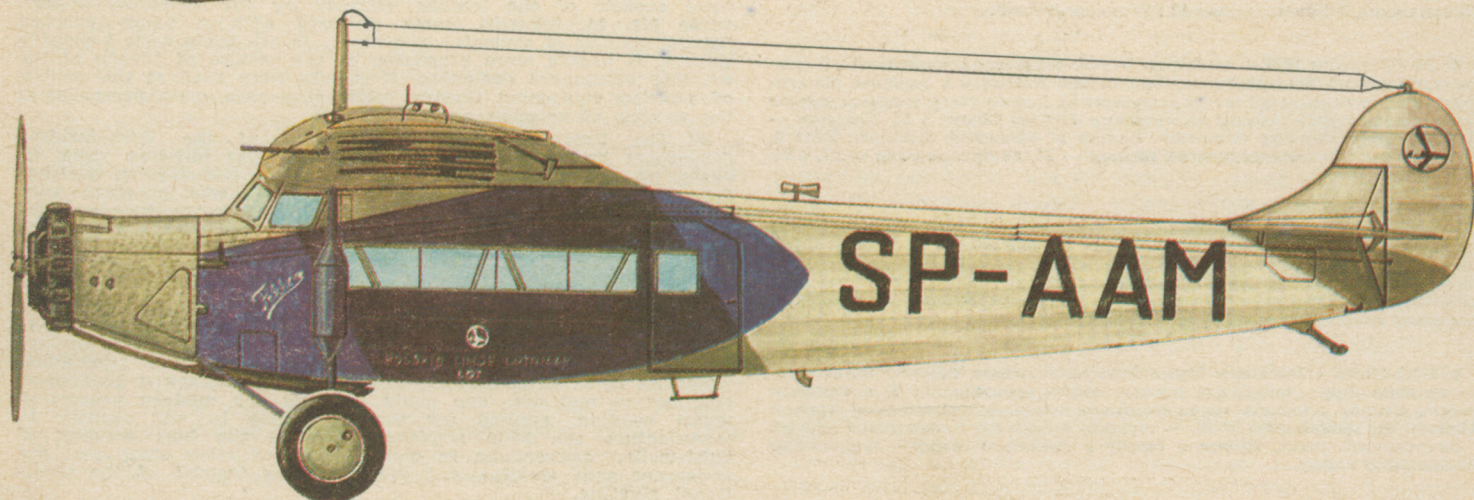
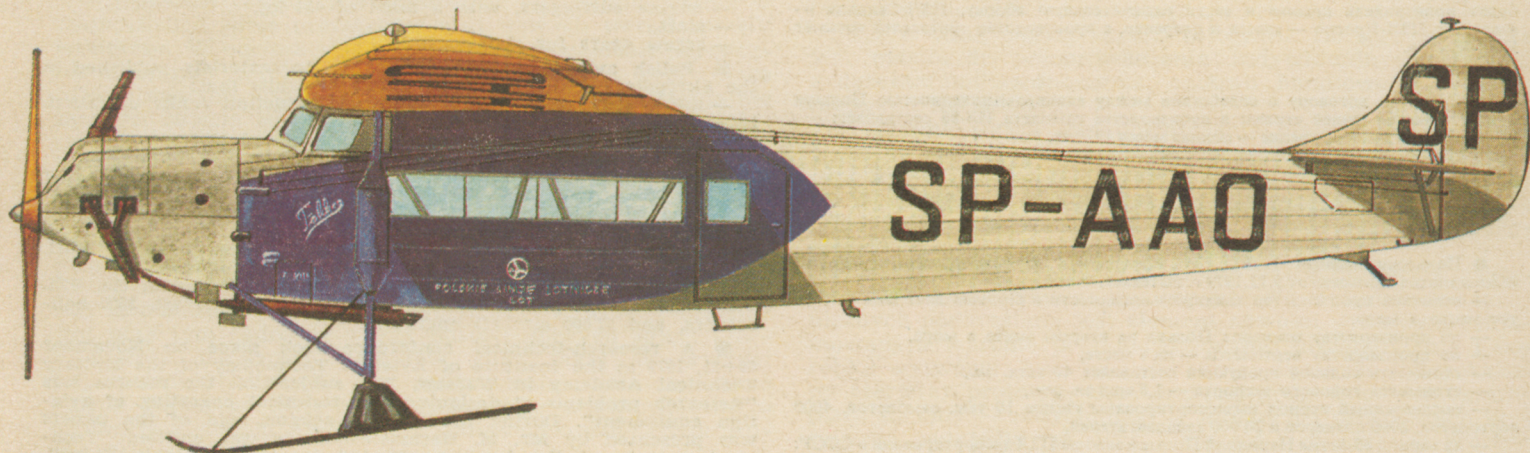
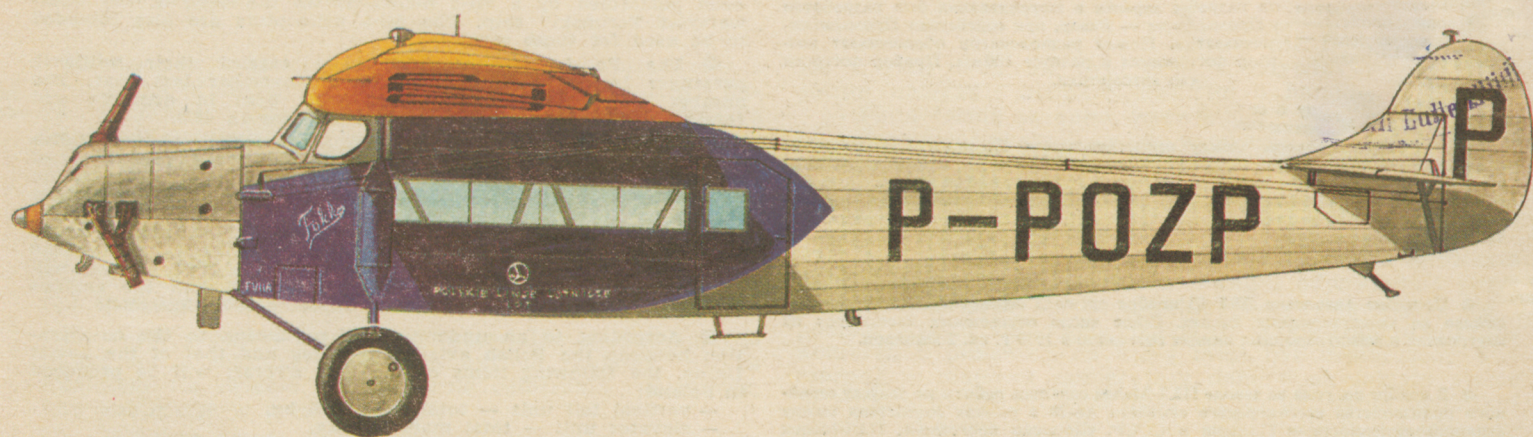


TECHNIKA

3'80

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● В Институте Инженеров Гражданской Авиации в Риге обучается 47 польских студентов. Из 5 тысяч студентов этого ВУЗа — 260 это иностранцы. Самое большое число из них — это студенты из Польши, потом ЧССР, ГДР, Болгарии, Венгрии, Анголы, Мозамбика и Стран Дальнего Востока. Самый многолюдный факультет — это механический, затем радиотехнический, электротехнический, автоматика, вычислительной техники и экономический. Обучение продолжается 5,5 года. Польские выпускники будут работать главным образом в ПЗЛ-Мелец и Польских Авиалиниях ЛЕТ. Институт был образован 60 лет тому назад в Кивсе, а с 1969 г. находится в Риге.

● Правительство Дании в ноябре прошлого года депортировало в Польшу воздушного террориста К. Крынского, который в 1979 г. заставил под угрозой оружия экипаж самолета рейса Гданьск—Варшава произвести посадку на острове Борнхольм.

● Астрономический Центр ПАН в Варшаве стал международным исследовательским центром и является базой теоретической разработки астрофизических исследований проводимых социалистическими странами.

● Новый тип радиолокатора для авиации и мореплавания был разработан в Варшавских Заводах Радиоаппаратуры — Равар, при содействии Промышленного Института Телекоммуникации. Новый радиолокатор обеспечивает возможность слежения воздушного движения в радиусе 100 км. Прибор построен на интегральных системах и элементах автоматки.

● Ведутся переговоры между представителями Польского Мореходства и Предприятием Авиационных Услуг об организации вертолетного сообщения между берегом и судами на рейде. Вертолеты могут применяться для перевозки ремонтников и их оборудования. Уже проведенная испытательная посадка вертолета Ми-2 на борту одного судна. Предусматривается также применение для этой цели вертолета Ми-8.

● Польские Авиалинии ЛЕТ 13 ноября пр. года перевезли миллионного пассажира на международных линиях. Общее число перевезенных пассажиров на внутренних и международных линиях составило в 1979 г. ок. 2 миллион.

● В ноябре пр. года на заводе ПЗЛ-Мелец начались работы по запуску серийного производства пассажирского самолета Ан-28 в рамках содействия между авиапромышленностями Польши и СССР. Согласно программе, ПЗЛ-Мелец будет производить крылья и вести окончательную сборку, ПЗЛ-Свидник — фюзеляж, ПЗЛ-Кросно — шасси и оперение, а производство двигателей возьмет ПЗЛ-Жешув.

● Согласно договору о содействии между авиапромышленностью Польши и ССР, участие нашей страны в производстве самолета Ил-86 составляет:

- вертикальное оперение — полная масса 1920 кг,
- горизонтальное оперение — полная масса 3020 кг,
- пилонги двигателей — масса 430 кг,
- предкрылки,
- винтовые механизмы привода предкрылков.

● Польская авиация 1979 г. Из материалов опубликованных журналом «Скrzydlata Polska» от 9.12.1979 г. вытекает, что:

- величина производства авиапромышленности в Польше дает нам четвертое место в мире,
- по производству планеров Польша на втором месте в мире,
- по производству вертолетов — на 4 месте,
- стоимость годовой продукции составляет 40 млрд. зл.,
- стоимость годового экспорта — 1,8 млрд зл. дев.,
- послевоенный период выэкспортированы свыше 10 тыс. самолетов, 4000 вертолетов, 2000 планеров и 20 000 авиадвигателей,
- за период 35-летия Народной Польши заводы ПЗЛ экспортировали в СССР: 9100 самолетов, 3800 вертолетов и 17 500 авиадвигателей.

● 20—21 ноября 1979 г. состоялась научно-техническая конференция Института Авиационной Техники Военно-Технической Академии в Варшаве. На пленарном заседании польский летчик космонавт М. Хермасевски прочитал лекцию «Технические вопросы посадки космического корабля Союз», а М. Сикорски — «Моделирование структур самолета». Лекций на пленарном заседании было 8, по теории конструкция авиационной техники — 21, по эксплуатации — 17, и по оборудованию — 11.

● В Исследовательном Центре ПЗЛ-Свидник начались работы по разработке и выпуску самосмазывающихся подшипников со вкладышом покрытым слоем политетрафторэтилена. Подшипники выпущенные заводом ПЗЛ-Свидник ставятся на вертолеты ПЗЛ-Сокул и Кава. Подшипники отличаются от стандартных большой долговечностью, низким износом поверхностей скольжения, малыми габаритами и хорошими эксплуатационными свойствами.

● ПЗЛ-Мелец в Заводском Музее была организована выставка показывающая введение новых технологий в авиационном производстве. К интересным методам следует зачислить метод соединения металлов, применяемый впервые в Польше при производстве М-15, — торцевое соединение тонкостенных деталей из легированной стали, точечную сварку и линейную сварку — заменяющие традиционную клепку.

● В ноябре пр. года в Варшаве состоялись польско-канадские торговые переговоры, во время которых был произведен обзор отношений в области народного хозяйства и торговли. Польская сторона заинтересована увеличением экспорта легких самолетов и оборудования. Кроме того, была найдена возможность углубления промышленной кооперации между Польшей и Канадой в области авиации.

● Forty seven Polish students are currently studying at the Institute of Civil Aviation Engineers in Riga. The total number of students of that Institute is some 5 thousand, of which 260 are foreigner, namely: from Poland (the largest number), Czechoslovakia, German Democratic Republic, Bulgaria, Hungary, Angola, Mozambique and the countries of Far East. The largest number attends the mechanical department, followed by the radio engineering, electrical engineering, automatics, analytical technology, and economics. The studies continue for 5.5 years. The Polish graduates will be subsequently employed chiefly by the PZL-Mielec (Polish Aircraft Works at Mielec) and by the Polish Airlines LOT. The Institute was founded 60 years ago in Kijów, and since

● A new type of radar for the benefit of aviation and maritime units has been worked out at the Warsaw Radio Plant "Unitra-Rawar" in co-operation with the Industrial Institute of Telecommunication. This new radar permits to control air traffic in a radius of 100 km. The device is designed by utilizing integrating circuits and automation elements.

● Discussions are being currently held by the representatives of the Polish Ocean Navigation and of the Air Services Agency concerning the initiating of helicopter traffic between land and ships lying in the route. The helicopters will serve to transport repair teams and the necessary tooling. A test landing has already been performed by a Mi-2 helicopter on the deck of the "Uniwersytet Toruński" ship. The Mi-8 helicopters are also intended to be used for those services.

● The Polish Airlines LOT have carried their millionth passenger in foreign traffic on 13-th November last year. The number of passengers carried by LOT both in domestic and foreign traffic has reached about 2 millions in 1979.

● In November last year, work has started at the Polish Aircraft Works, Mielec on introducing the serial production of the An-28 passenger airplane within the frame of co-operation between the Polish aviation industry and that of the Soviet Union. In accordance with the established program the Mielec Works (WSK PZL-Mielec) will be responsible for manufacturing the wings and for general assembly of the aircraft, while the production of the fuselage, the plant at Krosno (PZL-Krosno) will release the landing gear and control surfaces, and the engines will be produced by the plant at Rzeszów (PZL-Rzeszów).

● According to an understanding pertaining to the co-operation between the Polish aviation industry and that of the Soviet Union, the following items of the И-86 aircraft will be produced in Poland:

- vertical tail unit — total mass 1920 kg,
- elevator unit — total mass 3020 kg,
- engine outriggers, with a mass of 430 kg,
- slats,
- screw gears for slat control.

● Polish aviation in 1979. According to materials published in the *Skrzydlata Polska* of Dec. 9, 1979, it results that:

- the magnitude of Polish aviation production ranks us fourth in the world in that respect,
- we are second in the world production of gliders,
- we are fourth in the world production of helicopters,
- the value of Polish yearly aviation production is over 40 milliard zlotys,
- the value of Polish yearly export of aviation equipment is 1.8 milliard zlotys (at foreign exchange rate),
- in post-war years we have exported some 10 000 aircraft, 4000 helicopters, 2000 gliders, and 20 000 aircraft engines,
- during 35 years of the People's Republic of Poland, the PZL plants have exported to the Soviet Union: 9100 aircraft, 3800 helicopters, and 17 500 aircraft engines.

● A research-technical conference took place on November 20—21, 1979 at the Institute of Aviation Technology of the Military Technical Academy in Warsaw. The subject on the records was "Research problems of designing and technical operating of aviation equipment". During the plenary session, one of the papers was presented by Mr. M. Hermaszewski; it was entitled "Technical aspects of the landing effected by the spaceship Sojuz", while Mr. M. Sikorski came forward with a paper entitled "Model-making of aircraft structures". In all, there were 8 plenary papers, 21 papers were presented at the section of theory of the aviation equipment designing, 17 papers were read at the section of aviation equipment service, while 11 papers, were presented at the section of aviation accessories.

● The Research-Development Center of the WSK-Swidnik (Transport Equipment Works at Swidnik) has initiated work on designing and manufacturing self-lubricating self-aligning bearings for the needs of the plant. The bearings will provided with a special slide liner coated with polytetrafluoroethylene. The PZL-Sokół and Kania helicopters are equipped with the bearings of WSK-Swidnik production. Those bearings as compared with the traditional components, are featured by long service life, low rate of wear of the sliding surface, small overall dimensions, and high quality in service.

● An exhibition was organized in the Factory Museum of the WSK-Mielec (Transport Equipment Works, Mielec) which displays the achievements of the plant in introducing new production processes to aviation industry. Of the more interesting production engineering methods, one could mention the modern process of metal welding, applied for the first time in our country to manufacture the M-15 airplanes. This is the butt welding of light-walled connections in constructions of alloy steel, and the resistance spot welding and seam welding instead of the traditional riveting.

● Polish Canadian trade consultations were held in November last year, in Warsaw; they served to review the bilateral economic and commercial relations. The Polish party is interested in promoting the export of light aircraft and aviation equipment. Possibilities were also recognized to extend industrial co-operation between Poland and Canada in the field of aviation.



MIESIĘCZNIK SEKcji LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXV MARZEC 1980

TECHNIKA

3'80

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

TRYBUNA LOTNIKÓW

Umiejętność reklamy sprzętu lotniczego

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Każdorazowy udział naszych samolotów, śmigłowców i szybowców w międzynarodowych wystawach lotniczych pozwala zauważyć różnice między metodami reklamy sprzętu lotniczego prowadzonej przez wytwórnie zagraniczne i przez nasz przemysł. Mimo udziału w tych samych imprezach nasza reklama jest znacznie mniej skuteczna, gdyż zasięg jej jest znacznie mniejszy. Na czym to polega? Przede wszystkim na zbyt późnym przygotowaniu materiałów reklamowych i do tego w niedostatecznej ilości i nie zawsze o wyczerpującej treści. Ponadto na zbyt skromnym przygotowaniu kampanii reklamowej związanej z daną wystawą.

Na czym polegają niedostatki materiałów reklamujących polski sprzęt lotniczy? **Głównym nurtem reklamy sprzętu lotniczego** na świecie nie są płatne ogłoszenia reklamowe, lecz publikacje w prasie lotniczej.

— Pierwszą formą tych publikacji jest zamieszczanie w czasopismach **zdjęć prototypów oraz nowych wersji sprzętu lotniczego**. W odróżnieniu od innych krajów nasze wytwórnie i centrala handlowa za mało starają się o wciąż nowe zdjęcia naszych wyrobów (żadna szanująca się redakcja nie zamieści zdjęcia znanego od lat) oraz o zdjęcia na tle interesującego krajobrazu (Tatry w śniegu, wybrzeże morskie, jeziora z wyspami, szeroka rzeka z łachami, pałac w parku), jak również o zdjęcia samolotów stojących w szeregu jako dowód seryjnej produkcji, czy ze znakami rejestracyjnymi różnych państw jako przykłady sukcesów eksportowych. Najczęściej dostarczane są zdjęcia samolotu na ziemi, a skoro nie chcemy reklamować jego zdolności jeżdżenia po lotnisku lecz latania, powinny to być zdjęcia w locie. Potrzebne jest przy tym zadbanie o trzy postaci dobrych zdjęć: czarno-białych, barwnych i slajdów, gdyż takie są wymogi współczesnej poligrafii. Dla podkreślenia skali zaniedbań można dodać, że dwie nasze największe wytwórnie często dostarczają zdjęcia An-2, Iskry i Mi-2 wykonane chyba kilkanaście lat temu.

— Drugą formą jest zamieszczanie w czasopismach **informacji o nowościach techniki, przemysłu i sportu lotniczego**. Przemysł lotniczy innych krajów rozsyła raz na miesiąc czy raz na dwa miesiące powielany tekst „Press news” zawierający krótkie notatki o nowych projektach i prototypach, nowych wersjach samolotów w produkcji, modyfikacjach i ulepszeniach wprowadzonych w swych wyrobach, atrakcyjniejszych zamówieniach czy dostawach eksportowych, sukcesach produkcyjnych, rekordach ustalonych na swych wyrobach oraz zwycięstwach swych wyrobów w zawodach międzynarodowych i krajowych.

— Trzecią formą jest publikowanie **cenników wyrobów lotniczych**, zarówno w prasie lotniczej, jak i w postaci osobnych wydawnictw. Np. tygodnik „Flight” zamieszcza je co miesiąc, reklamując wyroby z całego świata z wyjątkiem Polski. Po prostu nasz przemysł nie korzysta z takiej formy reklamy ani w czasopismach, ani w „Official Price List”.

— Czwartą formą publikacji są **monografie jednego typu samolotu** czy śmigłowca pokazujące rozwój typu, jego wersje, dzieje użycia oraz konstrukcję (m. in. przez zamieszczenie rysunku perspektywicznego konstrukcji samolotu bez pokrycia z objaśnieniem wszystkich instalacji, urządzeń, zespołów itp.). Na ogół nie dostarczamy takich materiałów, zaś gdy raz czasopismo brytyjskie je zdobyło (zamieszcza-

jąc artykuł o Iskrze), było to wynikiem aż 8-miesięcznych starań, nalegań i wielokrotnego upominania się.

— Piątą formą są **opisy wytwórni lotniczych** i ich dorobku. Zazwyczaj ukazują się one w wyniku zaproszenia dziennikarzy z jakiejś redakcji. Wytwórnie nasze pokazywaliśmy już wielu grupom specjalistów zagranicznych, lecz nie prasie. A może by warto było skorzystać i z tej możliwości reklamy?

— Szóstą formą są **artykuły o całym przemyśle lotniczym danego kraju**. Powstają one w wyniku odpowiednio przygotowanej imprezy prasowo-reklamowej składającej się z pokazu sprzętu lotniczego (okazja do wykonania zdjęć) oraz konferencji prasowej, na którą musi być dostarczony wyczerpujący materiał zawierający dane o aktualnym stanie przemysłu (prasa krajowa dużo już na ten temat opublikowała), jego dorobku i dziejach rozwoju, materiały o jego wyrobach najnowszych oraz znajdujących się w bieżącej produkcji, a także bogaty zestaw fotografii. Do tego niezbędna jest możliwość przeprowadzenia indywidualnych rozmów z dyrektorami zjednoczenia, centrali handlowej i najważniejszych zakładów.

— Siódmą formą jest dostarczanie materiałów reklamowych do **specjalnych numerów** czasopism (marcowy „Aviation Week”, „Aviation Magazine” na Salon Paryski, „Flight” na Wystawę w Farnborough) oraz **roczników lotniczych** jak „Jane’s All the World’s Aircraft”, „Flug Revue — Flugzeuge” czy „Wings of the World” (japoński).

A czym różnią się na wystawach nasze materiały reklamowe od materiałów zagranicznych? W materiałach zagranicznych podkreślany jest **element nowości** w każdym reklamowanym wyrobie przy akcentowaniu doświadczenia i dorobku wytwórni. Jeśli na poprzedniej wystawie był pokazany pierwszy prototyp, a na bieżącej drugi bądź już egzemplarz seryjny — natychmiast w ulotkach i prospektach wytwórnia podkreśla jak dużą ulepszyła i zmieniła w prezentowanym samolocie (np. zmodyfikowano podwozie, powiększono usterzenie, zmieniono wyposażenie itp., tzn. wytwórnia nie śpi lecz udoskonala swój wyrób, który wciąż jest inny, czyli nowy, zwraca przeto uwagę). Podobnie wystawiając wyrób seryjny na każdej wystawie podkreśla się, iż jest to nowy model, na którym wprowadzono choćby drobne modyfikacje i ulepszenia, np. zmieniono końcówki skrzydeł, owiewki podwozia, kołpak śmigła, rodzaj stopni czy chodnika na skrzydle, sposób wykończenia wnętrza czy rodzaj malowania. Natomiast nasze prospekty opisują dany typ samolotu wciąż jednakowo przez cały okres jego produkcji.

A jak wygląda **kampania reklamowa** związana z wystawą lotniczą? Zawiera ona przede wszystkim trzy elementy:

— Pierwszy to dostarczenie wystawcy na czas kompletu materiałów do katalogu. Zbyt późne decyzje zakładów, centrali handlowej czy zjednoczenia ustalające wykaz eksponowanych wyrobów, znacznie po terminie wyznaczonym przez wystawcę, niejednokrotnie utrudniały zamieszczenie informacji w katalogu wystawcy.

— Drugi to dostarczenie redakcjom co najmniej kilkunastu, jeśli nie kilkudziesięciu, najpoczytniejszych czasopism lotniczych, z wyprzedzeniem, odpowiedniego zestawu nowych zdjęć, tabel danych technicznych wystawianego sprzę-

cd. na str. 2



● W Instytucie Inżynierów Lotnictwa Cywilnego w Rydze studiuje 47 polskich studentów. Na 5 tys. słuchaczy tej uczelni jest 260 obcokrajowców: z Polski (największa liczba), CSRS, NRD, Bułgarii, Węgier, Angoli, Mozambiku i Krajów Dalekiego Wschodu. Najliczniejszy jest wydział mechaniczny, następnie radiotechniczny, elektrotechniczny, automatyki, techniki obliczeniowej i ekonomiczny. Studia trwają 5,5 roku. Absolwenci polscy głównie będą zatrudnieni w PZL-Mielec i PLL LOT. Uczelnia powstała 60 lat temu w Kijowie, a od 1946 r. mieści się w Rydze.

