał i na II półrocze,
- do 31 sierpnia — na IV kwartał.

Uwaga: Obowiązuje bardzo czytelne pismo i podawanie kodu pocztowego.

Prenumerata „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” wynosi: kwartalnie 180 zł, półrocznie 360 zł, rocznie 720 zł. Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie droższa.

Dodatkowych informacji udziela: Dział Handlowy Wyd. NOT-SIGMA Warszawa, ul. Bartycka 20, tel.: 40-37-31.

Wydawnictwo NOT SIGMA wprowadziło od 1.07.1983 r. prenumeratę ulgową dla:

- członków stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT,
- studentów wyższych uczelni,
- uczniów szkół zawodowych.

Warunkiem uzyskania prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu przekazu dla nabywcy indywidualnego na odcinku dla adresata przez właściwe SNT-NOT, wyższą uczelnię lub szkołę zawodową oraz dokonanie wpłaty na konto jw. z podaniem tytułów zamawianych czasopism.

Jeden kwartał jest najkrótszym okresem możliwym do zaprenumerowania. Terminy przedpłat jw.

Cena naszego czasopisma w prenumeracie ulgowej wynosi:

- kwartalnie 120 zł
- półrocznie 240 zł
- rocznie 480 zł

PZL-106B KRUK AGRICULTURAL AIRCRAFT



MORE EFFICIENT VERSION OF PZL-106 KRUK AG-PLANE

New features:

- New wing with shortened bracing struts
- Improved aerodynamics, high L/D ratio
- Reduction of fuel consumption

Production variants:

- PZL-106 BR with PZL-3 S 600 hp engine
- PZL-106 BS with PZL ASz-62 IR 1000 hp engine

Leading features:

- 1000 kg chemical load
- Excellent visibility
- Very safe
- Good service access



54 YEARS OF EXPERIENCE

MANUFACTURER:

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
PZL-Warszawa Okęcie

Al. Krakowska 110/114, 02-256 Warszawa, Poland
Phone: 46-00-31, Cable: Owuska, Telex: 814649

Exporter:

PEZETEL Foreign Trade Enterprise
Ltd. Co.

Aleja Stanów Zjednoczonych 61
00-991 Warszawa 44, PO.Box 6, Poland
Phone: 10-80-01, Cable: Pezetel, Telex: 813 314 pzl.pl



PEZETEL
POLAND