● Władze duńskie w listopadzie ub. roku deportowały do Polski porywacza samolotu PLL LOT K. Kryńskiego, który w 1979 r. sterroryzował załogę samolotu odbywającego lot z Gdańska do Warszawy i zmusił ją do lądowania w Bornholmie.

● Centrum Astronomiczne PAN w Warszawie zostało wyznaczone na międzynarodowy ośrodek badawczy i jest bazą opracowań teoretycznych badań astrofizycznych prowadzonych przy współpracy krajów socjalistycznych.

● Nowy typ radaru dla lotnictwa i jednostek morskich opracowano w Warszawskich Zakładach Radiowych Unitra-Rawar przy współpracy Przemysłowego Instytutu Telekomunikacji. Nowy radar umożliwia nadzór powietrzny ruchu lotniczego w promieniu 100 km. Urządzenie jest zbudowane na układach scalonych i elementach automatyki.

● Prowadzone są rozmowy między przedstawicielami Polskiej Żeglugi Morskiej i Przedsiębiorstwem Usług Lotniczych dotyczące uruchomienia komunikacji śmigłowej między lądem a statkami na redzie. Śmigłowce mają służyć do transportu ekip remontowych z całą oprządką rządową. Przeprowadzono już próbne lądowanie śmigłowca Mi-2 na pokładzie statku „Uniwersytet Toruński”. Przewiduje się także użycie do tych celów śmigłowca Mi-8.

● PLL LOT w dniu 13 listopada ub. roku przewiozły milionowego pasażera na liniach zagranicznych. Liczba przewiezionych pasażerów na liniach krajowych i zagranicznych osiągnęła w 1979 r. ok. 2 miliony.



Prototyp śmigłowca PZL-Sokół, który pierwszy lot wykonał 16 listopada 1979 r.

● W listopadzie ub. roku w WSK-Mielec rozpoczęto prace nad uruchomieniem produkcji seryjnej samolotu pasażerskiego An-28 w ramach współpracy przemysłów lotniczych Polski i ZSRR. Zgodnie z ustalonym podziałem prac w WSK PZL-Mielec będą wykonywane skrzydła oraz całość prac montażowych, w WSK PZL-Swidnik — kadłub. PZL-Krosno — podwozie i usterzenie, a produkcję silników podejmie PZL-Rzeszów.

● W myśl porozumienia o współpracy między przemysłem lotniczym Polski i ZSRR udział Polski w produkcji Ila-86 jest następujący:

- usterzenie pionowe — masa całkowita 1920 kg,
- usterzenie poziome — masa całkowita 3020 kg,
- wysięgniki silników o masie 430 kg,
- skrzela.
- mechanizmy śrubowe sterowania skrzelami.

● W dniach 20÷21 listopada 1979 r. odbyła się konferencja naukowo-techniczna Instytutu Techniki Lotniczej Wojskowej Akademii Technicznej w Warszawie nt. „Naukowe problemy konstrukcji i technicznej eksploatacji sprzętu lotniczego”. Na sesji plenarnej m.in. M. Hermaszewski wygłosił referat „Techniczne aspekty lądowania

statku kosmicznego Sojuz”, a M. Sikorski „Modelowanie struktur samolotu”. Referatów plenarnych było 8, w sekcji teorii konstrukcji sprzętu lotniczego — 21, w sekcji eksploatacji sprzętu lotniczego — 17, a w sekcji sprzętu lotniczego — 11.

● W Ośrodku Badawczo-Rozwojowym w WSK-Swidnik podjęto prace nad opracowaniem i wykonaniem dla potrzeb zakładu samosmarnych łożysk wahlowych ze specjalną wkładką ślizgową pokrytą warstwą politetrafluoroetylenem. W łożyska wyprodukowane w WSK-Swidnik wyposaża się śmigłowce PZL-Sokół i Kania. Łożyska te, w stosunku do tradycyjnych, cechuje duża żywotność, niskie zużycie powierzchni ślizgowych, małe gabaryty wymiarowe oraz dobre właściwości eksploatacyjne.

● W WSK-Mielec w Muzeum Zakładowym zorganizowano wystawę, obrazującą dorobek zakładu we wprowadzaniu nowych technologii do produkcji lotniczej. Do ciekawszych technologii należy zaliczyć nowoczesną metodę spajania metali stosowaną po raz pierwszy w kraju przy produkcji M-15, a mianowicie: doczołowe spajanie połączeń cienkościennych w konstrukcjach ze stali stopowej, oporowe zgrzewanie punktowe i liniowe — zamiast tradycyjnego nitowania.

cd. ze str. 1

tu i informacji o nowych wyrobach z zastrzeżeniem dopuszczalnej najwcześniejszej daty publikacji. Wówczas równocześnie z otwarciem wystawy ukazać się materiały w prasie lotniczej.

— Trzeci to systematyczne dostarczanie podczas wystawy do Biura Prasowego (w którym każdy wystawca ma swoją półkę) atrakcyjnych fotografii swych wyrobów w dużych ilościach oraz powielanych informacji o nowościach. Fotografie te stanowią podstawę ilustrowania wielu czasopism często przez cały okres do następnej dużej wystawy lotniczej. Nasz przemysł z reguły zabiera 30÷50 razy za mało zdjęć na wystawy i rozdaje je tylko osobom, które wyproszą je na stoisku.

Zwiększenie eksportu lotniczego wymaga zwiększenia nakładów na reklamę. W wielu dziedzinach produkcji na świecie reklama i koszty handlowe stanowią dziś nawet 30% kosztów produkcji. Przede wszystkim konieczne jest ożywienie w zakładach starań o dobre i wciąż nowe fotografie

wyrobów lotniczych. Dotychczas najlepsze zdjęcia ma PZL-Bielsko, a od czasu do czasu PZL-Warszawa. Jednak nawet tam jest pomijane wiele okazji do sfotografowania eksportowanego sprzętu w barwach obcych czy pokazania na lotnisku całej serii swych wyrobów. Zaktywizowania wymaga również przygotowanie przez zakłady i rozpowszechnianie przez centralę handlową informacji prasowych i zdjęć oraz materiałów reklamowych pokazujących elementy nowości w naszej produkcji i materiałów do publikacji o wyrobach i dorobku naszego przemysłu lotniczego. Piętą achillesową naszej działalności reklamowej jest roczny w przybliżeniu cykl wydawniczy prospektów i folderów, co utrudnia dysponowanie w pełni aktualnymi wydawnictwami. Może rozwiązaniem byłoby dodruk dodatkowych informacji w postaci kartki dokładanej do barwnego prospektu, jak to czynią firmy zagraniczne, czy druk barwnego prospektu bez danych technicznych a z kieszonką na końcu, gdzie wkłada się kartki drukowane jednobarwnie z charakterystyką techniczną i najnowszymi informacjami.



CZECHOSŁOWACJA

● Prototyp samolotu sportowego Zlin Z-142, będący wersją rozwojową samolotu Z-42 kończy próby państwowe. Samolot był oblatany 29.12.1978 r. Samolot różni się od Z-42 bardziej aerodynamicznym kształtem osłony kabiny i nieznacznie wydłużonym kadłubem.

● Produkcja dwumiejscowego szybowca metalowego L-13 Blanik została zakończona w 1978 r. po zbudowaniu 2600 egzemplarzy.



FRANCJA

● 22 grudnia 1979 r. wykonał pierwszy lot prototyp wojskowego samolotu szkolno-treningowego Socata TB-30 Epsilon. Przed oblotem dokonano próby odstrzelenia osłony kabiny. Samolot napędzany jest silnikiem tłokowym Lycoming 220 kW. (Aerospatiale 66, GIFAS-1270-2)

● Wytwórnia Socata zatrudniająca 850 osób ma trzy działy: produkcji samolotów lekkich (Rallye i Tobago), produkcji kooperacyjnej elementów do samolotów służbowych i śmigłowców oraz remontów. (GIFAS-1270-2)

● Socata otrzymała do końca 1979 r. zamówienia na 107 samolotów TB-10 Tobago (z czego 72 na eksport) oraz 90 na Rallye (55 na eksport). Pierwszy seryjny TB-9 Tampico był gotowy na początku 1980 r. (Aerospatiale 65)

● 27 listopada 1979 r. wykonał lot w USA Boeing 707 z francusko-amerykańskimi silnikami CFM-56, o zużyciu paliwa o 15% mniejszym niż silników dotychczas stosowanych na tym samolocie. Ponad 600 samolotów Boeing 707 znajdujących się w użyciu na świecie stanowi potencjalny rynek na silniki CFM-56. (GIFAS-1270-1)

● Do końca 1979 r. zamówienia na samoloty Airbus A-300 osiągnęły liczbę 273, a na A-310 liczbę 123, co daje łącznie 396 samolotów. (GIFAS-1270-1)

● W 1979 r. Aerospatiale zebrała zamówienia na ponad 200 śmigłowców AS-355E Ecureuil 2/Twinstar przeznaczonych na rynek amerykański. (GIFAS-1269-2)

● Aerospatiale od rozpoczęcia produkcji lekkiego śmigłowca dźwigowego SA-315 B Lama (wersja Alouette II) do końca 1979 r. otrzymała zamówienia na 302 śmigłowce tego typu. Pułap Lamy wynosi 12 440 m. (GIFAS-1269-1)

● Do końca listopada 1979 r. liczba zamówionych odrzutowych samolotów służbowych Falcon 20 wyniosła 454, Falcon 10 — 194, a Falcon 50 — 117, zaś łącznie 765 szt. (GIFAS-1269-1)

● Wytwórnia Turbomeca do końca listopada 1979 r. zbudowała 15 831 silników turbinowych, z czego 7580 (48%) do śmi-

głowców, a 6952 (44%) silników turboodrzutowych. Silniki te są używane w 104 krajach. (GIFAS-1269-1)



JUGOSŁAWIA

● W Jugosławii zakłady Elan rozpoczęły licencyjną produkcję zachodniemieckiego szybowca laminatowego Glaser-Dirks DG-100 pod nazwą DG-100 Elan.



KANADA

● De Havilland Canada otrzymała zamówienie na siedemsetny samolot DHC-6 Twin Otter od chwili rozpoczęcia produkcji w 1966 r.



USA

● Amerykańskie stowarzyszenie transportu lotniczego ATA przewiduje na najbliższe dziesięciolecie rozwój komunikacji lotniczej po 7% rocznie, kosztem łącznych inwestycji o wartości 90 mld. dol. W 1990 r. amerykańscy przewoźnicy lotniczy za pomocą 2300 samolotów mają przewieźć 525 mln pasażerów.

● Wytwórnia Garrett opracowuje nowy silnik turbośmigłowy TPE331-4 o mocy 1070 kW (1450 KM) i masie 226 kg (134 kg mniej niż konkurencyjny PT7A-1).

● Wytwórnia General Electric prowadzi prace nad prototypem silnika turbośmigłowego o mocy 1100+1500 kW będącego rozwinięciem silnika CT7-2.

● Silnik Pratt Whitney JT90D-7Q o ciągu 24 000 daN otrzymał certyfikat. Silniki tego typu zostały zamówione dla 71 samolotów Boeing 747.

● Wytwórnia Sikorsky otrzymała zamówienie na budowę 8 prototypów śmigłowca EH-60B SOTAS (Stand-Off Target Acquisition System) za 36 mln dol. Śmigłowiec stanowi odmianę seryjnie produkowanego śmigłowca UH-60A Black Hawk. Opracowanie wyposażenia śmigłowca będzie kosztować 55 mln dol. Przewiduje się, iż US Army zamówi 100 śmigłowców EH-60B.

● Wytwórnia Hughes modyfikuje śmigłowiec szturmowy YAH-64. Próby wykazały konieczność zrezygnowania z usterzenia w układzie T i potrzebę zamocowania statecznika nisko, ze względu na zię właściwości śmigłowca podczas opadania na małej wysokości.

● Molt Taylor buduje samolot amatorski Micro Imp z wielu warstw kartonu

wzmocnionego tkaniną szklaną i sztuczną żywicą.

● Wytwórnia Cessna w 1980 r. wprowadziła do produkcji trzy nowe dwusilnikowe samoloty, służbowe: 6-miejscowy Cessna 303 Clipper (na zdjęciu), 6-miejscowy Cessna 355 i turbośmigłowy 8+10-miejscowy Cessna Corsair.



● Wytwórnia Bell dostarczyła 12 śmigłowców Bell 212 chińskim liniom lotniczym. Mają one służyć do łączności z naftowymi platformami wiertniczymi na morzu, w leśnictwie i do poszukiwań geofizycznych.

● Produkcja lekkich śmigłowców Hughes 500 wyniosła w 1979 r. 245 szt., w 1980 r. ma wynieść 300, a w 1981 r. — 350.

● Cessna 335 to nowy sześciomiejscowy dyspozycyjny samolot dwusilnikowy o maksymalnej prędkości przelotowej 398 km/h. Samolot ma wypełnić lukę na rynku między samolotami Cessna 310 i Cessna 340. Cena 210 000 dol.



ZSRR

● Nagrodą za zwycięstwo zespołowe w szybowcowej spartakiadzie Rosyjskiej Republiki Federacyjnej był szybowiec Jantar Standard. Indywidualnie w klasie mężczyzn zwyciężył L. Waško na Cobre.

● W grudniu 1979 r. na lotnisku Wnukowo w Moskwie odbyło się przekazanie do eksploatacji Aerołotowi pierwszego aerobusu Iłuszyn Il-86. Załogę samolotu stanowią inżynierowie: W. A. Kalimanow — I pilot, A. Kaledin — II pilot i Sienokosow — inżynier pokładowy.

● Nowe budynki do odprawy pasażerów na moskiewskim lotnisku Siermietjewo umożliwiającą odprawę 1200 pasażerów na godzinę.

● Do 1 września 1979 r. radzieckie lotnictwo rolnicze wykonało zadania czterech lat bieżącej pięcioletki. Wykonano 40 mln godzin lotów obsługując 348,3 mln ha.

● Pierwszym zastępcą ministra Lotnictwa Cywilnego ZSRR został A. I. Nazarov, a zastępcą ministra Lotnictwa Cywilnego ZSRR został mianowany S. P. Mamiczew.

● W miejscowości Kimry, miejscu urodzenia A. N. Tupolewa, na placu 1 Maja postawiono popiersie z brązu tego słynnego konstruktora, twórcy 100 typów samolotów, które były w produkcji przez 70 lat.



Obloty prototypów samolotów zbudowanych przez przemysł

Rok 1978

(uzupełnienie do TLiA 4/79)

- 16.10. Lockheed L-1011-500 TriStar, pasażerski, USA
- 22.10. Neiva N-622 (YT-25B) Universal II, treningowy, Brazylia
- 29.12. Zlin Z-142, szkolno-sportowy, Czechosłowacja
- 30.12. General Avia F-600 Canguro, lokalnego transportu, Włochy

Rok 1979

- 17.1. CARMAM JP 15-38, szybowiec, Francja
- 19.2. Akaflieg München MÜ-27, szybowiec, RFN
- 26.2. McDonnell Douglas F-15C, myśliwski, USA
- 9.3. Dassault Super Mirage 4000, myśliwski, Francja
- 13.3. SZD-45-2 Ogar F (SP-0027), motoszybowiec, Polska
- 22.3. Lockheed CP-140 Aurora, patrolowy, USA
- 31.3. Aerospatiale AS-365 N Dauphin 2 (F-WZJD), Francja
- 10.4. Westland WG-30 (G-BGHF), śmigłowiec, Wlk. Brytania
- 13.4. SZD-30-3 Puchacz (SP-3151), 1 ser. szybowiec, Polska
- 15.4. Dassault Mirage 50, myśliwski, Francja
- 19.4. Gates Learjet 55 Longhorn, służbowy, USA
- 24.4. Dassault Mystere-Falcon 20FH (F-WZAH), służbowy, Francja
- 28.4. Airbus A300 B4-200 (F-WZEN) z siln. JT9D, pasażerski, Francja
- 4.5. Fairchild Republic A-10 N/AW, szturmowy, USA
- 11.5. Boeing Vertol YCH-47D Chinook, śmigłowiec, USA
- 23.5. PZL-110 Koliber, 1 ser., szkolno-sportowy, Polska
- 24.5. IPE-02, szybowiec, Brazylia
- 30.5. Cessna Citation III (NG50CC), służbowy, USA
- 3.6. PZL-Kania/Kitty Hawk, śmigłowiec, Polska
- 13.6. MBB/Kawasaki BK-117 (D-HBKA), śmigłowiec, RFN-Japonia
- 13.6. To Solar One, motoszybowiec na energię słoneczną, Wlk. Bryt.
- 14.6. Dornier (Do-28D) TNT (D-IFNT) doświadczalny, RFN
- 15.6. Raisbeck (Rockwell) Sabreliner 80A5, służbowy, USA
- 22.6. British Aerospace HS 748 Srs 2B, pasażersko-transowy, Wlk. Brytania
- 10.7. Panavia Tornado GR-1, 1 ser., myśliwsko-szturmowy, Wlk. Brytania
- 21.7. Bell 214 ST, śmigłowiec, USA
- 23.7. PZL M-20 Mewa, 1 ser., służbowy, Polska
- 27.7. Rockwell-NASA IHMAT, bezzałogowy, doświadczalny, USA
- 22.8. HBF-320 Hansa, treningowy, zakład. elektron., RFN
- 10.9. SZD-45A Ogar W (z winglets), (SP-0001), motoszybowiec, Polska
- 26.9. Aerospatiale Fouga 90 z siln. Astafan IV (F-WZJB), treningowy, Francja
- 26.9. Westland Sea King HC4 (ZA-290), śmigłowiec, Wlk. Brytania
- 27.9. Aerospatiale AS-335E Twinstar/Ecureil 2 (F-WZLA), śmigłowiec, Francja
- 18.10. McDonnell Douglas DC-9 Super 80, pasażerski, USA
- 27.10. British Aerospace Tornado F2 (ADV), myśliwsko-szturmowy, Wlk. Brytania
- 16.11. PZL W-3 Sokół, śmigłowiec, Polska
- 27.11. Boeing 707 z siln. CFM-56, pasażerski, USA
- 28.11. Aachen FVA-20, szybowiec, RFN
- 2.12. Gulfstream II, służbowy, USA
- 12.12. Sikorsky SH-60B Seahawk, śmigłowiec, USA
- 22.12. Socata TB-30 Epsilon (F-WZVD), treningowy, Francja
- ... Goldman (Grumman) G-164A Twin Cat, z 2 silnikami T10-540, rolniczy, USA

Produkcja szybowców i ich ceny

Kraj, wytwórnia i typ	Do-sko-nałość	Produkcja				Zbudo-wano do 1979 r. (+zam.)	Cena w 1979 r.
		1975	1976	1977	1978		
CSRS							
LET L-13 Blanik	28	200	180	170	150z	2600	
Finlandia							
PIK-20D	42	—	30	70	80	150	18 100 dol.
Francja							
CARMAM JP-15-36	37	—	3	24	
Centrair ASW-20F	41	—	—	—	3	3	
Siren E-78 Silene	34	1	3	2	—	6	
Siren D-77 Iris	33	—	1	—	—	1	14 235
						(+20)	
						1	
						(+50)	
Jugosławia							
VUK-T	37	—	—	1	—	1	
						(+110)	
Polska							
SZD-30 Pirat	34	159	79	72	34z	764	
SZD-41 Jantar Std	40	9	41	39	40	137	
SZD-42 Jantar 2/2B	50	3	5	13	14	37	
SZD-48 Jantar Std 2	40	—	—	—	36	36	
SZD-50 Puchacz	30	—	1	1	—	2	
						(+50)	
RFN							
Glaser-Dirks DG-100/100 G	39	40	50	25	6	121	
Glaser-Dirks DG-200	42	—	—	20	—	20	
Glasflugel Hornet	38	—	82	6	—	88	
Glasflugel Mosquito	42	—	10	80	70	160	37 590 DM
Grob Astir	38	120	250	180	...	550	
Grob Twin Astir	38	—	—	120	...	120	37 584 DM
ISF Mistral	35	—	1	6	14	20	
Rolladen Schneider LS-3	40	—	10	120	125	255	
Schempp-Hirth Nimbus 2	49	35	25	31	19	185	67 200 DM
Schempp-Hirth Mini-Nimbus	42	—	—	60	44	104	44 625 DM
Schempp-Hirth Janus	39	9	30	22	18	80	56 800 DM
Schleicher ASW-19	38	1	12	32 400 DM*
Schleicher ASW-20	43	—	—	1	16 500 dol.*
Schleicher ASW-21	34	—	—	—	1	1	35 500 DM
Schebe SFH-34	35	—	—	—	—	—	
Rumunia							
IS-28B	34	20	40	40	20	120	14 500 dol.*
IS-29D	38	30	15	15	30	90	
Wlk. Brytania							
Glingsby Vega	42	—	—	1	...	1	10 300 dol.
						(+48)	
Włochy							
Caproni Calif A-21S	42	15	5	20	15	100	
						(+50)	
USA							
Schweizer SGS-1-26	23	35	15	15	5	680	12 995 dol.
Schweizer SGS 2-33	22	55	45	35	30	540	15 195 dol.
Schweizer SGS 1-35	39	25	20	10	10	95	18 750 dol.

Uwagi: z — produkcja zakończona, — nie produkowany, ... — brak danych, (+) zamówienia, * — w USA

Produkcja motoszybowców i ich ceny

Kraj, wytwórnia i typ	Moc, kW	Produkcja				Zbudo-wano do 1979 r.	Cena w 1979 r.
		1975	1976	1977	1978		
Austria							
Alpha AVO 68 V Samburo	50	—	—	15	5z	20	
Brditschka IIB-21	48	4	4	—	3	15	
Polska							
SZD-45 Ogar	50	4	16	15	12	59	
RFN							
Scheibe SF-25 C Falke	48	40	40	40	35	265	17 000 dol.
Scheibe SF-25 E Super Falke	48	25	10	5	1	44	20 000 dol.
Scheibe SF-28 Tandem Falke	48	—	—	6	13	103	20 000 dol.
Rumunia							
IS-28 M2/M1 Lark	50	—	1	7	1	9	19 000 dol.

Ekranoloty CŁST

Od redakcji

Ekranoloty leżą na pograniczu lotnictwa i żeglugi. Poruszają się one wykorzystując prawa aerodynamiki, ale start, lądowanie i cały przelot wykonują nad powierzchnią wody (ze względu na brak innych gładkich i poziomych obszarów). Zagadnienia budowy tych aparatów nie były zbyt często omawiane w literaturze. Artykuł S. T. Czerniawskiego omawia problemy związane z tą dziedziną, a jego szczególna wartość polega na tym, że jest oparty na doświadczeniach autora.

S. T. CZERNIAWSKI

Prace nad ekranolotami prowadzono w CŁST od 1971 r. W okresie 1971÷1972 zbudowano pięć aparatów doświadczalnych, m.in. ze skrzydłami w kształcie dysku. Projekt przedwstępny i wstępny ekranolotu ESKA-1 został opracowany przez E. Grunina, z jego inicjatywy, w okresie od września do grudnia 1972 r. W grudniu 1972 r. na posiedzeniu sekcji technicznej oddziału transportowych środków ratowniczych (OTSS) CŁST projekt został całkowicie zaaprobowany i bez uzupełnień czy przeróbek przyjęty do realizacji.

Według projektu wykonano i zbadano kilka modeli swobodnie latających. W lutym 1973 r. prowadzenie projektu powierzono A. W. Gremiackiemu, który w sierpniu tegoż roku oblatywał ekranolot. Następne planowe próby przeprowadził pilot A. A. Bałujew. Ekranolot został zbudowany przez zespół pracowników OTSS CŁST w składzie: A. W. Gremiacki, S. T. Czerniawski, Ju. S. Garbienko, N. Ł. Iwanow i E. P. Grunin.

Konstrukcja ESKA-1 zakładała jak najniższy koszt, jak najwyższą technologiczność oraz niezawodność dla przyjętego modelu eksploatacji — podczas wiatru od 12÷14 m/s oraz fali o wysokości do 0,70 m. Warunki przechowywania i transportu drogami kołowymi wymagały wykonania konstrukcji rozbiorniczej. Wyjątkowo duże wymagania odnosiły się do ciężaru i wytrzymałości samej konstrukcji.

W wyniku analizy tych i innych, często przeciwstawnych i wykluczających się wzajemnie wymagań i warunków, zdecydowano się na konstrukcję drewnianą, w której zastosowano sklejkę lotniczą o grubości 1 mm (marki BP-1), piankę, tkaninę szklaną i inne materiały, kleje i lakiery. W ten sposób osiągnięty został rozsądny kompromis, pozwalający na zbudowanie w ciągu 5 miesięcy aparatu, który podczas ponad czteroletniej eksploatacji w różnych warunkach potwierdził słuszność podstawowych założeń konstruktorów.

Z wyglądu zewnętrznego ESKA-1 (rys. 1÷5) przypomina bardziej lekki wodnosamolot niż łódkę czy motorówkę. Koncepcja aerodynamiczna jest często zbieżna z koncepcją aparatów dr A. Lippischa, ale zasadą zapewnienia wyważenia podłużnego i hydrodynamiką startu różnią się od znanych konstrukcji X-112, X-113A m i X-114. Należy zaznaczyć, że wobec braku danych o wynikach prób wspomnianych konstrukcji oparto się na rodzimym doświadczeniu i w pracach wykorzystano wyniki własnych doświadczeń z modelami ekranolotów.

Dużej pomocy praktycznej w pracy nad projektem wstępnym (sierpień—grudzień 1972 r.) udzielił M. A. Kuzakow, autor oryginalnych konstrukcji szybowców, w tym szybowca MAK-15 o wyróżniających się właściwościach lotnych. Dzięki szerokiemu skrzydłu o dużej cięciwie przy nasadzie, aparat odznaczał się dużym efektem ekranowym w czasie lądowania. Dlatego prędkość lądowania wynosiła 40 km/h bez użycia mechanizacji skrzydła. Przy opracowaniu hydrodynamicznej koncepcji ESKA-1 znacznej pomocy udzielił znany konstruktor i historyk lotnictwa, twórca popularnego samolotu Sz-2, W. B. Szawrow (1899÷1976). Konsultacji na temat rozwiązań konstrukcyjnych niektórych węzłów i elementów konstrukcji udzielił znany konstruktor lotniczy W. K. Gribowski.

Zapewnienie właściwych charakterystyk sterowności i stateczności było jednym z najtrudniejszych zagadnień

przy badaniu modeli wykonywanych podczas projektowania ESKA-1. Złożoność tych zagadnień wynikała zarówno z niedostatecznego zbadania ich w przeszłości, jak też z niespotykanej różnorodności warunków poruszania się ekranolotów, spowodowanej dużymi zmianami charakterystyk stateczności i sterowności przy przejściu z jednego rodzaju ruchu do drugiego lub przy zmianie wysokości lotu.

Zapewnienie podłużnej stateczności statycznej ekranolotu jest bardziej skomplikowane niż w przypadku samolotu, gdyż niezbędne jest uwzględnienie dodatkowego stopnia swobody, tj. wysokości lotu nad ekranem. Środek aerodynamiczny skrzydła ekranolotu w pobliżu ziemi zależy od trzech parametrów: odległości od ekranu, kąta natarcia oraz pionowej prędkości przemieszczania się aparatu podczas lotu w pobliżu powierzchni wody. W samolocie zaś z dala od ziemi, położenie środka aerodynamicznego praktycznie nie zależy od kąta natarcia i stateczność statyczna jest określana jednoznacznie. Dlatego dobór skrzydła i ustalenia poziomego ESKA-1 był uwarunkowany jego statecznością statyczną.

Skrzydło ESKA-1 zostało tak dobrane, aby zapewniało stałe nadciśnienie na jego dolnej powierzchni, co jest konieczne zarówno ze względu na opory, jak i na stateczność. Szczególną uwagę zwrócono na dobór powierzchni bocznej kanału powietrznego, jaki tworzył spód skrzydła i powierzchnia oporowa uwzględniając warunek, że krawędzie płyt brzegowych są równoległe do ekranu.



Rys. 1. Model ekranolotu ESKA-1 (1973 r.) wykonany przez S. T. Czerniawskiego

Przy doborze profilu skrzydła ekranolotu uwzględniono nie tylko jego właściwości nośne i doskonałość aerodynamiczną, ale i charakterystyki stateczności statycznej podłużnej. Zapewnienie stateczności należy do najtrudniejszych problemów w konstrukcji ekranolotu i niekiedy odbywa się kosztem dużych strat doskonałości aerodynamicznej. Praktycznie można rozpatrywać profile z lekko wypukłą lub nawet płaską powierzchnią dolną, gdyż powiększenie wypukłości powierzchni dolnej, obok korzystnego przesunięcia środka aerodynamicznego, daje niekorzystny efekt „podsysania” ekranu. Dla skrzydła ESKA-1 dobrano profil o płaskim spodzie (zmodyfikowany CAGI-R-II-10⁰/₀ — Clark — Y), sprawdzony na modelach. Dla zapobieżenia oderwania strug na końcówkach, skrzydło ma zwężenie aerodynamiczne i geometryczne, tj. profil od nasady do końcówki powiększa grubość względną z 10⁰/₀ do 12,5⁰/₀ i zmniejsza kąt zaklinowania (w stosunku do bazy poziomej) z 4,5⁰ do 2,5⁰.

Osobno badano obrys skrzydła. Większość współczesnych ekranolotów została wyposażona w skrzydła prostokątne o małym wydłużeniu. Jednakże, przy stosunkowo dużej prostocie technologicznej, mają one duże wady, np.:

— przesunięcie środka parcia wraz ze zmianą wysokości nad ekranem i kąta natarcia wynosi 15÷65⁰/₀ średniej ciężkości aerodynamicznej (SCA),

— przy opływie takiego skrzydła z płytami brzegowymi tworzą się silne wiry brzegowe, powiększające opory ciśnieniowe i obniżające doskonałość aerodynamiczną.

Na skrzydle ESKA-1 położenie środka parcia przy różnych kątach natarcia i odległościach od ekranu zmienia się nieznacznie. Wiry brzegowe są słabe. Dla uzyskania poprzecznej stateczności i sterowności, na końcach skrzydła umieszczono niewielkie powierzchnie wyposażone w lotki.

Dla zrównoważenia momentu pochylającego (w kierunku „na nos”) w strefie wpływu ekranu, ekranolot musi mieć usterzenie poziome o odpowiedniej powierzchni, położeniu, profilu i kącie zaklinowania. Uwzględniając jednak możliwość przypadkowego lub zamierzonego wyjścia ze strefy wpływu ekranu i zmniejszenia statecznej „sztywności” poduszki powietrznej, niezbędne jest także usterzenie poziome, które zapewniłoby zapas stateczności statycznej tego samego rzędu co w samolotach.



Rys. 2. ESKA-1 na rz. Kłaźmie

Zaprojektowanie usterzenia poziomego dla lotu ESKA-1 poza strefą wpływu ekranu było utrudnione z dwóch powodów:

— usterzenie poziome, znajdujące się za skrzydłem o małym wydłużeniu, jest niezbyt skuteczne,
— powiększenie odchylenia strug za skrzydłem przy wyjściu ze strefy wpływu ekranu powoduje, że równowaga podłużna jest osiągana przy większych kątach natarcia. Usterzenie poziome powinno więc być ustawione ponad skrzydłem i tak daleko za nim, jak to jest tylko praktycz-



Rys. 3. ESKA-1 w locie ekranowym na rz. Kłaźmie

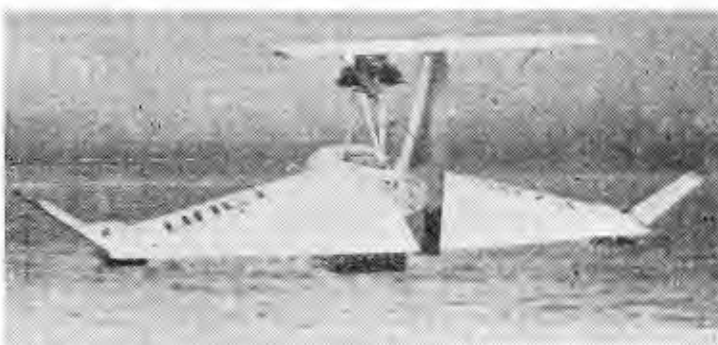


Rys. 4. ESKA-1 w locie na wysokości nad rz. Kłaźmą

nie możliwe. Przyjęto profil statecznika NACA 0009 i kąt zaklinowania +5⁰ w stosunku do bazy poziomej.

Ekranolot został przeznaczony do startu z wody, konieczne jest więc wyposażenie go w kadłub łodziowy i pływak oraz inne powierzchnie ślizgowe. Ważnym elementem każdego ekranolotu są urządzenia do startu i lądowania. Są one konieczne do zapewnienia możliwości rozpedzenia i przejścia do obliczeniowego stanu lotu (przy którym następuje zmniejszenie oporu).

Podczas rozbiegu opór ekranolotu szybko wzrasta do wielkości maksymalnej, po czym zaczyna spadać. Na



Rys. 5. ESKA-1, próby na Wołdze, 1975 r.

ESKA-1 maksymalna wartość oporu wynosi 20÷22 km/h, czyli ok. 30⁰/₀ prędkości oderwania. Uważa się, że jeśli minimalna doskonałość aerodynamiczna jest mniejsza od 4÷5, to układ hydrodynamiczny nie może być uznany za właściwy.

Na rys. 7 pokazano przebieg zmiany oporu ESKA-1 podczas rozbiegu. Zgodnie z krzywą, opór przy prędkości ruchu 10÷45 km/h i masie 450 kg wynosi ok. 70 daN; daje

to doskonałość $\frac{450}{70} = 6,43$. Po oderwaniu od wody przy

prędkości ok. 65 km/h i przejściu do lotu nad wodą opór spada do 18 daN, tzn. 3÷4-krotnie w stosunku do oporu największego; przy tym doskonałość aerodynamiczna odpo-

wiednio wzrasta do $k = \frac{450}{18} = 25$.

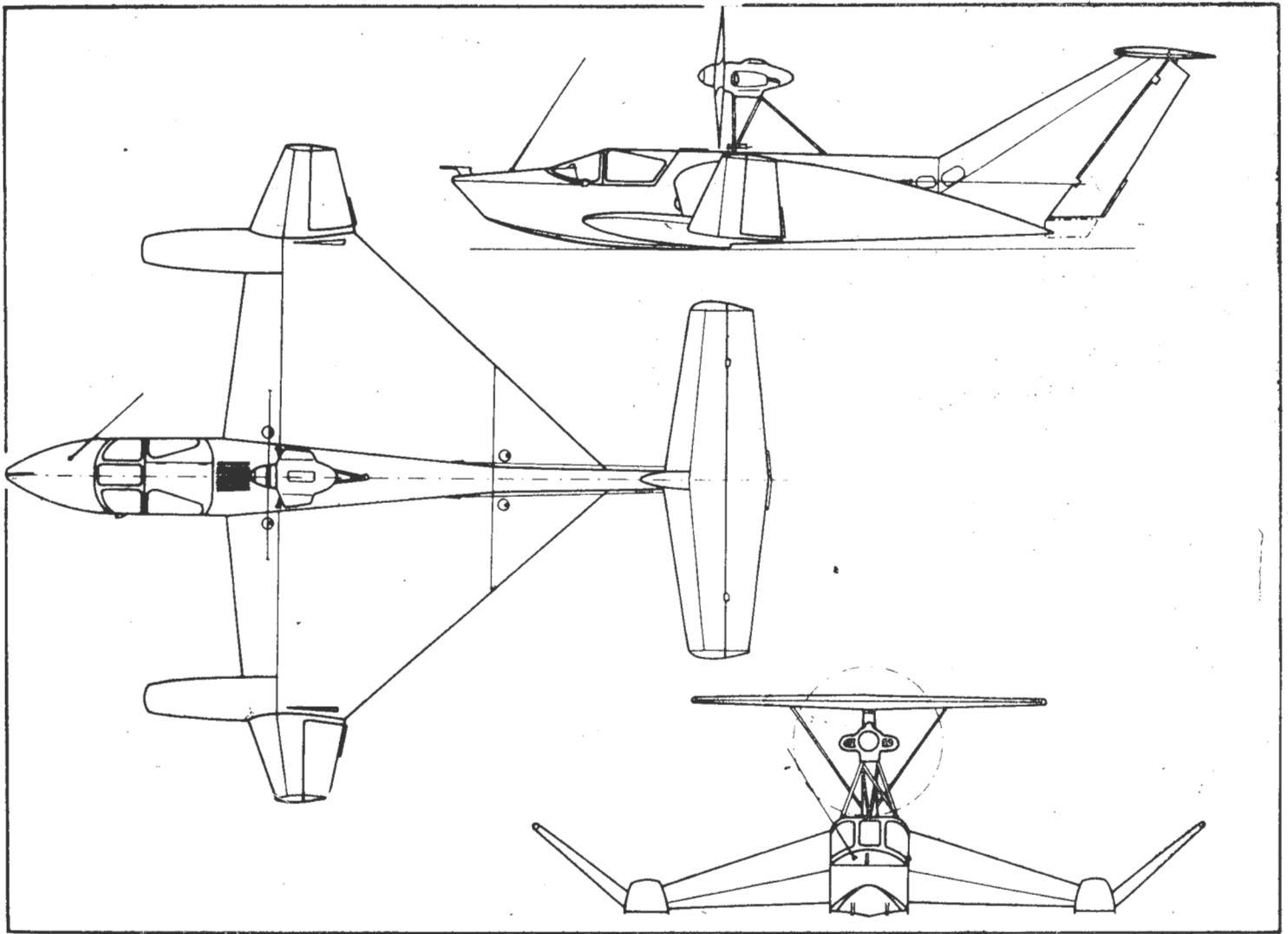
Specyfika układu hydrodynamicznego ESKA-1 polega na tym, że podczas gdy aparat pływał po wodzie, cała krawędź spływu skrzydła znajdowała się w wodzie i do prędkości 40÷50 km/h działała jako krawędź redanu. Nie występował przy tym duży opór falowy i ruch aparatu był stosunkowo spokojny, gdyż skrzydło opierało się o grzbiecisty fal. Przy prędkościach bliskich oderwania (50÷60 km/h) ekranolot dotykał wody tylko redanem kadłuba łodziowego, co zmniejszało obciążenia dynamiczne tylnej krawędzi skrzydła.

Konstrukcja ekranolotu ESKA-1 (rys. 8 i 9)

Kadłub łodziowy

W kadłubie znajdują się miejsca dla pilota i pasażera lub operatora oraz przyrządy, wyposażenie, radio itp. Kadłub składa się z 15 wręg, czterech sosnowych podłużnic o wymiarach 20 × 20 mm oraz 12 podłużnic o przekroju 10 × 16 mm. W płaszczyźnie symetrii znajdują się skrzynkowa stępka składająca się z dwóch podłużnic oraz ścianek ze sklejki 2 mm. Podłużnice te mają stałą szerokość 28 mm, wysokość przy redanie 20 mm i przy dziobie 12 mm. Ścianki są podparte rozpórkami. Podłużnice obłowe wykonane z drewna bukowego mają przekrój 20 × 20 mm.

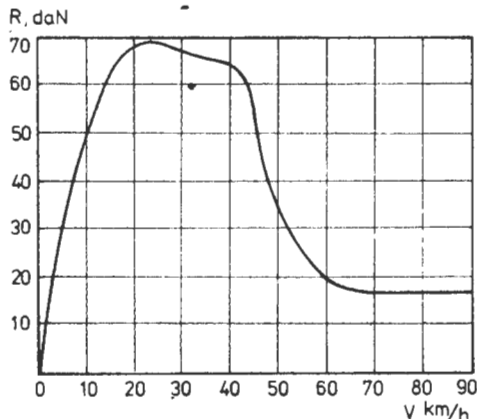
Wręgi mają konstrukcję ramową. Wręgi 4, 7, 9, 12 i 15



Rys. 6. ESKA-1

(na rys. 8 kolejno B, D, E, F) są wzmocnione. Do wręgi 9 mocowane są skrzydła, a dolna jej część stanowi redan. Ramy wręg są wykonane z beleczek sosnowych o różnym przekroju, połączonych sklejkowymi węzłówkami i lipowymi klockami.

Kadłub pokryty jest sklejką lotniczą o grubości: w strefie redanu — 7 mm, w pobliżu dzioba — 2 mm, burty — 2 mm, zaś część górna ma grubość 1 mm. Sklejka pokryta jest z zewnątrz warstwą tkaniny szklanej ASTT/b/-S1, przesyconej żywicą epoksydową ED-6. Powierzchnia korpusu jest szpachlowana, polerowana, pokryta białą emalią i lakierem syntetycznym. Wewnątrz korpusu łodzi jest przesycony gorącym pokostem i pokryty farbą olejną. W części przedniej znajduje się zaczep do holowania, rurka Pitota, pręt anteny i przedział akumulatora SAM-28. Na wrędze 4 zamontowano tablicę przyrządów, na której zabudowano: wysokościomierz, prędkościomierz, zakrętomierz ze wskaźnikiem ślizgu, wariometr, busołą, sztuczny horyzont, obrotomierz, woltomierz, woltoamperomierz i wskaźnik temperatury głowic cylindrów.



Rys. 7. Przebieg zmiany oporu ESKA-1 podczas rozbiegu

W środkowej części łodzi zabudowano dwa fotele lotnicze jeden za drugim, z pasami bezpieczeństwa i miejscami na spadochrony. Drugi fotel — dla pasażera lub operatora — znajduje się w pobliżu środka ciężkości ekranolotu, dlatego nie było potrzebne dodatkowe wyważenie samolotu przy lotach bez pasażera. Kabina jest zakryta przezroczystą kopułką z wyłazem awaryjnym w górnej części.

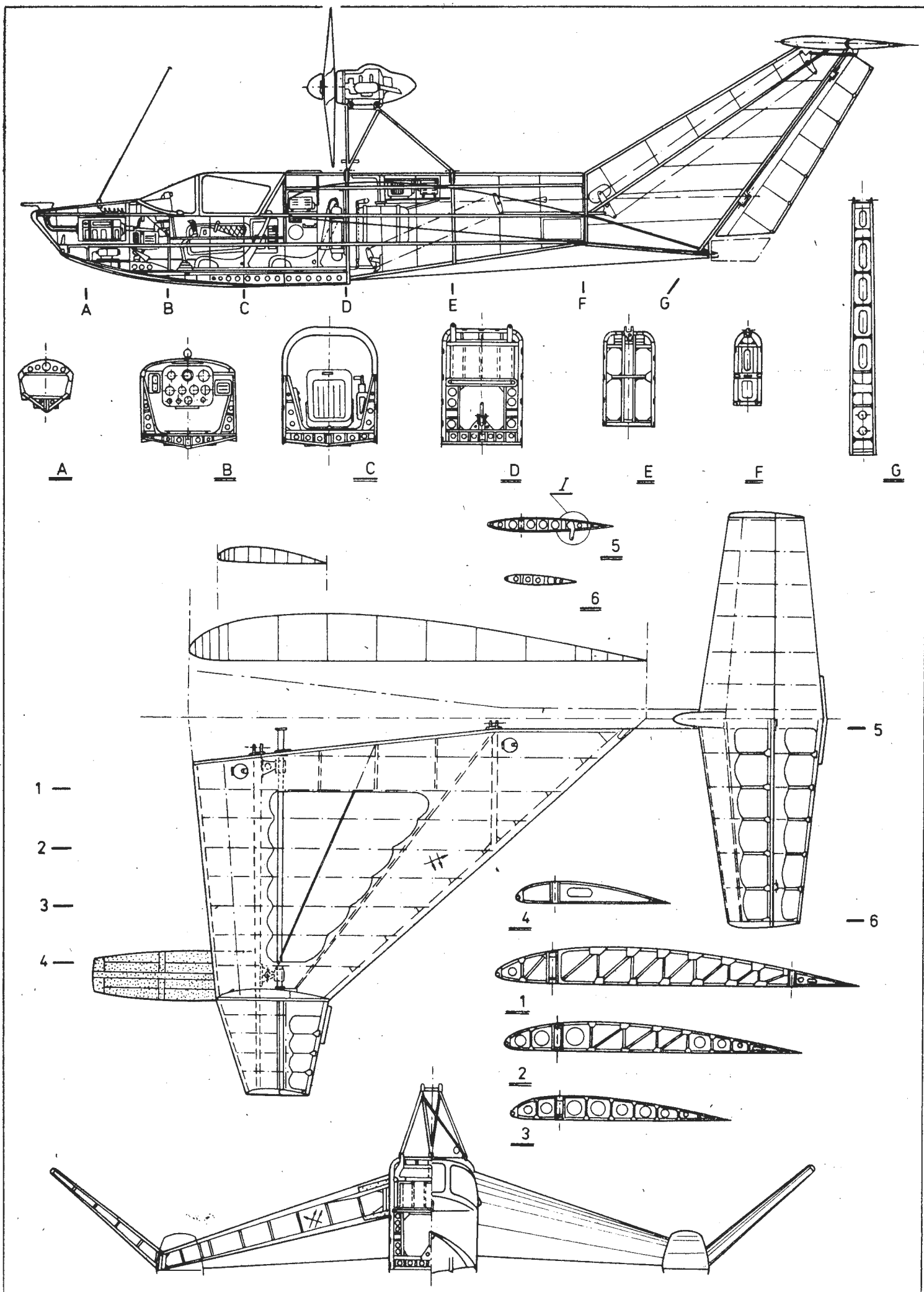
Podłogę w kabynie stanowi płyta polietylenowa, pod nią znajdują się mechanizmy sterowania. Z lewej strony umieszczono sterowanie zespołem napędowym i inne wyposażenie. Zespół napędowy zamocowany jest na górnej powierzchni kadłuba łodziowego za pomocą łoża, opartego na wręgach 9 i 12. Mocowanie trzema sworzniami o średnicy 8 mm ze stali 30HGSA. Na wrędze 10 zabudowano zbiornik paliwa o pojemności 20 l, przymocowany taśmami stalowymi z podkładkami wołokowymi. W dolnej, tylnej części łodzi przeprowadzono napędy sterowania. Na wrędze 15 zamontowano okucia usterzenia pionowego i pomocniczego dźwigara skrzydła.

Skrzydło i lotki

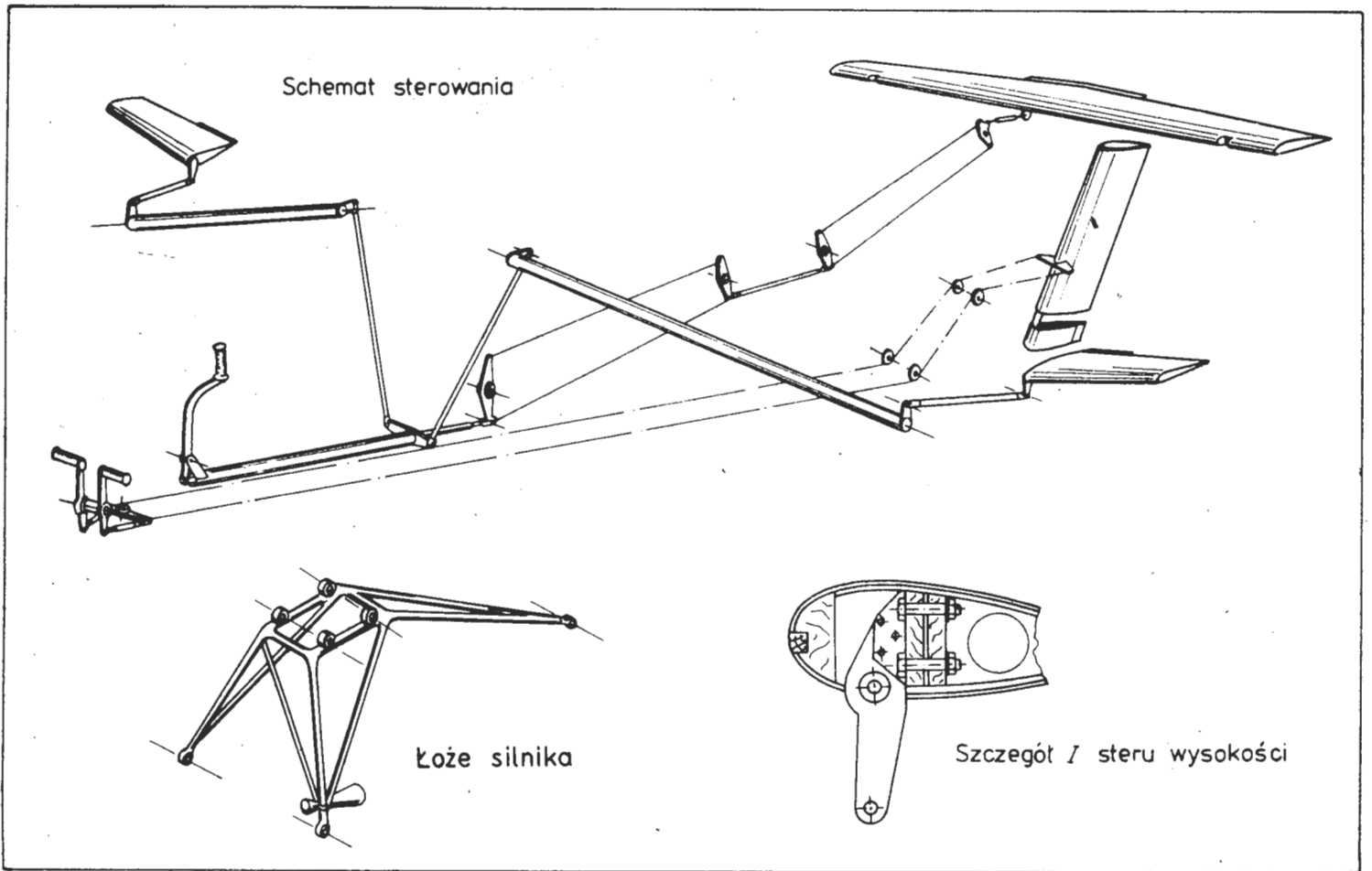
Skrzydło składa się z dwóch części łączonych z kadłubem. Ma ono zasadniczo konstrukcję jednodźwigarową, nossek jest pokryty sklejką o grubości 1 mm i stanowi keson. Elementami pracującymi są: dźwigar, cztery podłużnice, tylna ścianka (stanowiąca pomocniczy dźwigarek) oraz 9 żeber.

Szerokość pasów dźwigara jest stała wzdłuż rozpiętości i wynosi 38 mm. Górny pas ma grubość 34 mm u nasady i 18 mm na końcu, dolny odpowiednio 25 i 18 mm. Pasy są klejone z listewek sosnowych. Ścianki dźwigara są zbudowane ze sklejki o grubości 1,5 mm. Włókna zewnętrznej części ścianki są ułożone pod kątem 45° do osi dźwigara. Obszar dźwigara między żebrami 1 i 2 jest wypełniony klockami i wzmocniony nakładkami sklejkowymi o grubości 3 mm. Zebro 1 ma otwory do przejścia rury skrętnej sterującej lotkami.

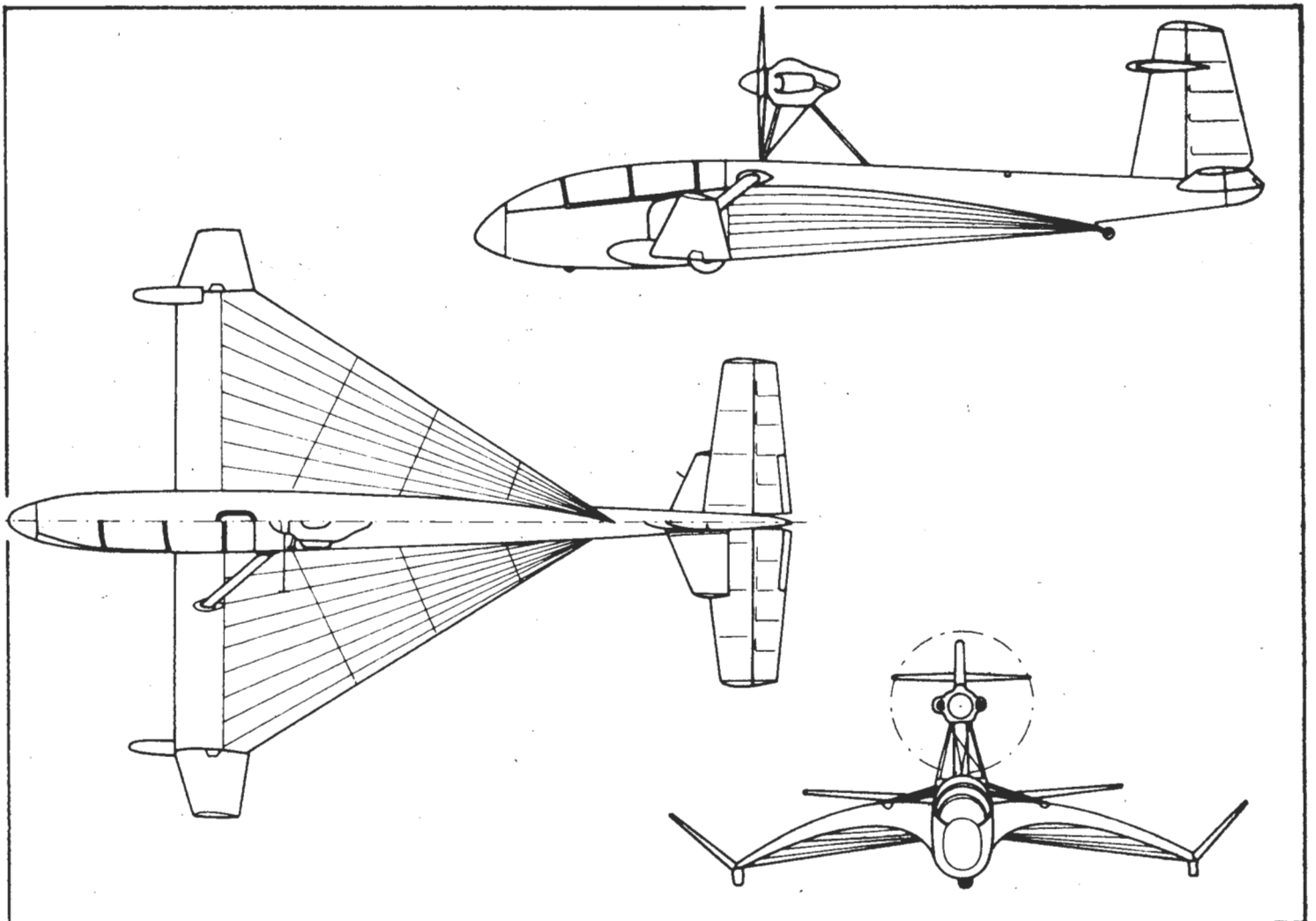
Rozpórki dźwigara są wykonane z sosnowych deseczek



Rys. 8. Konstrukcja ESKA-1 (szczegóły I — patrz rys. 9)



Rys. 9. ESKA-1. Schemat sterowania i szczegóły konstrukcji



Rys. 10. Ekranolot E-0773 Trzmiel-1

o przekroju 8×34 mm, przyklejonych do pasów dźwigara za pomocą klocków z lipy. Żebra 1, 2, 3, 4 i 5 mają konstrukcję kratową i kratowo-belkową. Pasy i rozpórki żeberek zbudowane są z listewek sosnowych 10×12 mm, nakładki ze sklejki 1 mm. Żebra 6, 7, 8 i 9 mają konstrukcję belkową; pasy są z listewek sosnowych 10×8 mm, ścianka — ażurowana, ze sklejki 1 mm.

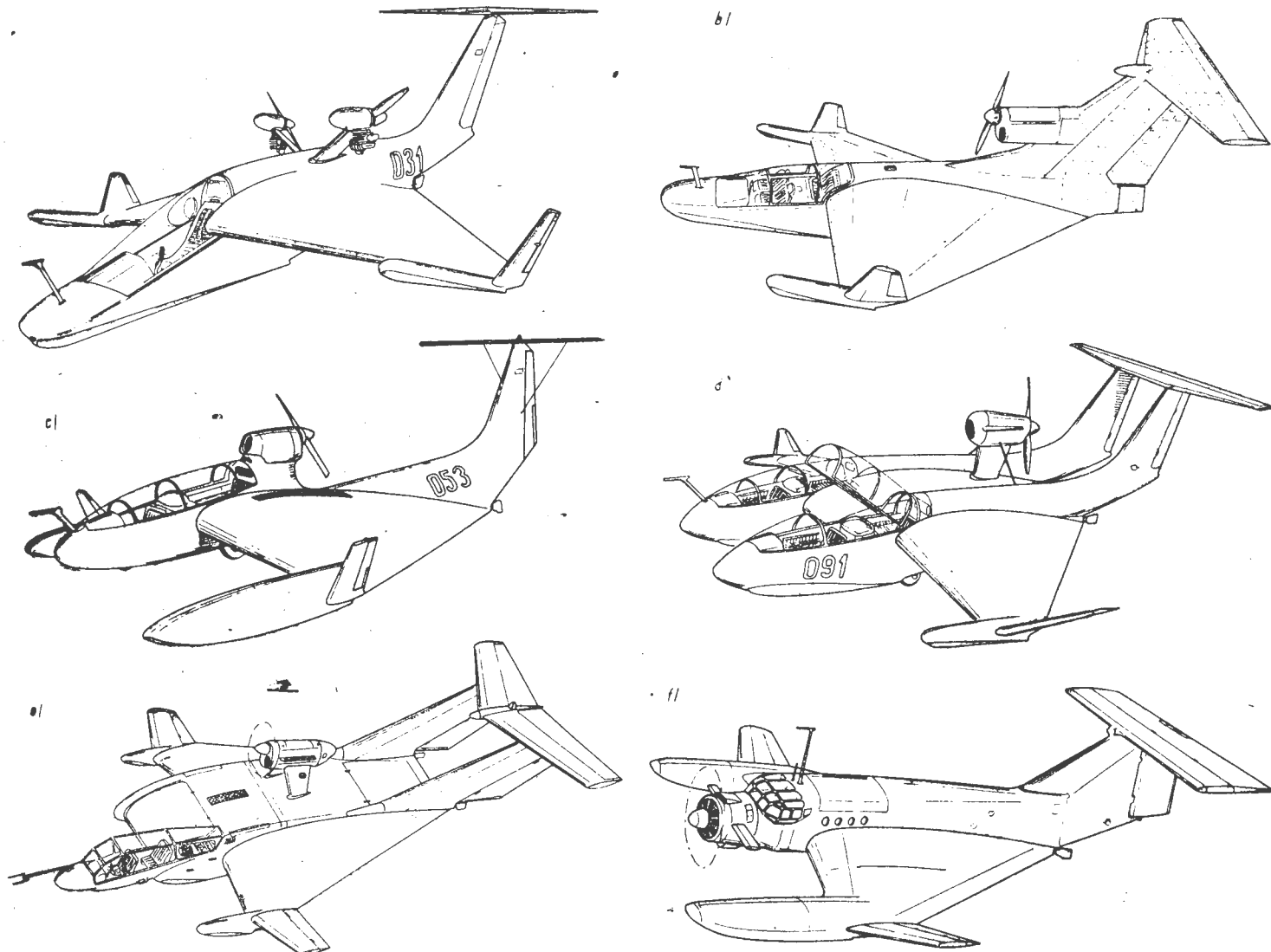
Tylny dźwigarek pomocniczy ma również przekrój skrzynkowy, pasy są sosnowe, ścianki ze sklejki 1,5 mm. Pasy mają stałą szerokość równą 32 mm. Górny pas ma grubość 20 mm u nasady i 12 mm na końcu, zaś dolny — odpowiednio 15 i 10 mm.

Pływak

Pływak wykonane są z pianki PChW-1, oklejone pojedynczą warstwą tkaniny szklanej ASTT/b/-S1. Są one zamocowane do skrzydła na czterech okuciacz stalowych o grubości 1,5 mm (30HGSA) i 4 sworzniami o średnicy 4 mm.

Usterzenie

Usterzenie składa się ze statecznika poziomego, steru wysokości, statecznika pionowego i steru kierunku. Statecznik poziomy ma obrys trapezowy (pierwotnie miał obrys



Rys. 11. Projekty ekranolotów CLST (konstrukcji E. Grunina): a) T-301, b) ESKA-4, c) T-503, d) ŁP-901, e) R-1001 „MANTA” dla floty rybackiej, f) An-2E na bazie samolotu An-2W

Przednie i tylne okucia skrzydła wykonane są ze stali 30HGSA o grubości 3 mm. Okucie połączone jest z pasami dźwigara 7 sworzniami o średnicy 5 mm. Sworznie łączące mają średnicę 10 mm i wykonane są ze stali 30HGSA. Okucia skrzydłowe, jak i całą konstrukcję skrzydła, obliczono na współczynnik dopuszczalnego obciążenia pionowego równy 4, przy współczynniku bezpieczeństwa wynoszącym 1,5.

Końcówka skrzydła jest zaklinowana pod kątem w stosunku do zasadniczego skrzydła i składa się z dwóch dźwigarów, podłużnicy przedniej oraz sześciu żeberek. Przedni dźwigar jest typu skrzynkowego, pasy mają wymiar 25×12 mm, ścianki są ze sklejki o grubości 1 mm, lotki — szczelinowe. Szkielet lotki stanowi dźwigarek, 5 żeberek typu belkowego^a oraz listewki tworzące krawędź spływu i krawędź natarcia. Dźwigarek jest typu ceowego, pasy z listewek 15×10 mm, ścianka ze sklejki o grubości 1 mm. Okucia są zamocowane za pomocą klocków sosnowych.

Z zewnątrz skrzydło wraz z końcówkami i lotkami pokryte jest płótnem AST-100 i 4 warstwami farby NC-551 oraz białą farbą alkidalową. Od wewnątrz cała konstrukcja jest pokryta dwiema warstwami gorącego pokostu.

prostokąta). Konstrukcja składa się z dźwigara, pomocniczej ścianki, 13 żeberek i podłużnicy na krawędzi natarcia. Dźwigar jest typu skrzynkowego, pasy sosnowe 20×12 mm, ścianki ze sklejki o grubości 1 mm.

Statecznik poziomy jest zamocowany na stateczniku pionowym za pomocą 4 okuc z blachy o grubości 2 mm (stal 30HGSA). Pierwotnie był jeszcze zabudowany mechanizm zmiany kąta nastawienia statecznika. Sworznie mają średnicę 5 mm. Nosek statecznika oklejony jest sklejką 1 mm. Na dźwigarze — okucia do mocowania zastrzałów wykonanych z profilowanych rur duralowych.

Ster wysokości składa się z dźwigara, 13 żeberek oraz podłużnicy spływowej. Dźwigar steru wysokości jest analogiczny do ścianki statecznika. Ster jest zawieszony w trzech punktach na stateczniku. Statecznik i ster pokryte są także tkaniną AST-100, malowane i lakierowane.

Statecznik pionowy składa się z dźwigara, ścianki, listwy przedniej i ośmiu żeberek i jest pokryty sklejką o grubości 1 mm. Dźwigar ma przekrój ceowy, pasy sosnowe o wymiarach 28×14 mm, ścianki ze sklejki o grubości 1,5 mm. Tylna ścianka ma analogiczną konstrukcję, listwy mają przekrój 14×14 mm. Noski żeberek tworzą z krawędzią przednią kąt bliski prostemu (dla zmniejszenia nachylenia pólki żeberek).

Ster kierunku podobny jest pod względem konstrukcji do steru wysokości. Mocowany jest do statecznika w dwóch punktach. Nosek steru ma pokrycie sklejkowe 1 mm. Cały ster pokryty jest tkaniną AST-100.

Zespół napędowy

Zespół napędowy ESKA-1 stanowią:

- czterosurowy dwucylindrowy silnik benzynowy typu M-63 o mocy 23,5 kW (32 KM),
 - przekładnia zębata obniżająca obroty, o przełożeniu 1:2,3, dwustopniowa,
 - śmigło o stałym skoku serii SDW-2, drewniane, o średnicy 1,6 m,
 - łożo silnika typu łukowego z rur o średnicy 26×1 , ze stali 30HGSA, zamocowane do kadłuba za kabiną załogi.
- Silnik zawieszony jest na łożu za pomocą amortyzatorów. Przełożenie pozwala uzyskać na wale reduktora (śmigła) obroty 1900÷2100 obr/min (przy obrotach silnika ok. 4700 obr/min), co zapewniło ciąg statyczny ok. 95÷100 daN. Aby uzyskać niezawodną pracę silnika, standardowy zapłon M-63 zastąpiono zapłonem iskrownikowym z napędem od wału rozrządczego za pomocą wałka przedłużającego.

Dla szybkiego i pewnego rozruchu silnik M-63 wyposażono w rozrusznik elektryczny ST-4, zamocowany na bloku silnika i napędzający wałek rozrządu za pomocą koła zębatego, umieszczonego na wałku przedłużającym. Użyto akumulatora SAM-28 o napięciu 12 V. Pomiar temperatury głowic cylindrów wykonano za pomocą termopar znajdujących się pod świecami silnika. Jako wskaźnik temperatury wykorzystano przyrząd TCT-1.

Standardowe gaźniki silnika M-63 w czasie prób zastąpiono jednym gaźnikiem Weber-32DSR, co zapewniło większą równomierność pracy cylindrów i dostosowanie warunków pracy silnika do poszczególnych stanów lotu ESKA-1.

Zestawienie mas konstrukcji ESKA-1

Kadłub łodziowy z niezdemontowanym wyposażeniem i elementami sterowania	80 kg
Skrzydła wraz z końcówkami, pływakami, lotkami i sterowaniem w skrzydle	59 kg
Usterzenie pionowe	11 kg
Usterzenie poziome	9 kg
Zespół napędowy	70 kg

Masy są podane według stanu z sierpnia 1973 r.

Próby i doświadczenia eksploatacji

Aparatura kontrolno-rejestrująca

Dla uzyskania obiektywnych danych o charakterystykach technicznych ESKA-1, w czasie prób opracowano i przystosowano do użycia komplet aparatury, w skład którego wchodzi:

- oscylograf K12-51,
 - elementy mierzące kąty przechylenia i pochylenia GS-6W,
 - urządzenie synchronizujące,
 - blok zasilania, składający się z akumulatora 27 V (SAM 28) i przetwornicy PT-0,125-36/100 3F.
- Aparatura ta pozwalała na rejestrowanie parametrów ruchu z kątami przechylenia i pochylenia do 45°.

Wyposażenie radiowe

Podczas prób ESKA-1 posługiwano się dwustronną łącznością radiową między pilotem i brzegiem. Łączność tę zapewniała zmodyfikowana przenośna radiostacja 21RTN-2-4M („Kaktus”). Modyfikacja polegała na zastąpieniu typowego przełącznika radiostacji przełącznikiem uruchamianym przyciskiem na wolancie ekranolotu. Mikrofon typu guzikowego został umieszczony na helmie pilota, do odbioru służyły słuchawki typu TON-1.

Zastosowanie radiostacji 21RTN-2-4M zapewniło ustaloną łączność między brzegiem i ESKA-1, z pracującym silnikiem i nieekranowanym wyposażeniem radiowym na odległość 2,5÷3 km.

Doświadczenia eksploatacyjne

W eksploatacji zespołu napędowego wystąpiły następujące wady:

- zawodność połączenia wałka rozrządczego z wałkiem

przedłużającym, stanowiącym napęd iskrownika i koła zębatego w układzie rozruchu,

— niestateczna praca układu zapłonowego spowodowana tym, że typ iskrownika nie odpowiadał obrotom silnika, regulacja zapłonu była trudna, szczególnie przy wysokich obrotach,

— tendencja silnika do przegrzania na obrotach bliskich maksymalnych,

— uszkodzenie wałka — koła zębatego reduktora spowodowane małym zapasem wytrzymałości i mechanicznym zużyciem w miejscu maksymalnego obciążenia części.

Defekty te utrudniały próby, a ich usunięcie wymagało czasu i wysiłku.

Wskutek niedostatecznego zabezpieczenia przed wilgocią, masa ekranolotu wzrosła o ok. 40 kg, co spowodowało obniżenie jego charakterystyk lotnych i zmniejszenie ładunku użytecznego. W rezultacie loty były wykonywane tylko z 1 pilotem i wyposażeniem rejestrującym zamiast operatora (50÷60 kg).

Wyniki prób w locie

Loty były wykonywane przy wyważeniach 18÷48% SCA. Stwierdzono, że dla ekranolotu wyważenie nie ma tak decydującego znaczenia jak dla samolotu, a dla stateczności ważniejszy jest układ aerodynamiczny. Na podstawie wyników prób można stwierdzić, że najlepsza stateczność odpowiada wyważeniu 38÷40% SCA (tj. niedopuszczalnie tylnemu dla zwykłego samolotu).

Aparat wyróżnia się dużymi możliwościami eksploatacyjnymi i może być eksploatowany w czterech stanach ruchu:

- pływanie (prędkość 30÷40 km/h),
- ślizg nad wodzie (prędkość 50÷60 km/h),
- lot ekranowy (wysokość 0,3÷3 m, prędkość 100÷140 km/h),
- lot z dala od ekranu (wysokość 100÷300 m, prędkość 120÷130 km/h).

Najekonomiczniejszy jest lot ekranowy. Prędkość oderwania ESKA-1 od wody zależy od załadowania, stanu powierzchni wody i kierunku wiatru i wynosi 60÷70 km/h. Po oderwaniu zauważa się tendencję do pewnego wznoszenia (na wysokość 1,0÷1,5 m) kosztem wzrostu nadmiaru mocy po zmniejszeniu oporów ruchu. Zachowanie się ekranolotu w momencie oderwania i w procesie wyjścia nad ekran jest stateczne i nie wymaga żadnych sił na sterach dla utrzymania kierunku i równowagi. Oderwanie jest miękkie, charakter ruchu — stateczny, wyjście nad ekran — płynne. Po wyjściu na wysokość ekranu ekranolot jakby „zawisa” w powietrzu. Ściągnięcie steru wysokości prowadzi do pewnego powiększenia wysokości lotu.

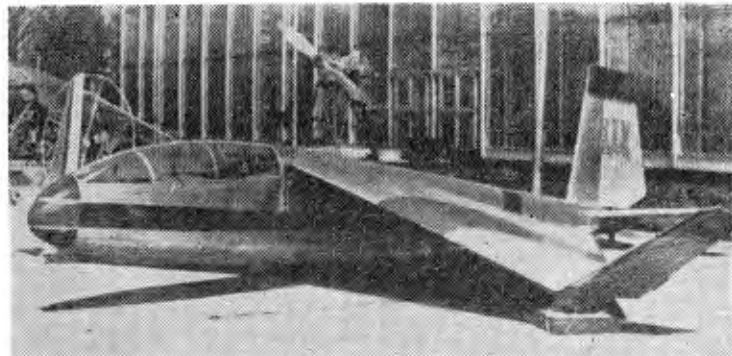
Zmiana siły nośnej wywołana zmianą kąta natarcia skrzydła wpływa na profil ruchu w mniejszym stopniu niż w warunkach lotu swobodnego. Prostoliniowy ruch na wysokości ekranu w warunkach bezwietrznych lub podczas wiatru 3÷5 m/s charakteryzuje się statecznym położeniem aparatu. Wahania poprzeczne nie występują, tendencje zmiany profilu ruchu są niedostrzegalne i z reguły nie wymagają reakcji sterem wysokości.

Aparat reaguje przechyleniem na ruch lotek i płynnie zakręca w stronę przechylenia. Przechylenie 20÷25° nie wywołuje natychmiastowej zmiany wysokości lotu. Większe przechylenie, wywołane dla zmiany kierunku lotu, wymaga skoordynowanego wychylenia steru wysokości, kierunku i lotek, z jednoczesnym zwiększeniem ciągu silnika dla utrzymania wysokości lotu. Próby wykonania zakrętu przez przechylenie aparatu o 35÷40° prowadzą do ślizgu w stronę przechylenia, co jest niedopuszczalne w warunkach lotu ekranowego.

Skuteczność sterów i lotek i czas reakcji ESKA-1 na ich wychylenia przy manewrowaniu ekranowym (na wysokości ekranu) są dostatecznie wysokie i pozwalają na wykonywanie lotów nad powierzchnią rzeki o szerokości 120÷150 m i współczynnikiem krętości koryta 1,8÷2,0. Przy przejściu aparatu na duże kąty natarcia i zatrzymaniu drążka w położeniu „na siebie do oporu” (błąd pilotażu), aparat przechodzi do stanu opadania na dużym kącie, bez tendencji do zwalania się na skrzydło.

Wodowanie wykonuje się przez zmniejszenie obrotów silnika do minimalnych lub wyłączenie silnika w locie ekranowym, a następnie zmniejszenie wysokości lotu aż do dotknięcia powierzchni wody. Przy gwałtownym zmniejszeniu obrotów lub wyłączeniu silnika w locie ekranowym aparat ma tendencję do zadarcia nosa (powiększenia kątów natarcia), co jest spowodowane zanikiem momentu „na nos” wywołanego przez ciąg silnika. Tendencję tę likwiduje się lekkim oddaniem drążka, a następnie, w miarę zmniej-

szania się prędkości i wysokości, płynnym ściąganiem drążka aż do chwili dotknięcia wody redanem i przejściem aparatu do ślizgu na wodzie. Jeśli na powierzchni wody jest niewielka fala, wodowanie nie jest zupełnie miękkie i może doprowadzić do serii lekkich uderzeń po falach, powodujące wrażenie „podskakiwania”. Steru wysokości w tym momencie nie należy wychylać, należy trzymać drążek w położeniu osiągniętym w chwili dotknięcia wody. Należy też mieć na uwadze, że wykonywanie zarówno przejścia do lotu ekranowego, jak wodowania w kierunku



Rys. 12. Ekranopłat WTU OKB-76 z kadłubem szybowca Blanik

pod wiatr znacznie skraca czas i odległość potrzebną dla tych manewrów.

Stwierdzono, że aparat ESKA-1 ma dostatecznie wysokie właściwości sterowności i zwrotności podczas pływania z prędkością do 30 km/h, przy ślizgu na redanie i w locie na wysokości ekranu zarówno w warunkach ciszy, jak i podczas wiatru 5÷10 m/s.

Sterowność i zwrotność ESKA-1 podczas wiatru o prędkości 10÷14 m/s, przy pływaniu (z małą prędkością) okazały się zbyt małe z powodu niedostatecznej skuteczności steru kierunku i braku steru wodnego.

Układ aerodynamiczny i wykonanie konstrukcyjne płatowca ESKA-1 pozwoliły na uzyskanie charakterystyk eksploatacyjnych wystarczających do jego rekomendacji jako środka ratowniczego (w wariancie patrolowym) i środka łączności operatywnej przy niektórych zadaniach gospodarki narodowej.

Rezultaty prób wykazały celowość kontynuowania prac nad rozwojem konstrukcji ESKA-1 na 2÷3 prototypach, wykonanych przy użyciu nowoczesnych materiałów konstrukcyjnych.

Powstały dalsze projekty ekranolotów: ekranolot miękkopłat Tz-0773 „Szmiel” (Trzmiel) (rys. 10) opracowano jeszcze w 1973 r. Autorem projektu jest również E. Grunin (rys. 11). Aparat zbudowano w krótkim czasie przy udziale autora. W kontrakcie wykorzystano gotowe elementy z szybowca L-13 Blanik (rys. 12): skrzydło ze sztywnym kesonem i miękką częścią spływową. Loty nad twardą nawierzchnią wykonywali: N. Gubin i A. Litwinow.

Krótką charakterystyką ekranolotów CLST

	ESKA-1	E-0773	T-301	T-302
Rozpiętość, m	6,9	6,2	5,2	5,2
Długość, m	7,8	8,4	7,58	7,96
Wysokość w linii lotu, m	2,5	2,2	2,06	2,36
Cięciwa skrzydła u nasady, m	4,11	4,71	4,0	4,0
Cięciwa końcowa środkowej części skrzydła, m	1,0	0,85	0,744	0,744
Zbieżność	4,11	5,54	5,17	5,17
Wydłużenie środkowej części skrzydła	2,0	1,7	1,73	1,73
Średnia cięciwa aerodynamiczna, m	3,562	3,610	2,75	2,75
Powierzchnia środkowej części skrzydła, m ²	13,03	13,875	9,88	9,88
Ogólna pow. nośna, m ²	14,39	14,753	10,49	14,49
Powierzchnia usterzenia poziomego, m ²	3,0	2,9	1,807	1,807
Powierzchnia usterzenia pionowego, m ²	3,6	1,567	2,1	2,18
Masa własna, kg	234	284	208	212
Masa w locie, kg	450	508	330	328
Typ silnika	M-63 modyf.	IŻ	IŻ	RPD (z wirującym tłokiem)
Moc silnika, kW (KM)	23,5 (32)	26,4 (36)	13,2×2 (18×2)	36,8 (50)
Maksymalna doskonałość aerodynamiczna	25	25	28	30

Tłumaczył i opracował: mgr inż. Andrzej Kardymowicz

Antynomie techniczne w projektowaniu szybowców

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ
PZL-Bielsko

Każde urządzenie techniczne przeznaczone jest do spełnienia pewnych funkcji, które zaspokajają określone potrzeby człowieka. Urządzenie specjalistyczne ma zakres funkcji wąski, natomiast gdy zakres funkcji jest szeroki, urządzenie jest uniwersalne.

Szybowiec, będący urządzeniem technicznym, projektowany jest tak, aby jak najpełniej zaspokajał potrzeby użytkowników, jednakże zróżnicowany sposób użytkowania stawia przed szybowcami równie zróżnicowane wymagania techniczne.

Jest rzeczą zrozumiałą, że względy ekonomiczne skłaniają użytkowników do stawiania szybowcom warunku uniwersalności. Celowa byłaby z punktu widzenia eksploatacji i remontów unifikacja sprzętu. Uniwersalność jest przeciwstawieniem specjalizacji i daje się uzyskać tylko kosztem kompromisu w dziedzinie liczby funkcji spełnianych przez szybowiec. Rozwiązania kompromisowe stają się z kolei źródłem krytycznych, obiektywnie uzasadnionych uwag w stosunku do konstruktorów. Sprzęt uniwersalny, chociaż stwarza szerokie możliwości różnorodnych zastosowań, nie może zapewnić optymalnych charakterystyk w przypadku wykorzystania specjalistycznego.

Powyższe względy zadecydowały o powstaniu klas konstrukcyjnych szybowców. Podział ten pozwala na złagodzenie antynomii (sprzeczności) konstrukcyjnych pojawiających

się w w momencie generowania (tworzenia) rozwiązań konstrukcyjnych.

Charakter antynomii technicznych w szybownictwie

Antynomie techniczne uwidaczniają się najsilniej w klasie szybowców wysokowyczynowych, wynikają one bowiem z bardzo wysokich wymagań stawianych szybowcom tej klasy.

Jedną z podstawowych antynomii technicznych szybowca wysokowyczynowego tkwi w aerodynamiczności skrzydła. Charakterystycznymi zakresami prędkości użytkowych szybowca są: krążenie w kominie termicznym i przeskok międzykominowy. Krążenie, dla optymalnego wykorzystania kominu termicznego, powinno odbywać się przy jak najmniejszej prędkości lotu, a więc przy jak najwyższym współczynniku siły nośnej. Przeskok, międzykominowy, współdecydujący o uzyskaniu jak największej prędkości przelotowej w konkurencjach szybkościowych, wymaga zastosowania profilu niskooporowego w obszarze małych wartości współczynnika siły nośnej, czyli dużej prędkości lotu.

Obie tendencje charakterystyki profilowej skrzydła pokazano na biegunowej prędkości szybowca (rys. 1). Tendencje te są sprzeczne. Zastosowanie profilu charakteryzującego się dużym współczynnikiem siły nośnej powoduje pogorszenie

charakterystyki oporowej tego profilu przy małym współczynniku siły nośnej, w porównaniu z profilem niskooporowym, o małych wartościach maksymalnego współczynnika siły nośnej. Dobierając różne profile konstruktor poprawia charakterystykę krążenia kosztem przeskoku, lub przeskoczek kosztem krążenia.

Powyższy przykład charakteryzuje istotę antynomii technicznej. Każde rozwiązanie techniczne ma więc swoje zalety i wady, przejawiające się przy rozpatrywaniu pełnego zespołu wymaganych funkcji użytkowych.

Propozycja jakiegokolwiek rozwiązania technicznego o charakterze antynomicznym musi być zawsze rozpatrywana w zespole zagadnień, który można ująć w następujący zestaw pytań:

- Jaką funkcję ma spełniać generowane rozwiązanie konstrukcyjne?
- Jakiego typu rozwiązanie może spełniać tę funkcję?
- Czy funkcja jest spełniona w sposób zadowalający?
- Czy proponowane rozwiązanie konstrukcyjne nie zakłóca sposobu spełniania innych postulowanych funkcji?
- Jeżeli tak, to czy istnieje możliwość przewyższenia pojawiającej się antynomii?
- Jakie zmiany w zakresie postulowanej funkcji pozwalają na złagodzenie skutku antynomicznego?
- Czy można przyjąć, jeśli istnieje, rozwiązanie kompromisowe?
- Czy należy całkowicie zmienić koncepcję konstrukcyjną,

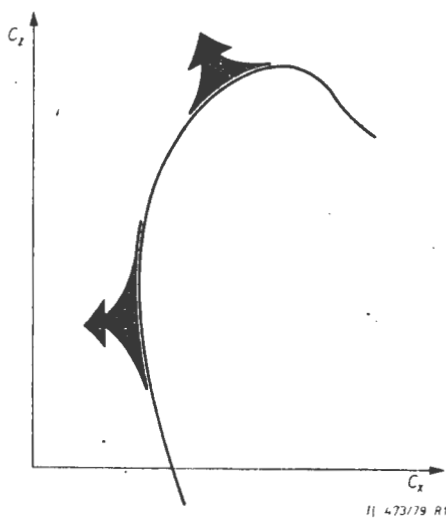
Powyższy zestaw pytań pozwala na zorientowanie się, jak silna jest antynomia techniczna występująca w zaproponowanym rozwiązaniu konstrukcyjnym. Często istnieją możliwości techniczne pozwalające na przewyższenie sprzeczności lub znalezienie rozwiązania kompromisowego, dającego zadowalającą charakterystykę wszystkich postulowanych funkcji użytkowych.

Typowym przykładem sposobu przewyższenia antynomii wynikającej z charakterystyki profilowej skrzydła, staowiącej w latach pięćdziesiątych jedną z barier rozwoju szybownictwa zawodniczego, jest zastosowanie klapy prędkościowej. Pomysł wychylenia klapy do dołu w zakresie prędkości krążenia powoduje korzystny wzrost współczynnika siły nośnej. Ta sama klapa wychylana do góry prowadzi do zmniejszenia oporu profilu, wykorzystywanego przy dużej prędkości w czasie wykonywania przeskoku międzykominiowego, gdy współczynnik siły nośnej jest mały.

Charakterystyka profilu z klapą wychylaną do dołu i do góry (rys. 2) jest przykładem technicznej realizacji tendencji pokazanej na rys. 1, niemożliwej do uzyskania, gdy klapa prędkościowa była niezmienna aerodynamicznie szybowców.

Na podstawie powyższego przykładu przewyższenia antynomii technicznej można rozszerzyć zakres pytań pomocniczych:

- Czy można znaleźć rozwiązanie inne, wolne od antynomii?



Rys. 1. Tendencje charakterystyki profilowej skrzydła pokazane na biegunowej prędkości szybowca

- Czy ewentualne inne rozwiązanie nie zostanie okupione nadmierną, nieopłacalną komplikacją konstrukcji?
 - Czy wprowadzenie rozwiązania wolnego od antynomii jest opłacalne ekonomicznie?
 - Czy zastosowane rozwiązanie nie narusza ram bezpieczeństwa określonych obowiązującymi przepisami budowy?
- Proces generowania rozwiązań konstrukcyjnych szybowca,

które mogą okazać się antynomiczne, powinien przebiegać wg algorytmu pokazanego na rys. 3. W przypadku braku możliwości znalezienia rozwiązania przewyższonego antynomią lub znalezienia kompromisu, konstruktor musi szukać rozwiązania nowego, zgodnie z pętlą iteracyjną ujętą w rys. 3.

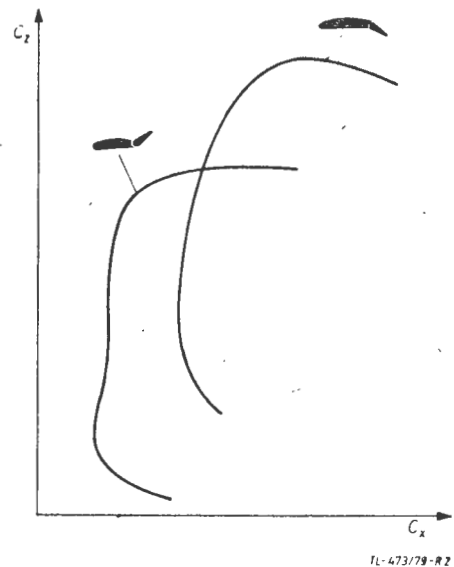
Źródła antynomii

Źródła antynomii technicznych występujących w szybownictwie tkwią w:

- charakterze praw fizycznych wykorzystywanych przez szybowiec,
- wymaganiach ergonomicznych związanych z cechami organizmu pilota,
- środowisku, w jakim eksploatowany jest szybowiec,
- rozwiązaniach konstrukcyjnych związanych z możliwościami technologicznymi.

Źródło dotyczące praw i zjawisk fizycznych, szczególnie aerodynamiki, może być zilustrowane omówionym już przykładem aerodynamicznych charakterystyk profilowych. Przykładem przewyższenia było zastosowanie klapy prędkościowej.

Ze względów ergonomicznych wymagany jest przede wszystkim komfort w kabinie. Oczywiście chodzi tutaj



Rys. 2. Charakterystyki profili z klapą wychylaną do dołu i do góry

o komfort techniczny, a więc o swobodę wykonywania pełnych ruchów urządzeniami sterowania i uruchamiania mechanizmów szybowca, możliwość wywierania na nie wymaganych sił, a także o wygodną pozycję pilota, istotną przy wykonywaniu lotów długotrwałych. Względem oporowe skłaniają konstruktorów do minimalizacji przekroju czołowego kadłuba, co jest sprzeczne z gabarytami ciała pilota w pozycji siedzącej. Antynomią tę częściowo przewyższono, stosując pozycję leżącą. Wydaje się, że w tym przypadku zbliżono się do bariery możliwości.

Wiele cech antynomicznych wprowadza środowisko, w jakim eksploatowany jest szybowiec. Różna intensywność nośnej termicznej w różnych dniach, a nawet w różnych porach tego samego dnia stwarza antynomiczność wymagań dotyczących obciążenia powierzchni nośnej szybowca. W warunkach silnej termiki żądane jest duże obciążenie powierzchni nośnej, w warunkach słabszych raczej obciążenie niskie. Aby przewyższyć antynomię, stosowano balast wodny, wypuszczany w locie. Jest to przykład rozwiązania częściowego, istnieje bowiem tylko możliwość zmniejszenia obciążenia powierzchni nośnej w locie. Poszerzając zwiększając wielkość powierzchni nośnej obciążone są antynomicznym skutkiem w postaci wzrostu oporów.

Najczęściej skutki antynomiczne wprowadzane są przez rozwiązanie konstrukcyjne. Dążność do aerodynamicznej optymalizacji przez wzrost wydłużenia prowadzi do zwiększenia rozpiętości płata. Wzrost ten nieuchronnie wywołuje powstawanie znacznych giętych i skrętnych odkształceń skrzydła, co z kolei pociąga za sobą wiele niekorzystnych zjawisk. Dla przewyższenia antynomii konieczne jest uzyskiwanie wyższych sztywności giętych i skrętnych przez poszukiwanie nowych tworzyw o wyższych modułach sprężystości.

Powyższe przykłady, ilustrujące wpływ różnych źródeł

TABLICA. Niektóre antynomie techniczne w projektowaniu szybowców i sposoby ich przezwyciężenia

Funkcja	Rozwiązanie	Skutek antynomiczny	Sposób przezwyciężenia
Mała prędkość przeciągnięcia, łatwe krążenie	minimalizacja masy szybowca zastosowanie urządzeń hipernicznych	słabe właściwości przelotowe mała prędkość maksymalnego zasięgu zwiększone opory płata wskutek obecności urządzeń hipernicznych	zastosowanie klapy wysklepiająco-prędkościowej zastosowanie klapolotki wysklepiająco-prędkościowej
Dobre właściwości przelotowe	zwiększenie masy szybowca zastosowanie profilu niskooporowego	duża prędkość przeciągnięcia trudniejsze centrowanie kominów	zastosowanie klapy lub klapolotki wysklepiająco-prędkościowej zastosowanie balastu wodnego wylewanego w locie
Możliwość skutecznego wyważania w locie	dobór wielkości momentu zawiasowego steru wysokości klapka wyważająca trymer sprężynowy	wplyw na stateczność i sterowność wzrost oporu szkodliwego	kompromisowa geometria steru wysokości odległość ustrzenia wysokości od s.c. szybowca
Minimalizacja oporu szkodliwego kadłuba	zmniejszenie przekroju poprzecznego kadłuba zmniejszenie powierzchni omywanej kadłuba likwidacja szczelin	brak komfortu w kabinie pilota trudności w operowaniu napędami kłopoty z wentylacją kabiny trudności w rozmieszczeniu elementów łańcuchów napędowych w kabinie	zastosowanie leżącej pozycji pilota zaprojektowanie kolumnowej tablicy przyrządów, wentylacja odsysająca, rozczłonkowanie pozycji przyrządów pokładowych (tablica przyrządów, burty, limuzyna)
Dobra widzialność z kabiny pilota	duży wykroj kabiny szkło organiczne pokrycia limuzyny w odcinkach prostokątnych	mała sztywność kadłuba na partii wykroju limuzyny ograniczone pole widzenia przy małych polach szkła organicznego	konstrukcyjne wzmocnienie kadłuba w okolicy burt limuzyny dobór kształtu przedniej części kadłuba, zastosowanie limuzyny w jednym odcinku przy wykorzystaniu bezkontaktowej metody formowania podciśnieniowego zmiana usytuowania pilota (modyfikacja siedziska)
Skuteczne ograniczenie prędkości lotu i strone podejście do lądowania	optymalna procentowość położenia hamulca wzdłuż ciężoży zwiększona rozpiętość hamulca	naruszenie laminarności opływu zwiększenie długości szczeliny (skrzynka hamulca)	kompromisowa procentowość położenia hamulca zmniejszenie rozpiętości hamulca przy zastosowaniu płyt piętrowych spadochronik hamujący
Gładkość powierzchni zewnętrznej skrzydła — konstrukcja drewniana	grube pokrycia sklejkowe pokrycia przekładkowe	wzrost masy skrzydła niepełne wykorzystanie wytrzymałości sklejki wzrost pracochłonności wykonawstwa wzrost masy skrzydła	zastosowanie układu wielopodłużnicowego zastosowanie wypełniaczy komórkowych lub piankowych lekkich
— konstrukcja laminatowa	większa liczba warstw tkanin konstrukcja przekładkowa	wzrost zużycia materiałowego (tkaniny, żywica)	zastosowanie kombinacji tkanin równoległych i skośnych (ulżenie dźwigara) eliminacja żeber na rzecz lekkich usztywnień powłoki
Skuteczna amortyzacja podwozia	średnica pneumatyka sprawny amortyzator	ograniczenie pojemności bagażnika	chowanie podwozia systemem obrotowo-bocznym rozczłonkowanie bagażnika (tylny, skrzydłowy, boczny)
Zmiana obciążenia powierzchni nośnej	zastosowanie poszerzacza zastosowanie balastu wodnego	wzrost oporu skrzydła wzrost masy skrzydła bardziej złożona konstrukcja	rezygnacja z poszerzacza na rzecz balastu zbiorniki balastowe integralne (uszczelniony keson)
Bezpieczne lądowanie w wysokiej uprawie	usterzenie motylkowe usterzenie T	komplikacje układu napędowego motylka silne obciążenia masowe kadłuba i statecznika pionowego	usterzenie typu krzyżowego (układ pośredni między T a dolnym) wzmocnienie statecznika pionowego i rury tylnej części kadłuba
Poprawny ślizg	zwiększenie powierzchni bocznej statecznika kierunku zwiększenie powierzchni bocznej kadłuba	pogorszenie skuteczności steru kierunku wzrost oporu szkodliwego	kompromis
Poprawny start za samolotem i za wyciągarką	zaczep przedni zaczep dolny skuteczny trymer steru wysokości zaklinowanie skrzydła względem kadłuba	trudny start za wyciągarką trudny start na holu zmiana zakresu wyważań w locie swobodnym wplyw na osiągi szybowca	zaczep w położeniu pośrednim zdublowanie zaczepów ustalenie parametrów klapki wyważającej w wyniku prób w locie zaklinowanie skrzydła kompromisowe
Stateczność i sterowność podłużna	powierzchnia ustrzenia procentowość steru odległość ustrzenia od s.c. szybowca	spadek sterowności przy wzroście stateczności ujemny wpływ na osiągi szybowca zwiększone opory omywanej powierzchni spowodowane przedłużeniem kadłuba	kompromis
Stateczność i sterowność poprzeczno-kierunkowa	parametry geometryczne lotki wielkość wychyleń lotki parametry geometryczne ustrzenia kierunku wychylenia steru kierunku	wzrost oporu skrzydła pogorszenie charakterystyki przeciągnięcia w krążeniu wplyw na charakter ślizgu	korzystny profil na partii lotkowej lotka bezszczelinowa przerywacz współpracujący z lotką płetwa kadłubowa
Sprawny montaż i demontaż	jak najmniej zespołów demontowalnych wykluczenie pomyłek w montażu proste elementy złączne zabezpieczenie połączeń	wzrost ciężaru zespołów komplikacja konstrukcji większe zróżnicowanie elementów (trudniejsze w produkcji) dodatkowe operacje przy montażu	kompromis: liczba części — ciężar stosowanie połączeń automatycznych konstrukcyjne wykluczenie pomyłek stosowanie połączeń szybkołącznych

Uwaga: s.c. — środek ciężkości (masy).

antynomii na rozwój konstrukcji szybowców, dowodzą, że praktyka konstrukcyjna w szybownictwie nie mogła doprowadzić do uniwersalności sprzętu i wytworzyła klasy konstrukcyjne szybowców: szkolnych, treningowych, wyczynowych, wysokowyczynowych-zawodniczych, akrobacyjnych i specjalnych. Nie jest to zresztą tylko cechą szybownictwa. W technice przeważającą większość stanowią obiekty specjalistyczne, natomiast uniwersalność pojawia się tylko w pew-

nym zakresie, przy czym jej obszar zależy od stopnia, w jakim postulowane funkcje użytkowe wolne są od antynomii lub pozwalają na daleko idące kompromisy.

Typowe antynomie techniczne w szybownictwie

Niektóre antynomie techniczne są typowe dla szybownictwa. Ustalenie ich wymaga analizy na tle funkcji użytko-

wych spełnianych przez szybowce i rozwiązań konstrukcyjnych odpowiadających tym funkcjom. Charakterystyczne funkcje użytkowe szybowca wysokowyczynowego omówiono niżej. Analiza tych funkcji, niejednokrotnie nawet w oderwaniu od konkretnej konstrukcji, pozwala na wykrycie antynomii zawartych w wymaganiach stawianych szybowcowi.

Antynomie techniczne najwygodniej rozpatrywać z ujęciem systematycznym określającym:

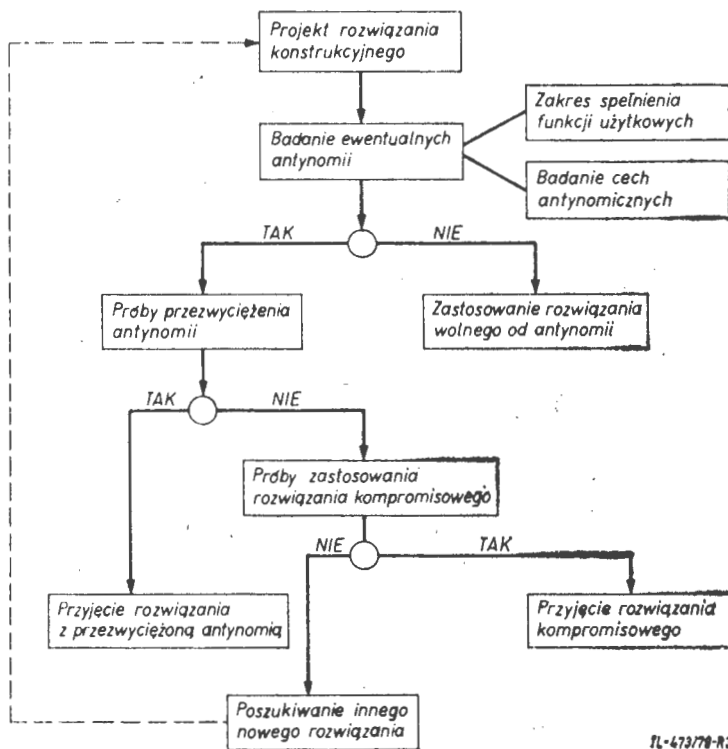
- postulowaną funkcję użytkową szybowca,
- drogę rozwiązania konstrukcyjnego,
- skutek antynomiczny,
- sposób przewyżczenia antynomii.

Zbiór niektórych antynomii technicznych pojawiających się w przypadku projektowania szybowca wysokowyczynowego przedstawiono w tablicy. Podane przykłady wskazują, iż przewyżczenie antynomii uzyskiwano przez zmiany rozwiązań konstrukcyjnych, zastosowanie nowych zdobyczy w aerodynamice i materiałoznawstwie, a niejednokrotnie uciekano się do kompromisów.

Przykłady funkcji użytkowych szybowców wyczynowych

Funkcje pilotażowe:

- mała prędkość przeciągnięcia,
- łatwość centrowania komina termicznego,
- niewymaganie nadmiernych sił do obsługi urządzeń,
- możliwość wyważania podłużnego we wszystkich stadiach lotu ślizgowego,
- prawidłowość reakcji na wychylenia odpowiednich powierzchni sterowych,
- wymagany zapas stateczności statycznej i prawidłowy przebieg zjawisk w zakresie stateczności dynamicznej,
- łatwy start za samolotem i wyciągarką,
- poprawne wykonywanie figur akrobacji podstawowej,
- płynne przejście z jednej prędkości lotu do drugiej itp.



Rys. 3. Algorytm generowania rozwiązań konstrukcyjnych o charakterze antynomicznym

Funkcje bezpieczeństwa:

- skuteczny hamulec aerodynamiczny pozwalający na bezpieczne podejście i lądowanie w terenie przygodnym,
- wyposażenie w aparatę tlenową pozwalającą na bezpieczne wykonywanie lotów wysokościowych,
- konstrukcja kabiny pozwala na łatwe i bezpieczne opuszczanie jej w przypadku awaryjnego skoku ze spadochronem,
- kształt i wielkość osłony kabiny zapewniają obszerny sektor widoczności,
- ciało pilota jest chronione w przypadku awaryjnej kolizji z przeszkodą,
- instalacja odgromowa zapewniająca bezpieczeństwo podczas lotów w chmurach z wyładowaniami,
- instalacja oświetleniowa pozwalająca na bezpieczne wykonywanie lotów nocnych,
- konstrukcja elementów montażowo-złącznych wyklucza możliwość błędnego montażu zespołów i napędów,

- konstrukcja odporna na obciążenia wywoływane brudną obsługą,
- konstrukcja ma wymagany zapas bezpieczeństwa względem obciążeń w locie i na ziemi,
- skuteczna wentylacja kabiny zapobiegająca osiadaniu rosy na oszkleniu osłony kabiny,
- zaczepy holownicze, których konstrukcja pozwala na natychmiastowe uruchomienie liny holowniczej,
- siedzisko pilota, pozwalające na zajęcie miejsca z założonym spadochronem ratowniczym,
- zaopatrzenie w komplet uprząży bezpieczeństwa itp.

Funkcje osiągow:

- mała prędkość krążenia w kominie termicznym,
- poprawne właściwości pilotażowe w krążeniu, pozwalające na optymalne wykorzystanie prądów pionowych w kominie,
- wysoka gładkość powierzchni zewnętrznych, pozwalająca na zmniejszenie oporu,
- wierne odtworzenie geometrii profilu skrzydła,
- płaski przebieg biegunowej prędkości,
- dobre właściwości penetracyjne w obszarach międzykominowych,
- duża wartość średniej prędkości przelotowej w założonych warunkach termicznych,
- możliwość dokonywania zmian obciążenia powierzchni nośnej w locie,
- możliwość dokonywania zmian geometrii profilu skrzydła w locie itp.

Funkcje łatwości obsługi:

- łatwy i szybki montaż i demontaż, przy jak najmniejszej liczbie osób obsługi,
- łatwy i szybki załadunek i rozładunek z wózka transportowego,
- wygodny i bezpieczny transport kołowy i po lotnisku,
- szeroki zakres dopuszczalnych położenia środka ciężkości szybowca w locie i dopuszczalnych mas załadowania szybowca,
- wygodny sposób wsiadania i wysiadania z kabiny,
- łatwa zmiana pozycji ciała pilota podczas lotu,
- wygodny dostęp do wszystkich urządzeń uruchamianych przez pilota,
- dobra widzialność tablicy przyrządów pokładowych,
- łatwy dostęp do instalacji sanitarnej,
- prosty sposób dokonywania napraw drobnych uszkodzeń itp.

Funkcje technologiczności produkcji:

- względnie proste wykonawstwo warsztatowe,
- mały asortyment tworzyw konstrukcyjnych,
- jak największa liczba części znormalizowanych lub typowych,
- zamienność zespołów i części,
- bogate oprzyrządowanie ułatwiające produkcję,
- szczegółowo opracowany proces produkcyjny,
- duże zintegrowanie konstrukcji itp.

Funkcje ekonomiczne, w których cechy i sposób wytwarzania szybowca zapewniają uzyskanie wysokich efektów ekonomicznych przez:

- niską pracochłonność produkcji,
- stosowanie tworzyw krajowych,
- mechanizację i automatyzację prac warsztatowych,
- konkurencyjne osiągi,
- spełnienie wymagań użytkowników zagranicznych,
- wysoki standard wykończenia zewnętrznego i wewnętrznego,
- estetykę sylwetki i sposobu malowania,
- zapewnienie dostaw części zamiennych,
- sprawnie działający serwis remontowy,
- udzielanie atrakcyjnych okresów gwarancji,
- konkurencyjną cenę rynkową itp.

Wnioski

- Projektowanie szybowca powinno zmierzać do jak najpełniejszego zaspokojenia potrzeb przez optymalne spełnienie postulowanych funkcji użytkowych.
- Rozwiązania konstrukcyjne dążące do spełnienia postulowanych funkcji użytkowych często wywołują skutki antynomiczne.
- Antynomiczny charakter rozwiązań konstrukcyjnych wynika niejednokrotnie z warunków socjoekologicznych (pilota, środowisko lotne).
- Antynomiczny charakter postulatów stawianych szybowcom prowadzi do podziału na klasy konstrukcyjne, kosztem zmniejszenia stopnia uniwersalności sprzętu.
- Aby uzyskać pomyślny efekt końcowy, antynomie muszą być przewyżczone technicznie lub sprowadzone do rozsądnego kompromisu.

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

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

Wypadek lotniczy jest to zdarzenie związane z eksploatacją statku latającego, występujące w momencie, gdy na jego pokładzie znajdują się pasażerowie lub załoga i powodujące całkowite zniszczenie lub uszkodzenie statku latającego (naruszenie jego wytrzymałości lub zmianę charakterystyk lotno-technicznych), w wyniku którego osoby znajdujące się na pokładzie mogą utracić życie. Każdy wypadek lotniczy podlega szczegółowemu badaniu.

Badanie wypadku lotniczego jest to wykrywanie przyczyny jego zaistnienia, wymagające dokładnych obserwacji i dedukcji, a czasami naukowych eksperymentów w celu sprawdzenia hipotetycznych przyczyn wypadku. Niektórzy specjaliści uważają, że badanie wypadków lotniczych pod wieloma względami przypomina bardziej sztukę niż działalność naukową. Obowiązują tutaj jednak również pewne podstawowe zasady i metody, które są wspólne dla większości badań. Poza nimi działalność badawcza jest zależna od indywidualnych cech badacza i warunków zewnętrznych wypadku lotniczego.

W niniejszym artykule przedstawione są niektóre metody umożliwiające określenie zakresu pracy silnika w momencie zderzenia się samolotu z ziemią lub inną przeszkodą. Określenie zakresu pracy silnika ułatwia określenie rzeczywistej przyczyny wypadku lotniczego.

Ogólna charakterystyka stosowanych metod

Przy badaniu wypadków lotniczych prawie zawsze zachodzi konieczność szczegółowej analizy pracy zespołu napędowego, polegającej na zbadaniu stanu technicznego jego elementów, zespołów i agregatów. Badania takie prowadzi się nawet wtedy, gdy na zaistnienie wypadku nie miała wpływu praca silnika. W wielu bowiem przypadkach badania takie pozwalają na określenie zakresu pracy silnika przed upadkiem samolotu i w chwili jego zderzenia z ziemią lub inną przeszkodą, co ułatwia określenie toru lotu samolotu lub czynności pilota. Jest to główny cel badań silnika.

Do badań wykorzystuje się następujące metody:

- analizę zapisu pokładowej aparatury rejestrującej,
- analizę śladów powstałych na elementach i ich powierzchniach roboczych wskutek uszkodzeń (uderzeń, przełomów, zatarć itp.),
- analizę barw nalotowych błonki tlenków powstających na przełomach elementów lub w miejscach uszkodzenia ich powierzchni,
- analizę charakteru odkształceń łopatek wirnika turbiny,
- analizę charakteru nawlekania materiału łopatek turbiny na jej kadłub,
- określenie właściwości mechanicznych materiału oraz metody pomocnicze: metalograficzne, rentgenograficzne, spektralne, mikrometryczne.

Ww. metody pozwalają na ustalenie:

- charakteru zniszczenia elementów (zmęczeniowe czy też od jednorazowego uderzenia) i stopnia przegrzania materiału badanego elementu (np. łopatki turbiny). Do tego celu stosuje się analizę metalograficzną i rentgenograficzną,
- zgodności materiału, z którego wykonane są elementy, z normami warunków technicznych (za pomocą analizy spektralnej, chemicznej i metalograficznej),
- zgodności wymiarów geometrycznych elementów z rysunkami dokumentacji konstrukcyjnej i warsztatowej (pomiaru mikrometryczne),
- składu materiału naniesionego (nalotu, materiału nawalcowanego lub nawlezonego) na powierzchnie badanych elementów (za pomocą analizy spektralnej i chemicznej),
- usytuowania względem siebie elementów wewnątrz agregatów (prześwietlanie rentgenowskie i promieniami γ).

Do określenia przyczyny konkretnego uszkodzenia wykrytego podczas przeprowadzania badań wykorzystuje się również odpowiednie metody szczegółowe. Jeśli w czasie lotu

nastąpiło samoczynne wyłączenie się silnika, przyczynę wyłączenia ustala się w oparciu o konkretną metodę ujętą w metodyce szczegółowej.

Zakres pracy silnika określa się zwykle po szczegółowym zapoznaniu się i analizie rezultatów badań elementów, zespołów i agregatów silnika oraz na podstawie danych uzyskanych z badań osprzętu samolotu. Metody określania zakresów pracy silnika można umownie podzielić na trzy grupy:

- metody pozwalające na określenie, czy silnik pracował podczas zderzenia się samolotu z ziemią,
- metody pozwalające na określenie przedziału wartości prędkości obrotowej silnika,
- metody pozwalające na dość dokładne określenie wartości prędkości obrotowej silnika.

W metodach pierwszej grupy stosuje się badania:

- charakteru deformacji łopatek turbiny i sprężarki (rys. 1 i 2),
- charakteru nawlekania materiału łopatek na kadłub,
- stanu obcych przedmiotów, które przedostały się do kanału gazowego silnika oraz śladów pozostawionych przez te przedmioty na elementach silnika (drewno, ziemia itp.),
- materiału metalizującego łopatki turbiny.

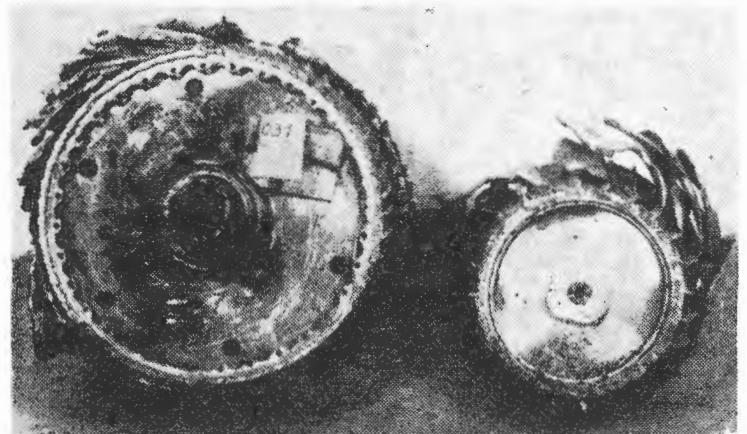
Metody drugiej grupy oparte są na analizie:

- położenia elementów mechanizacji sprężarki i segmentów dyszy regulowanej,
- stanu włókna żarzenia lamp sygnalizacji położenia elementów mechanizacji sprężarki i segmentów dyszy regulowanej oraz innych lamp sygnalizujących stan awaryjny,
- stanu elektrycznych odbiorników prądu, które są zasilane z prądnic.

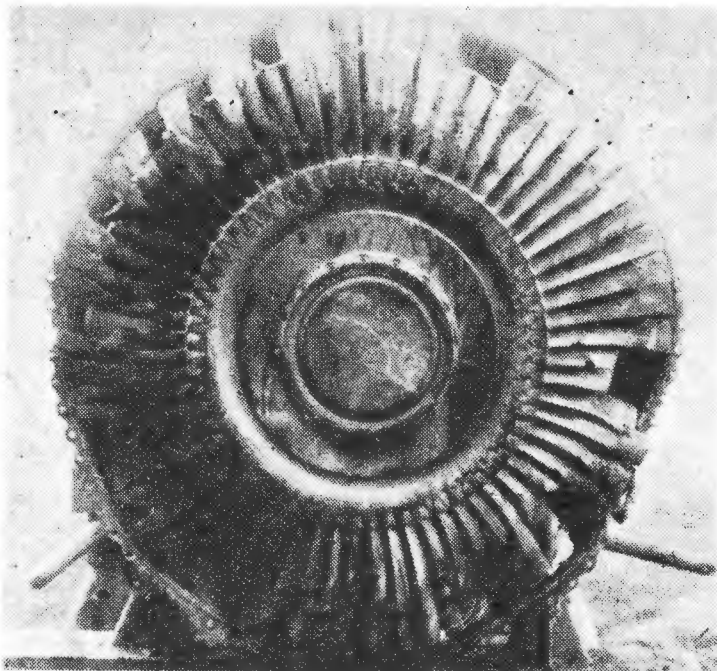
Metody trzeciej grupy oparte są na analizie:

- zapisu pokładowej aparatury rejestrującej,
- stanu cieplnego elementów turbiny (metoda barw nalotowych tlenków),
- położenia elementów w agregatach układu paliwowego silnika,
- wskazań przyrządów kontroli pracy silnika (ciśnienia oleju p_o , ciśnienia paliwa p_p , prędkości obrotowej silnika n i temperatury gazów t_{gaz}),
- położenia elementów sterowania zakresami pracy silnika (dźwigni sterowania silnikiem, cięgieł itp.).

Zastosowanie kilku metod pozwala na określenie z dużą dokładnością zakresu pracy silnika w momencie jego zderzenia z ziemią lub przeszkodą. Zawsze jednak należy pamiętać o tym, że każdy wypadek lotniczy ma swoją specyfikę. Dlatego też w konkretnym przypadku, podczas określania zakresu pracy silnika, należy dokładnie przeanalizować wszystkie fakty i okoliczności wypadku oraz zweryfikować



Rys. 1. Odkształcenia łopatek sprężarki charakterystyczne dla pracującego silnika



Rys. 2. Odształcenia łopatek wirnika turbiny, charakterystyczne dla nie pracującego silnika

wać wyniki wykonanych badań. Poniżej przedstawiono niektóre z najczęściej stosowanych metod służących do określania zakresu pracy silnika.

Określanie zakresu pracy silnika na podstawie charakteru i stopnia odształcenia oraz uszkodzenia jego elementów

Metoda ta jest oparta na założeniu, że charakter i stopień odształcenia i uszkodzenia elementów wirnika i stykających się z nim podczas uderzenia nieruchomych elementów silnika zależy od wartości energii kinetycznej wirnika przed uderzeniem. Wartość energii kinetycznej wirnika zależy natomiast od prędkości obrotowej. Charakter i stopień odształcenia oraz uszkodzenia elementów silnika zależy również od prędkości samolotu w momencie zderzenia, kąta zetknięcia się z przeszkodą, charakteru samej przeszkody (miękki grunt, skała, las, powierzchnia wody itp.) i in. czynników. Dlatego metoda ta nie pozwala w zasadzie na dokładne określenie wartości prędkości obrotowej wirnika w momencie zderzenia. Pozwala natomiast na ustalenie, czy silnik pracował, czy też nie.

We współczesnych silnikach turbinowych prędkość obrotowa wirnika w zakresach roboczych przewyższa kilkakrotnie prędkość obrotową zakresu autorotacji. Energia kinetyczna wirnika jest proporcjonalna do kwadratu prędkości obrotowej, a zatem jej poziom w zakresach roboczych jest wielokrotnie wyższy niż w zakresie autorotacji. Tak duża różnica poziomów energii pozwala na wyodrębnienie charakteru i stopnia odształcenia i zniszczenia elementów charakterystycznych dla silnika pracującego oraz nie pracującego. Podczas analizy stanu elementów należy również uwzględniać inne czynniki, w celu dokładniejszej oceny zakresu pracy silnika. Metoda ta jest niezwykle prosta i nie wymaga specjalnego oprzyrządowania i badań laboratoryjnych. Pozwala bezpośrednio na miejscu wypadku lotniczego wyciągnąć wstępne wnioski, czy wypadek lotniczy związany jest z wyłączeniem silnika, czy też nie. Należy przy tym pamiętać, że dokładność uzyskanych wyników w znacznym stopniu zależy od doświadczenia badacza.

Podczas uderzenia o przeszkodę silnika pracującego w zakresie roboczym (zapewniającym normalny lot samolotu), stan jego zespołów i części jest zwykle następujący:

— wszystkie łopatki wirnika sprężarki i turbiny są uszkodzone i zagięte w kierunku przeciwnym do kierunku obrotu wirnika silnika (rys. 1),

— łopatki kierownic sprężarki i turbiny i inne nieruchome elementy silnika, które stykają się z elementami wirnika, są odształcone, ścięte lub mają inne uszkodzenia, których ślady są zgodne z ruchem obrotowym wirnika (wytarcia pierścieniowe, zadziory z barwami nalotowymi, naderwania, wyrwania materiału itp.),

— wały i tulejki wirnika, połączenia wielowypustowe, kołkowe, gwintowe i inne jego elementy, zęby kół zębatach, wielowypusty wałków napędowych i same wałki oraz inne części napędów są odształcone i zniszczone.

Podczas uderzenia tarcze wirników sprężarki i turbiny mogą oderwać się od wałków i być odrzucone na znacznej odległości od zasadniczych części silnika, w kierunku prostopadłym do jego osi wzdłużnej, tj. w płaszczyźnie obracania się tarcz.

Wymienione uszkodzenia nie występują zazwyczaj jednocześnie; zależy to od charakteru i stopnia uszkodzenia silnika. W czasie oceny zakresu pracy silnika na podstawie zniszczenia i odształcenia części kosztem energii kinetycznej wirnika należy uwzględniać stopień i charakter jego uszkodzenia. Jeśli w wyniku zderzenia kadłub silnika został odształcony w jednym miejscu (wskutek czego zagięte zostały łopatki jednego ze stopni sprężarki lub turbiny w kierunku przeciwnym do ruchu obrotowego wirnika), a na innych stopniach nie obserwuje się uszkodzeń oraz nie ma innych uszkodzeń silnika (np. zniszczenia przez skręcenie wału pędni itp.), odształcenie łopatek tego stopnia nie może być dowodem na pracę silnika w zakresie roboczym, ponieważ do odształcenia łopatek jednego stopnia może wystarczyć zapas energii wirnika w zakresie autorotacji.

Podczas uderzenia silnika nie pracującego, jego stan techniczny jest zwykle następujący:

— łopatki wirnika sprężarki i turbiny są zagięte w różne strony, zarówno w kierunku obracania się wirnika, jak i w kierunku przeciwnym; niektóre łopatki tych stopni wcale nie są odształcone (rys. 2),

— na elementach wirnika stykających się z częściami nieruchomymi nie obserwuje się oznak wzajemnego ślizgania z dużą prędkością; na powierzchniach elementów nieruchomych mogą być odciski czoł i krawędzi łopatek oraz innych części wirnika,

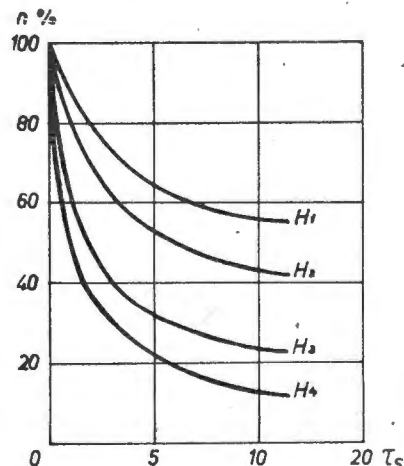
— brak ciał obcych (piasku, igliwia itp.) w kanale gazowym.

Korzystając z omawianej metody należy brać pod uwagę:

— czas, jaki upłynął od momentu ewentualnego wyłączenia się silnika, tj. od momentu gdy samolot odchylił się od normalnego toru lotu do momentu uderzenia samolotu o przeszkodę. Gdy czas ten jest bardzo mały (mniejszy od 4÷5 s), prędkość obrotowa po wyłączeniu się silnika (rys. 3) nie zdąży zmaleć do takiej wartości, której efektem będą odształcenia i zniszczenia elementów pozwalające na ustalenie czy silnik wyłączył się przed zderzeniem. Po ustaleniu tego czasu należy, wykorzystując wykresy doświadczalne zależności prędkości obrotowej wirnika danego typu silnika od czasu jaki minął po wyłączeniu się silnika w locie, określić o ile mogła zmniejszyć się prędkość obrotowa wirnika do momentu uderzenia silnika o przeszkodę. Tylko po takiej analizie można ocenić wiarygodność wyników uzyskanych w oparciu o omawianą metodę. Jeżeli ustalimy, że czas ten jest większy od 5÷6 s można uważać, że praktycznie prędkość obrotowa powinna zmniejszyć się do wartości niższych od zakresu biegu jałowego;

— na podstawie przeglądu elementów na miejscu wypadku lotniczego, analizy okoliczności wypadku i badania stanu technicznego silnika należy ustalić ile razy silnik uderzył o przeszkodę, ile czasu upłynęło między kolejnymi uderzeniami, jakich uszkodzeń doznał silnik podczas każdego uderzenia. Jest to potrzebne do wyodrębnienia tych zniszczeń, które powstały podczas pierwszego uderzenia (powinny one stanowić podstawowe źródło, w oparciu o które określamy zakres pracy silnika) oraz tych, które powstały kosztem wytracenia energii kinetycznej wirnika podczas kolejnych uderzeń;

— ustalenie, w oparciu o tę metodę faktu, że wirnik miał



Rys. 3. Przykład przebiegu zmiany prędkości obrotowej po wyłączeniu silnika podczas lotu samolotu na różnych wysokościach: $H_1 > H_2 > H_3 > H_4$

wystarczająco dużą energię kinetyczną, nie wystarcza jeszcze do wyciągnięcia wniosku o normalnej pracy silnika bez wykorzystania innych metod i przeprowadzenia pełnych badań. Znane są bowiem przypadki niewłaściwej pracy silników odrzutowych, gdy ich wirnik ma dużą prędkość obrotową a jednak ciąg nie zapewnia normalnego lotu samolotu w określonych warunkach. Do takich przypadków można zaliczyć niesprawności polegające na samoczynnym przejściu dyszy regulowanej w położenie dopalania w zakresach pracy bez dopalania, uszkodzenie nasadki dyszy wylotowej itp.

Podczas określania zakresu pracy silnika na podstawie stanu jego elementów należy również brać pod uwagę następujące względy:

— w czasie uderzenia o przeszkodę pracującego silnika, na łopatkach kierownicy i wirnika turbiny z zasady osadzają się roztopione cząstki aluminium, tworzące się podczas niszczenia elementów kanału przepływowego (ze stopu aluminium wykonane są np. dla silników Lis — zabierak, korpus sprężarki),

— podczas analizy tych oznak należy mieć na uwadze, że metalizacja łopatek stopem aluminium może powstać również wówczas, gdy silnik tuż przed uderzeniem o przeszkodę z jakichkolwiek przyczyn wyłączył się, a elementy kanału gazowego są jeszcze wystarczająco gorące, do stopienia cząstek aluminium. Potwierdzono to doświadczalnie na stoisku hamownianym. Dobrze podgrzany silnik Lis-2 pracujący z prędkością obrotową 11 000 obr/min raptownie wyłączono. Po zmniejszeniu się prędkości obrotowej do $n = 4000$ obr/min (co nastąpiło po upływie 10 s od chwili wyłączenia silnika), do przedniego wlotu sprężarki wsypano drobne opiłki aluminiowe. Po demontażu silnika, na częściach gorących zespołów, w tym również na łopatkach kierownicy, stwierdzono metalizację stopem aluminium.

Określenie zakresu pracy silnika na podstawie oceny temperatury elementów kanału gorącego podczas ich niszczenia

Podstawą tej metody jest zależność temperatury elementów silnika pracującego w zakresie ustalonym od prędkości obrotowej. Jeśli uda się określić temperaturę elementów w chwili ich niszczenia, można określić zakres pracy silnika znacznie dokładniej niż metodą poprzednią. Wzdłuż przekroju poprzecznego silnika strumień gazów jest nierównomierny, wskutek czego temperatura nieruchomych elementów gorącej części silnika jest również nierównomierna.

Łopatki wirnika turbiny, obracając się wraz z wirnikiem, przemieszczają się z dużą częstotliwością przez strefy o różnych temperaturach, osiągając pewne temperatury średnie. Dlatego różnice temperatury różnych łopatek jednego i tego samego wirnika turbiny praktycznie są bardzo nieznaczne. W metodzie określania zakresu pracy silnika na podstawie temperatury łopatek wirnika turbiny w momencie ich niszczenia przyjmuje się, że temperatura wszystkich łopatek danego stopnia wirnika jest jednakowa.

Istnieje wiele metod określenia temperatury elementów gorących zespołów silnika w momencie ich niszczenia podczas uderzenia silnika o przeszkodę. Najczęściej stosuje się metodę określenia temperatury w oparciu o analizę barw nalotowych (intensywności) wtórnych warstewek tlenków powstających na powierzchniach przelomów części. Temperaturę elementów zespołów gorących silnika można określić również w oparciu o analizę nalotu, na ich powierzchni, roztopionych drobnych cząstek stopu aluminiowego, który może się tworzyć podczas uderzenia silnika o przeszkodę pod niewielkim kątem, jak również przy kilkakrotnych jego uderzeniach, na elementach mających stosunkowo wysoką tem-

peraturę. Wówczas wskutek dużej prędkości strumienia powietrza przepływającego przez silnik, do chwili całkowitego zniszczenia silnika i zatrzymania się jego wirników, do gorących zespołów silnika mogą przedostać się drobne cząstki aluminium pochodzące z niszczonego elementu sprężarki (wykonanych ze stopów aluminiowych), np. wskutek ocierania elementów jej wirnika o korpus, lub z niszczonego elementu wlotu. Uderzając następnie o nagrzaną do wysokiej temperatury elementy gorącej części, cząstki te roztapiają się i przylepiają do ich powierzchni. Gdy elementy te mają niską temperaturę, cząsteczki zostawiają na nich zaledwie białe ślady.

Powyższą metodą nie można ustalić zakresu pracy silnika, natomiast można określić czy w momencie uderzenia o przeszkodę silnik pracował, czy nie. Stopień nagrzania elementów gorących zespołów silnika można również określić na podstawie stanu drzewa, trawy, ziemi lub innych substancji i przedmiotów, które przedostały się do wnętrza silnika w czasie uderzenia o przeszkodę i zetknęły się z gorącymi elementami.

Wykonane doświadczenia wykazały, że zwęglanie trawy do koloru czarnego następuje przy zetknięciu się jej z elementami o temperaturze wyższej niż 300°C , a przy temperaturze 250°C kolor trawy staje się żółty.

Korzystając z wyżej opisanej metody należy przestrzegać pewnej kolejności postępowania. Trzeba określić czas jaki minął od chwili wyłączenia się silnika do chwili uderzenia samolotu o przeszkodę a następnie, w oparciu o dane eksperymentalne zależności temperatury elementów od czasu jaki upłynął po wyłączeniu się silnika w locie, można określić o ile mogła obniżyć się ich temperatura do chwili zniszczenia silnika.

Orientacyjnie można przyjąć, że na powierzchniach elementów gorących zespołów silnika nie zdążą się wytworzyć wtórne warstewki tlenków (temperatura niższa od 400°C), jeśli od wyłączenia się silnika w locie upłynie więcej niż $7-10$ s. Nalepione cząsteczki stopu aluminiowego natomiast nie zdążą się utworzyć na elementach gorącej części, jeśli od wyłączenia się silnika upłynie więcej niż $15-20$ s.

Podczas przeglądu elementów na miejscu wypadku lotniczego i badania ich stanu technicznego oraz stanu technicznego samolotu należy ustalić, czy elementy te nie zostały nagrzane w wyniku pożaru podczas lotu lub po uderzeniu samolotu o przeszkodę. Nie wolno wykorzystywać do badań elementów nagrzanych podczas pożaru. Metoda ta może być wykorzystywana tylko w takich przypadkach, gdy mamy pewność, że w chwili uderzenia o przeszkodę lub w krótkim okresie przed uderzeniem silnik był sprawny. Nie można jej natomiast wykorzystywać w następujących przypadkach:

- wystąpienia niestatecznej pracy sprężarki silnika,
- uszkodzenia komór spalania lub „zimnego” kanału powietrznego silnika, pociągających za sobą wpływ z silnika dużych ilości powietrza,
- oblodzenia wlotów silnika,
- hamowania wirnika silnika w wyniku uszkodzenia jego łożysk lub z powodu jakichkolwiek innych przyczyn,
- uszkodzenia łopatek turbiny i przy pewnych innych niesprawnościach, gdy temperatura elementów silnika może być bardzo wysoka a silnik nie rozwija ciągu lub mocy zapewniającej normalny lot samolotu,
- oddziaływania wysokiej temperatury na elementy silnika po zderzeniu z ziemią, np. pożar.

Podczas określenia zakresów pracy silnika za pomocą tej metody można popełniać również błąd także wtedy, jeżeli w chwili uderzenia o przeszkodę następowało intensywne zwiększanie lub zmniejszanie prędkości obrotowej jego wirnika, tj. wtedy, gdy silnik znajdował się w zakresach przejściowych.

NOWOŚCI TECHNICZNE

Łopatki turbinowe z „monokryształu”

Silniki dwuprzepływowe firmy Pratt Whitney przeznaczone do napędu samolotów pasażerskich lat osiemdziesiątych będą wyposażone w łopatki wirnikowe turbin wykonane ze stopu monokryształowego.

Nowy materiał jest wynikiem 10 lat prac badawczych firmy Pratt and Whitney Aircraft, która wydatkowała na ten cel 20 mln dol. Jest on bardziej odporny niż zwykły materiał na wysokie temperatury umożliwiając stosowanie wyższych temperatur przed turbiną, a tym samym podwyższenie osiągnięć silników dwuprzepływowych. Zwykły materiał żarowytrzymały składa się z przypadkowo rozmieszczonych kryształów, ziaren, a granice między nimi, w szcze-

gólności granice biegnące w poprzek do kierunku działania obciążenia, są źródłem potencjalnych pęknięć. W 1969 r. firma Pratt Whitney zastosowała łopatki turbinowe ze stopu z długimi kryształami ułożonymi wzdłużnie jeden obok drugiego, bez poprzecznych nieciągłości. Obecnie, po opracowaniu specjalnych stopów i wprowadzeniu nowych metod odlewniczych, możliwe jest otrzymywanie łopatek turbinowych złożonych z pojedynczego kryształu, bez wzdłużnych nieciągłości. Pierwszym silnikiem cywilnym, bez takimi łopatkami będzie silnik JT9D-7R4 przeznaczony do napędu samolotów Boeing 767 i Airbus A310.

W. K.

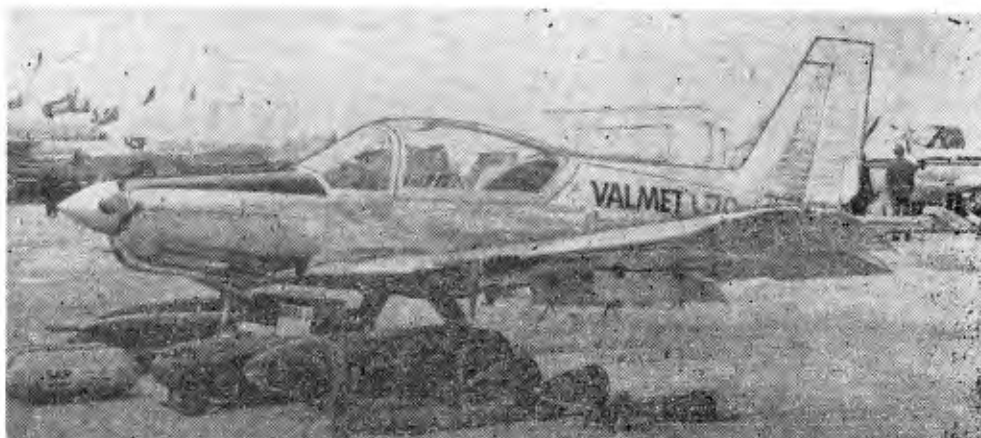
Samolot szkolno-treningowy, wojskowy

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy 2+4-miejscowy, całkowicie metalowy dolnopłat ze stałym podwoziem.

Plat. Obrys prostokątny ze skośną krawędzią natarcia przy kadłubie, wznios 6°, konstrukcja dwudzielna, jednodźwigarowa, półskorupowa. Przykadłubowe segmenty nosków skrzydeł są integralnymi zbiornikami paliwowymi i mogą być łatwo wymieniane. Pod każdym skrzydłem znajdują się po 2 zaczepy umożliwiające podwieszanie uzbrojenia i wyposażenia dodatkowego. W połowie rozpiętości prawego skrzydła, w jego nosku, umieszczone są reflektory, a pod lewym — rurka Pitota. Lotki szczelinowe zawieszono 2-punktowo, wyważone masowo i wyposażone w klapki wyważające. Konstrukcja lotek metalowa, pokrycie z blachy żłobkowanej. Klapy szczelinowe zawieszono w 3 punktach. Konstrukcja klap analogiczna jak lotek. Lotki zajmują 30% a klapy 40% rozpiętości skrzydła. Klapy nie dochodzą do kadłuba, zabezpiecza je to przed przypadkowymi uszkodzeniami podczas eksploatacji. Przejście skrzydło—kadłub opprofilowane niewielką owiewką; górne pokrycia skrzydła przy kadłubie wykończone przeciwlizgowo. Końcówki skrzydeł owalne, laminatowe.

Kadłub. Przekrój prostokątny z zaokrąglonymi narożnikami. Konstrukcja półskorupowa. Przednia część kadłuba z kabiną jest otwarta od góry, głównymi elementami jej struktury są cztery mocne wzdłużniki, do których przez przegrodę ogniową przymocowane jest łożo silnika. Węzły mocowania skrzydeł i goleni podwozia głównego umieszczone są u dołu przedniej części kadłuba. Tylna część kadłuba stożkowa o powierzchniach rozwijalnych. Na jej grzbiecie znajdują się grzebienie stanowiące tylną szynę osłony kabiny i owiewkę kadłuba—statecznik pionowy. Na kadłubie i pod nim umieszczone są stopnie, uchwyty i anteny wyposażenia radionawigacyjnego. Pod tylną częścią kadłuba może być mocowany zaczep do holowania szybowców lub celów latających.

Kabina. Wnętrze kabiny wyposażone tylko w najniezbędniejsze elementy tapicerki, maksymalnie uproszczone. Fotele dostosowane do spadochronów plecowych. W wersjach użytkowych (np. sanitarna) wykorzystywana jest kanapa tylna, za którą znajduje się półka-bagażnik. Tablica przyrządów o standardowym obecnie układzie — przyrządy pilotażowo-nawigacyjne zgrupowane z lewej, silnikowe z prawej strony, a wyposażenie radionawigacyjne usytuowane centralnie. Sterownice (dźwigi i pedały) są zdwojone. Osłona kabiny odsuwana ku tyłowi na dwóch rolkach bocznych i jednej tylnej. Oszklenie zapewnia dobrą widoczność we wszystkich fazach lotu. Kabina jest ogrzewana i przewietrzana. W zależności od wersji można instalować wyposażenie dodatkowe: nosze i aparaturę medyczną w wersji sanitarnej (w tym aparat do przetaczania krwi i aparat tlenowy), maskownicę dla szkolonego w lotach we-



Fot. A. Glass

dług przyrządów pilota (osłona ograniczająca widoczność do tablicy przyrządów), celownik kolimatorowy (w wersji do treningu strzeleckiego). Kabina może być także przystosowana do przewozu ładunków.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrys usterzenia poziomego prostokątny, pionowego — trapezowy ze skosem (35° na krawędzi natarcia). Konstrukcja stateczników dwudźwigarowa, półskorupowa. Pokrycie kesonu statecznika pionowego z blachy żłobkowanej, pokrycia statecznika poziomego — gładkie. Ster wysokości wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie (rogowo) składa się z dwóch jednakowych części wyposażonych w klapki wyważające. Pokrycie z blachy żłobkowanej. Ster kierunku ma konstrukcję podobną do steru wysokości, wyposażony jest w sterowaną klapkę wyważającą i klapkę regulacyjno-wyważającą ustawianą na ziemi. Na stateczniku pionowym umocowana jest antena ramowa, na sterze kierunku — światło antykolidyjne.

Podwozie. Stałe, trójkołowe z kołem przednim. Podwozie przednie teleskopowe z kołem zawieszonym na półwidelcu z prostowodem, amortyzator olejowo-powietrzny w goleni. Podwozie główne z goleniami sprężystymi mocowanymi do kadłuba. Koła wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne. Przygotowana została również wersja podwozia z nartami zamiast kół.

Zespół napędowy. Piaski czterocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik Lycoming AEIO-360-A1B6 o mocy 147 kW (= 200 KM), śmigło samonastawne, metalowe, dwułopatowe Hartzell. Silnik zawieszony jest na łożu spawanym z rur stalowych. Osłony zespołu napędowego metalowe: osłony górne podnoszone do góry na centralnie umieszczonej osi, osłona dolna opuszczana ku dołowi. Rozwiązanie takie, choć nie zbyt korzystne ciężarowo, umożliwia pełny dostęp do zespołu napędowego bez konieczności zdejmowania osłon, co ma duże znaczenie w warunkach eksploatacji polowej. Osłony wyposażone w zamki szybkorozłączne.

Instalacje. Paliwowa: dwa odejmowalne integralne zbiorniki w noskach skrzydeł

przy kadłubie; możliwość zainstalowania zbiorników dodatkowych o łącznej pojemności 370 l. Olejowa: chłodnica umieszczona na lewym deflektorze wlotowym do silnika. Ogrzewcza: wymiennik ciepła na kolektorze spalin, podawanie ogrzanego powietrza do podgrzewu gaźnika i ogrzewania kabiny. Elektryczną: napięcie 12 V, zasila przyrządy, wyposażenie radionawigacyjne, światła pozycyjne i antykolidyjne oraz reflektory do lądowania i kołowania, a także steruje działaniem uzbrojenia.

Wyposażenie. Podstawowy zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i kontroli silnika. Możliwość zainstalowania bogatego wyposażenia dodatkowego: 2 VHF, VOR/ILS, ADF, Gyrosyn, RMI oraz podświetlenia tablic przyrządów.

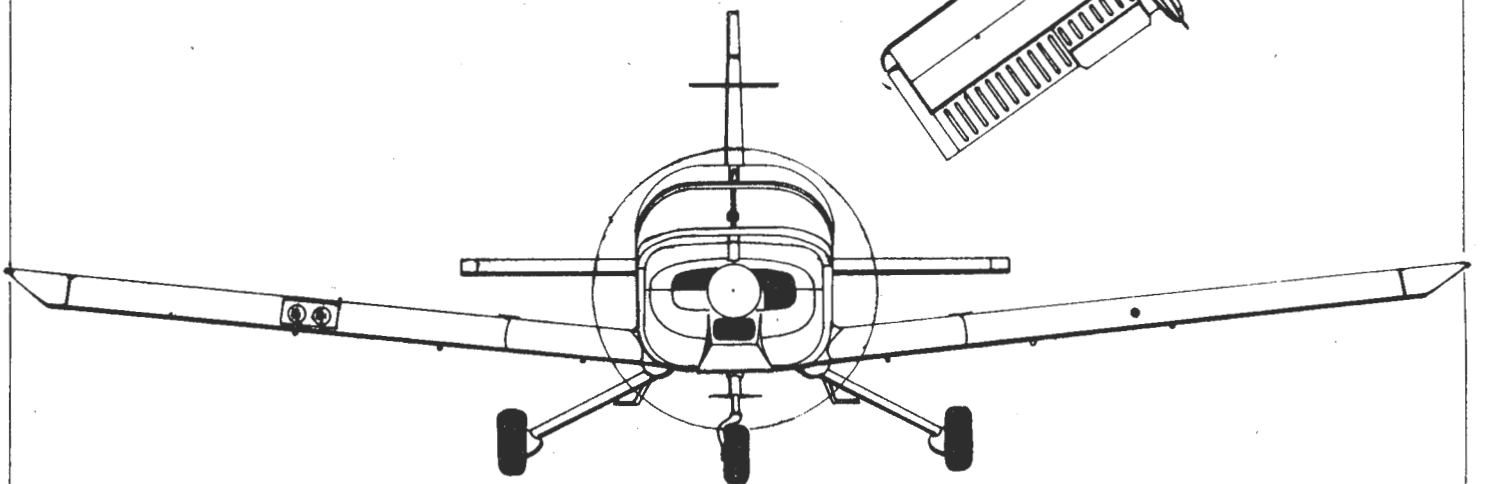
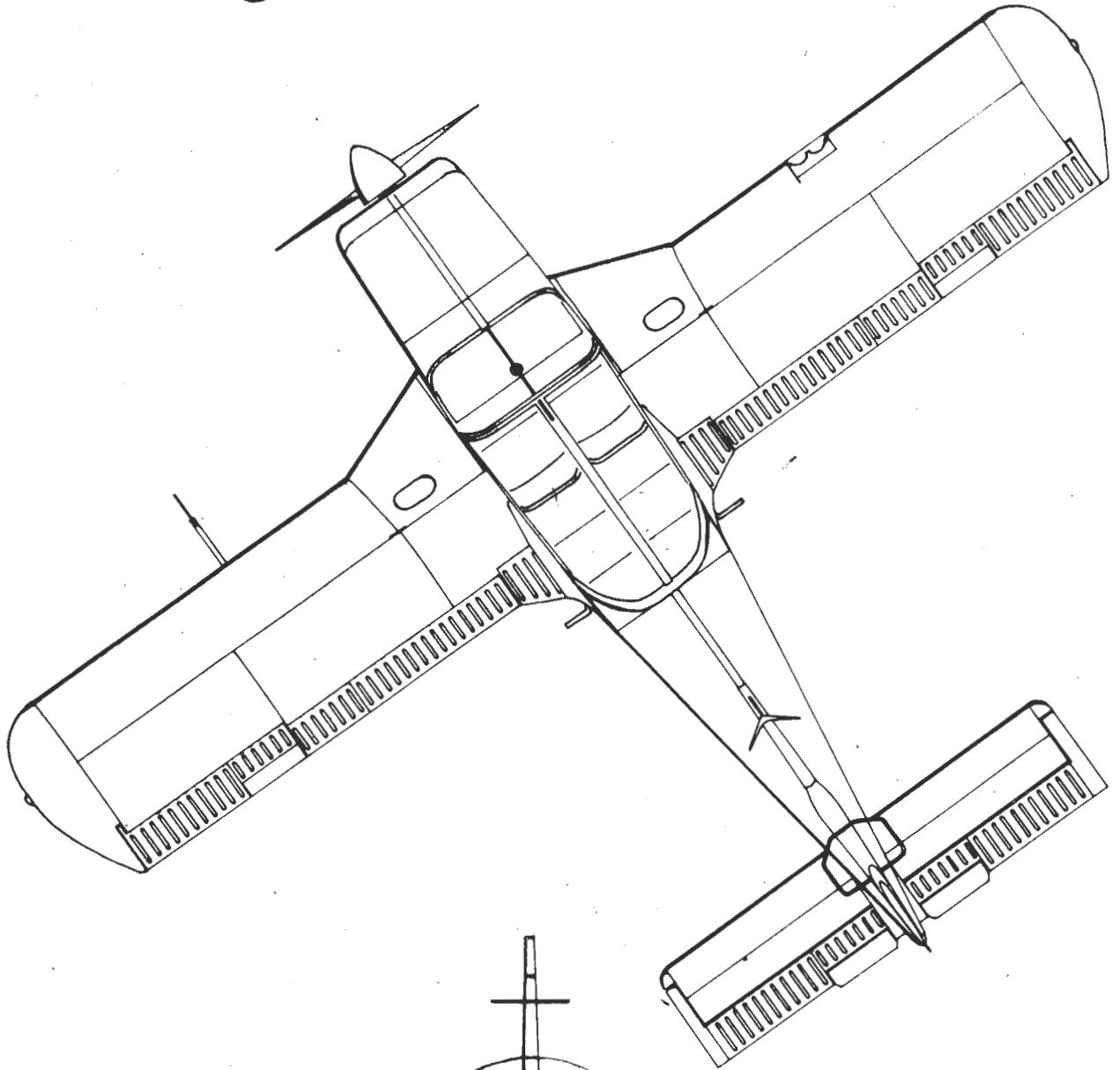
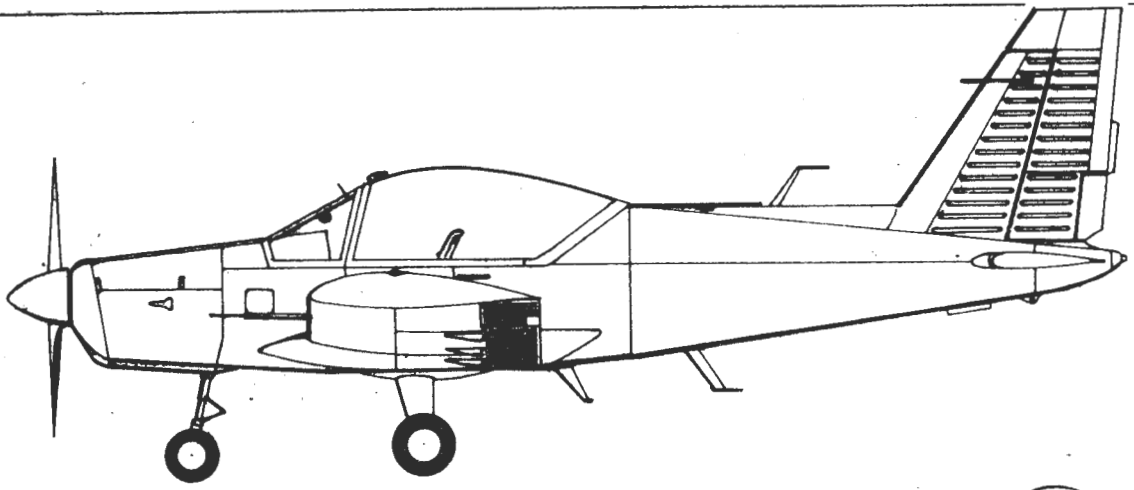
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Prace nad projektem samolotu Militrainer, oznaczono początkowo jako Valmet Leko-70 (a w lotnictwie wojskowym Finlandii — Valmet Vinka) rozpoczęły się w połowie lat siedemdziesiątych. Obłotu prototypu dokonano w 1975 r. a produkcja seryjna rozpoczęła się w 1977 r. Dostawa samolotów przewidywana jest na lata 1979+1981. Zgodnie z danymi wytwórcy samolot L-70 może służyć do: szkolenia podstawowego, treningu w akrobacji, lotów nocnych i lotów na przyrządy, misji obserwacyjnych i łącznikowych, treningu Taktycznego, transportu sanitarnego (bez wyposażenia medycznego). Może też być wykorzystywany do akcji poszukiwawczo-ratowniczych, zrzutów ładunków (4 podwieszenia zewnętrzne mają wymiary dostosowane do standardowych haków i sworzni), lotów sanitarnych (z wyposażeniem medycznym), treningu strzeleckiego (uzbrojenie podwieszane w postaci 4 wyrzutni pocisków niekierowanych plus celownik kolimatorowy), zadań zwiadowczych (z aparaturą fotograficzną bądź kamerą filmową), przenoszenia telewizyjnego systemu transmisyjnego, holowania szybowców lub celów latających. Samolot może być eksploatowany w kategoriach: normalnej — N, użytkowej — U i akrobacyjnej.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	9,85 m
Długość	7,50 m
Wysokość	3,31 m
Baza podwozia	1,61 m
Rozstaw podwozia	3,05 m
Powierzchnia skrzydła	14,0 m ²
Wydłużenie skrzydła	6,93
Masa własna	767 kg
Masa startowa maks. (kat. N)	1250 kg
Masa startowa maks. (kat. akrob.)	1040 kg

Masa użyteczna (z paliwem)	380 kg
Masa ładunku	280 kg
Obciążenie powierzchni	89,3 kg/m ² (kat. N)
	74,3 kg/m ² (kat. akrobac.)
Obciążenie mocy	(= 6,25 kg/KM) (kat. N)
	8,50 kg/kW
	7,07 kg/kW (= 5,20 kg/KM) (kat. akrobac.)
Prędkość dopuszczalna	360 km/h
Prędkość maks. (H=0; 1250 kg)	230 km/h
Prędkość min. z klapami	100 km/s

Wznoszenie (H=0)	5,69 m/s
Rozbieg (1250 kg)	200 m
Dobieg (1250 kg)	175 m
Zasięg (ładunek maks., bez rezerwy)	860 km
Długotrwałość lotu (H=0, 65% mocy)	4,8 h
Współczynniki obciążenia	
w kategorii akrobacyjnej	+6 do -3
w kategorii U	+4,4 do -2,02
w kategorii N	+3,8 do -1,8



T. MAKOWSKI 1980

Samolot szkolno-treningowy, wojskowy

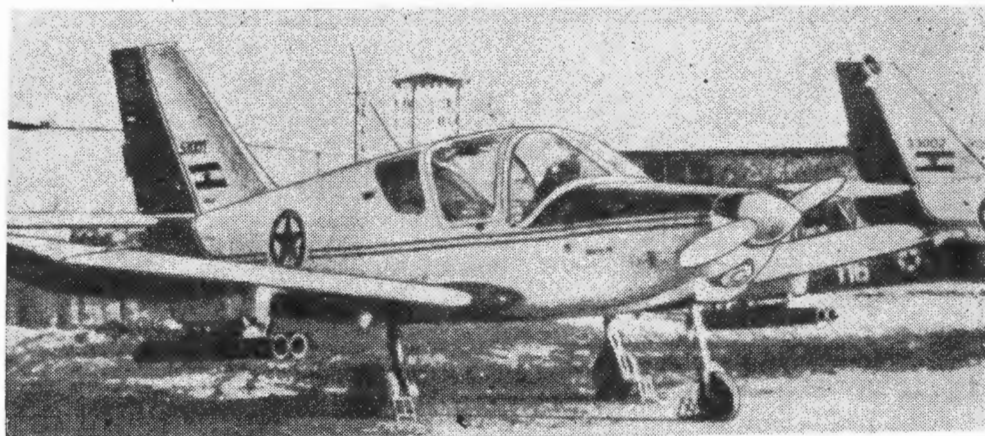
KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, dwumiejscowy, całkowicie metalowy dolnopłat ze stałym podwoziem.

Plat. Obrys prostokątny, profil laminarny, wznios (w częściach skrajnych) 5,5°. Konstrukcja trójdzielna, jednodźwigarowa, półskorupowa z dźwigarkiem pomocniczym. W noskach zewnętrznych części skrzydeł mieszczą się integralne zbiorniki paliwowe. Pod skrzydłami znajdują się pojedyncze zaczepy do podwieszania wyposażenia dodatkowego. Kłapy szczelinowe umieszczone są na centropłacie (2 krótkie segmenty) i na zewnętrznych częściach skrzydeł. Konstrukcja kłap całkowicie metalowa, pokrycie z blachy żłobkowanej; każdy z segmentów kłapy jest podparty w dwóch punktach. Lotki o podobnej do kłap konstrukcji są również podparte w dwóch punktach. Każda z lotek wyposażona jest w niewielką kłapkę wyważającą ustawioną na ziemi. Końcówki skrzydeł owalne, spłaszczone od dołu. Kłapy zajmują 46%, a lotki 38% rozpiętości skrzydła.

Kadłub. Przekrój owalny, spłaszczony od dołu. Konwencjonalna konstrukcja półskorupowa. Struktura przedniej części kadłuba otwarta od góry; w części dolnej zamknięta przez centropłat przechodzący przez nią z ominięciem dolnych wzdłużników nośnych, które zostały wybudowane na zewnątrz konstrukcji. Tylna część kadłuba stożkowa, rozwijalna. Na końcu tylnej części kadłuba znajduje się zaczep holowniczy.

Kabina. Miejsca pilotów usytuowane są obok siebie. Sterownice (drażki i pedały) zdwojone. Dźwignie sterowania zespołem napędowym zgrupowane na centralnej konsoli. Tablicę przyrządów i całe wnętrze samolotu cechuje surowość charakterystyczna dla maszyn wojskowych. Zwracając uwagę znaczne luzy w rozmieszczeniu przyrządów i wyposażenia — znaczna pojemność tablicy pozwoli w przyszłości na łatwą zmianę i rozszerzenie zakresu jej wyposażenia. Dodatkowe przełączniki umieszczone są na górnym pulpicie w dachu kabiny. Oszklenie kabiny składa się z dzielonego elementem nośnym wirochronu, unoszonych do góry drzwi-okien oraz okienek tylnych. Za fotelami pilotów usytuowany jest dość pojemny bagażnik. Kabina jest ogrzewana i przewietrzana. Wchodzenie na skrzydło przy wsiadaniu ułatwiają umocowane z obu stron kadłuba stopnie.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym. Obrys usterzenia poziomego prostokątny, pionowego — trapezowy ze skosem 40° na krawędzi natarcia. Konstrukcja stateczników dwudźwigarowa. Pokrycie kesonu statecznika pionowego z blachy żłob-



kowanej. Ster wysokości dzielony, wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie (rogowo), część pokryć z blachy żłobkowanej. Obydwa segmenty steru wysokości wyposażone w klapki wyważające. Ster kierunku wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie (rogowo), wyposażony w kłapkę wyważającą. Pokrycie steru kierunku z blach żłobkowanych. Na sterze kierunku umieszczona jest lampa antykolizyjna.

Podwozie. Stałe, trójkołowe z kołem przednim. Golenie podwozia głównego spawane z rur stalowych, mocowane do centropłata skrzydła. Koła zawieszane na wahaczach, amortyzatory olejowo-powietrzne. Koła wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne (instalacja podobna do samochodowej). Goleń podwozia przedniego teleskopowa (amortyzator wewnętrzny) z prostowodem. Koło zawieszane na widelcu.

Zespół napędowy. Płaski, czterocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik Lycoming IO-360-B1F o mocy 132,5 kW (= 180 KM) i obrotach 45 s⁻¹ (= 2700 obr/min); śmigło samonastawne metalowe dwułopatowe Hartzell HC-CZYK-1BF/F7668A (średnica 1,93 m). Silnik zawieszony na łożu z rur stalowych. Osłony silnika metalowe, dzielone w płaszczynie poziomej. W dolnej osłonie, przed wlotem powietrza do gaźnika umieszczony jest reflektor.

Instalacje. Paliwowa — skrzydłowe zbiorniki integralne o łącznej pojemności 150 l, możliwość podwieszania zbiorników dodatkowych (2 × 100 l). Elektryczna — zasila wyposażenie radionawigacyjne oraz oświetlenie samolotu, steruje uzbrojeniem podwieszonym.

Wyposażenie. W skład wyposażenia standardowego wchodzi: wysokościomierz, prędkościomierz, wariometr, girokompas, sztuczny horyzont, zakrętomiernik z chył-

miernikiem, radiokompas, radiostacja, sygnalizator przeciągnięcia, dwa paliwomierze, woltamperomierz, trójwskaźnikowy kontroler silnika, obrotomierz, manometr paliwa i zegar czasowy. Zestaw ten może być rozszerzony przez dodanie markera, RNAV, transpondera oraz drugiej (prawej) tablicy z podstawowymi przyrządami pilotażowymi (prędkościomierz, wysokościomierz, sztuczny horyzont, girokompas i wariometr). Wyposażenie podwieszane może składać się z zestawów uzbrojenia (pojemniki z bronią strzelecką, kasety z pociskami niekierowanymi) lub ze zbiorników dodatkowych. Celownik uzbrojenia może być montowany nad lewą tablicą przyrządów.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Wytwórnia UTV 75 istnieje od 1937 r. Początkowo produkowała szybowce, produkcję samolotów podjęto po wojnie. Własne biuro konstrukcyjne opracowało ok. 20 typów samolotów, z których część była produkowana seryjnie. W pierwszej połowie lat siedemdziesiątych w myśl podpisanego kontraktu zakłady UTV podjęły współpracę międzynarodową, zmierzającą do opracowania i produkcji rodziny samolotów o zunifikowanych komponentach (M-10, M-11 i dalsze). Współpraca ta została na początku 1975 r. przerwana i biuro konstrukcyjne UTV dokończyło samodzielnie najbardziej zaawansowany projekt oznaczony początkowo M-10. Pierwszy prototyp oblatano 19 maja 1976 r., drugi w marcu 1977 r. Produkcja seryjna nowego samolotu, oznaczonego UTV-75, rozpoczęła się w 1978 r. Samolot skonstruowano w oparciu o przepisy FAR-23. Jest on przeznaczony do szkolenia podstawowego, treningu, nauki i treningu akrobacji, holowania szybowców, szkolenia w lotach bez widoczności i lotach nocnych oraz do szkolenia strzeleckiego i zadań policyjno-szturmowych.

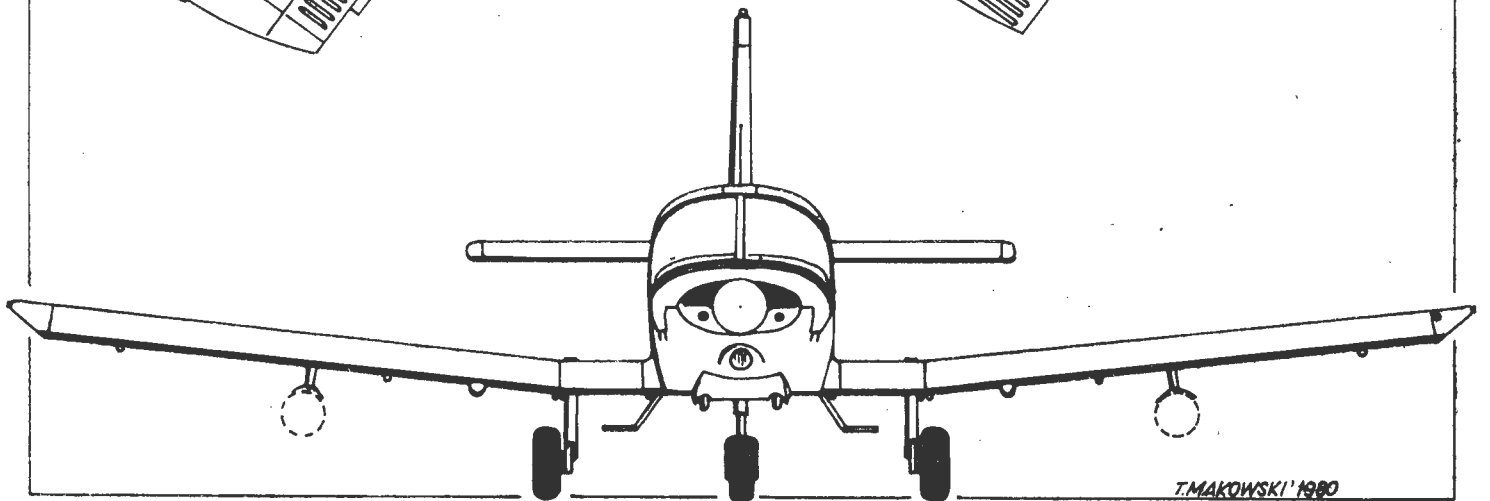
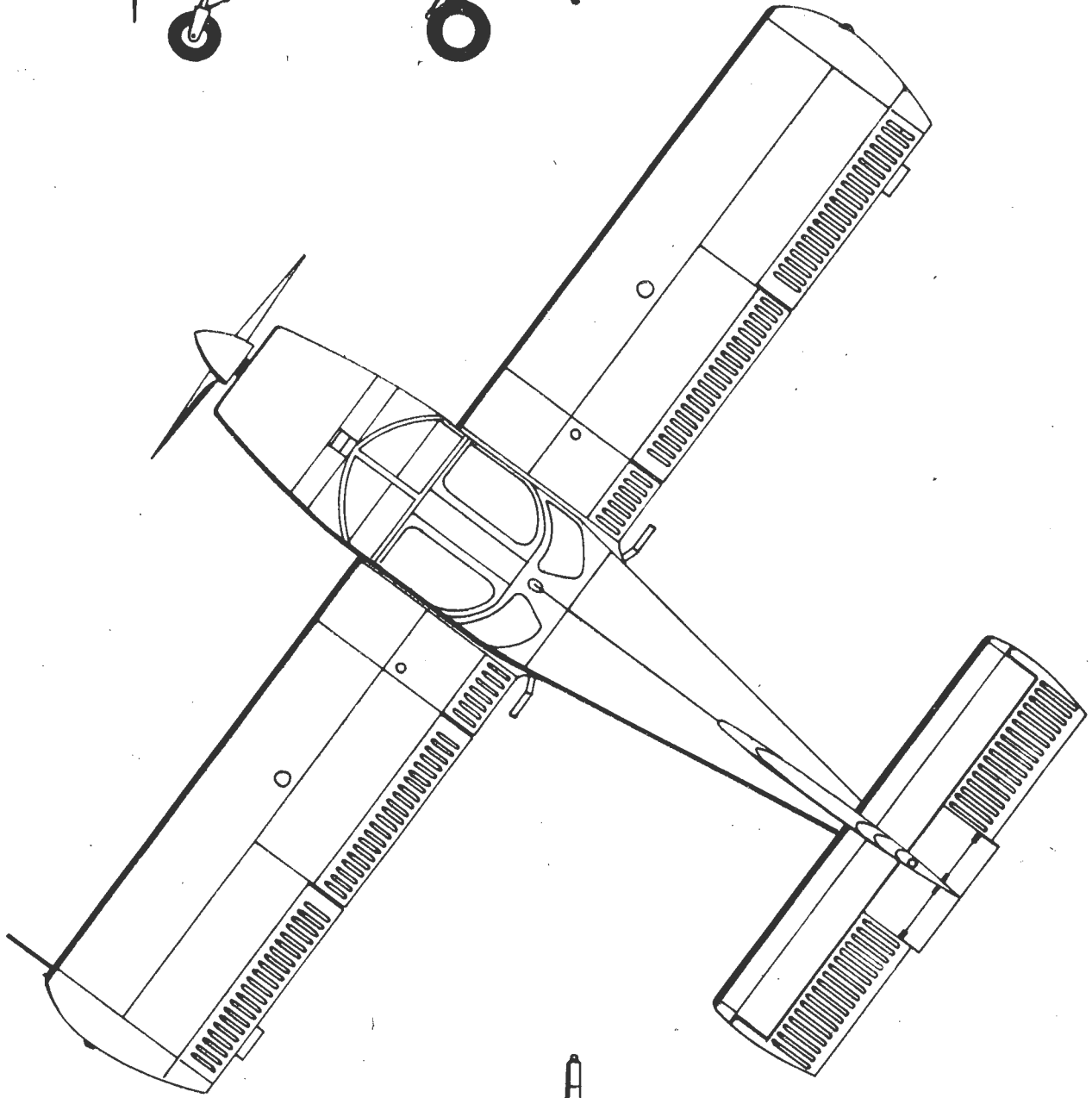
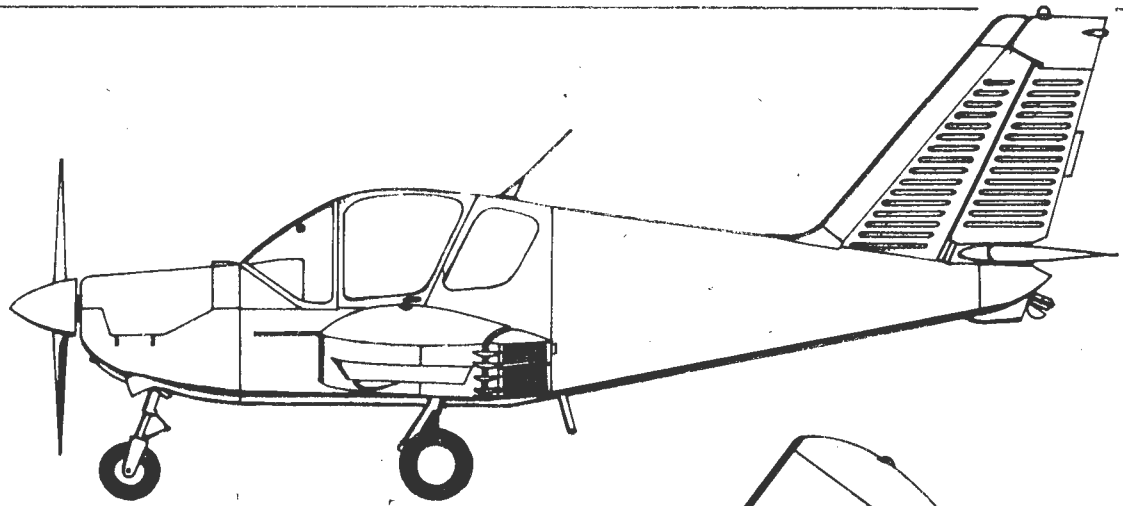
DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	9,73 m
Długość	7,11 m
Wysokość	3,15 m
Baza podwozia	1,99 m
Rozstaw podwozia	2,58 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	3,80 m
Cięciwa skrzydła	1,55 m
Cięciwa usterzenia poziomego	0,90 m
Powierzchnia skrzydła	14,63 m ²

Powierzchnia usterzenia poziomego	3,42 m ²
Wydłużenie skrzydła	6,5
Wydłużenie usterzenia poziomego	4,2
Masa własna	690 kg
Masa startowa maks.	990 kg
Bagaż	40 kg
Obciążenie powierzchni	87,7 kg/m ²
Obciążenie mocy	7,47 kg/kW (= 5,5 kg/KM)
Prędkość maks.	215 km/h
Prędkość przelotowa (75% mocy)	205 km/h
Prędkość min.	82 km/h

Wznoszenie	4,6 m/s
Pałap maks.	4000 m
Rozbieg	126 m
Długość lądowania z 15 m	350 m
Zasięg (zbiorniki podstawowe)	800 km
Zasięg maks. (ze zbiornikami podwieszonymi)	2000 km
Współczynniki obciążenia	n = +6 do -3.

T.M.



T.MAKOWSKI'1980

ENGLISH NAMES OF AIRCRAFT AND ENGINES (II)

ANGIELSKIE NAZWY SAMOLOTÓW, ŚMIGŁOWCÓW, SZYBOWCÓW I SILNIKÓW (II)

1 - Mallard	72 - Skytrooper	1 - kaczką krzyżówka	74 - wojownik nieba
2 - Marauder	73 - Skyvan	2 - maruder, rabuś	75 - porywacz
3 - Mariner	74 - Skywarrior	3 - marynarz	76 - słonka, bekas
4 - Martinet	75 - Snapper	4 - służbista, pedant	77 - wróbel
5 - Martlet	76 - Snipe	5 - Jerzyk	78 - krogulec
6 - Master	77 - Sparrow	6 - mistrz, pan, nauczyciel	79 - ryba-włócznia
7 - Mayfly	78 - Sparrowhawk	7 - jętka	80 - duch, zjawą, wróżka
8 - Merchantman	79 - Spearfish	8 - statek handlowy	81 - złośliwy, mściwy
9 - Messenger	80 - Spirit	9 - posłanice, zwiastun	82 - raptus
10 - Moth	81 - Spiteful	10 - ćma, mól	83 - ogier
11 - Nighthawk	82 - Spitfire	11 - nocny ptaszek, rabuś nocny	84 - gwiazdny myśliwiec, myśliwiczka
12 - Nomad	83 - Stallion	12 - włóczga, koczownik	85 - gwiazdny samolot pasażerski
13 - Osprey	84 - Starfighter	13 - rybołów	86 - szpak
14 - Otter	85 - Starliner	14 - wydra	87 - stacja powietrzna
15 - Owl	86 - Starling	15 - sowa	88 - pasażerski pojazd stratosferyczny
16 - Pacer	87 - Stationair	16 - stępak (o koniu)	89 - liniowiec stratosferyczny
17 - Peashooter	88 - Stratocruiser	17 - dmuchawka do strzelania śrutem	90 - krążownik stratosferyczny
18 - Peregrine	89 - Stratoliner	18 - sokół wędrowny	91 - jaskółka
19 - Petrel	90 - Supporter	19 - petrel (ptak)	92 - łabędź
20 - Phantom	91 - Swallow	20 - widmo, upiór	93 - ryba-miecz
21 - Plover	92 - Swan	21 - siewka (ptak)	94 - rubrykarz, tabela z rubrykami
22 - Prefect	93 - Swordfish	22 - starszy uczeń	95 - pomyślny wiatr
23 - Prentice	94 - Tabloid	23 - terminator	96 - szpon, pazur
24 - Prince	95 - Tailwind	24 - książkę	97 - burza
25 - Princess	96 - Talon	25 - księżna	98 - rybołówka
26 - Privateer	97 - Tempest	26 - statek korsarski	99 - drozd
27 - Proctor	98 - Tern	27 - urzędnik, pełnomocnik	100 - piorun, grom
28 - Prospector	99 - Thrush	28 - poszukiwacz kopalin	101 - błysk pioruna
29 - Provider	100 - Thunderbolt	29 - dostawca	102 - smuga pioruna
30 - Provost	101 - Thunderflash	30 - rektor, burmistrz	103 - tygrys
31 - Prowler	102 - Thunderstreak	31 - maruder	104 - dziki kot, ocelot
32 - Pup	103 - Tiger	32 - szczenię, szczeniak	105 - kocur
33 - Queen Bee	104 - Tigercat	33 - królowa pszczoł	106 - sikorka
34 - Quail	105 - Tomcat	34 - przepiórka	107 - flisak
35 - Rainbow	106 - Tomtit	35 - tęcza	108 - podróżny
36 - Ranger	107 - Tracker	36 - obieżyświat	109 - trójgwiazda
37 - Redwing	108 - Traveler	37 - drozd	110 - indyk
38 - Reliant	109 - Tristar	38 - ufny w siebie, pewniak	111 - wychowawca, guwerner
39 - Robin	110 - Turcock	39 - rudzik	112 - tajfun
40 - Sabre	111 - Tutor	40 - pałasz	113 - dzielny, mężny
41 - Scarab	112 - Typhoon	41 - skarabecusz	114 - straż przednia
42 - Scimitar	113 - Valiant	42 - bułat, szabla turecka	115 - uniwerek
43 - Sea Bee	114 - Vanguard	43 - morska pszczoła	116 - zemsta
44 - Scaford	115 - Varsity	44 - morski bród, morska płyuczna	117 - jad
45 - Seagull	116 - Vengeance	45 - mewa	118 - ryzyko, los szczęścia
46 - Seahawk	117 - Venom	46 - jastrząb morski	119 - wicekról
47 - Sea King	118 - Ventura	47 - wódz Wikingów (król mórz)	120 - członek straży obywatelskiej
48 - Sea Lion	119 - Viceroj	48 - lew morski	121 - gnu (antylopa)
49 - Seamew	120 - Vigilante	49 - mewa	122 - obrońca
50 - Searchmaster	121 - Vildebeest	50 - wódz poszukiwaczy	123 - żmija
51 - Sea Vixen	122 - Vindicator	51 - lisica morska	124 - wicehrabia
52 - Semiquaver	123 - Viper	52 - szczenastka (w muzyce)	125 - jędrza, lisica
53 - Sentinel	124 - Viscount	53 - wartownik	126 - wiara w czary
54 - Sentry	125 - Vixen	54 - wartownik	127 - podróżnik
55 - Shooting Star	126 - Voodoo	55 - spadająca gwiazda	128 - sęp
56 - Shrimp	127 - Voyager	56 - krewetka	129 - mors
57 - Silver Streak	128 - Vulture	57 - srebrna smuga	130 - topór wojenny
58 - Siskin	129 - Walrus	58 - czyżyk	131 - wojownik
59 - Skimmer	130 - Warhawk	59 - brzytwodziób	132 - osa
60 - Skipper	131 - Warrior	60 - kapitan statku handlowego	133 - wędrownik
61 - Sky	132 - Wasp	61 - niebo	134 - niebo, sklepienie niebieskie
62 - Sky Knight	133 - Wayfarer	62 - rycerz nieba	135 - zachodni wiatr
63 - Skylane	134 - Welkin	63 - droga na niebie	136 - trąba powietrzna
64 - Skylark	135 - Westwind	64 - skowronek	137 - świstun (dzika kaczką)
65 - Skymaster	136 - Whirlwind	65 - powietrzny pirat	138 - żbik
66 - Skyraider	137 - Widgeon	66 - powietrzny pirat	139 - pustułka
67 - Skyrocket	138 - Wildcat	67 - rasa, rakietą	140 - słonka, bekas
68 - Skyservant	139 - Windhover	68 - służka nieba	141 - turkawka
69 - Skyshark	140 - Woodcock	69 - powietrzny rekin	142 - strzyżyk
70 - Skystreak	141 - Woodpigeon	70 - smuga na niebie	
71 - Skytrain	142 - Wren	71 - powietrzny pociąg	
		72 - powietrzny kawalerzysta	
		73 - powietrzna furgonetka	

SELINGER P.: Segelflugzeuge vom Wolf bis Mini-Nimbus. Flugzeugbau bei Schempp-Hirth und Wolf Hirth 1935 bis heute. Motorbuch Verlag, Stuttgart 1978, DM 48.

Książka „Szybowce od Wolfa do Mini-Nimbusa” jest pierwszą w świecie monografią poświęconą szybowcom jednej wytwórni, Schempp-Hirth, założonej w 1935 r., a działającej do chwili obecnej. W latach 1958 i 1963 pojawiły się wydane przez



OSTIV dwa tomy „The World's Sailplanes”, które dały przegląd szybowców świata. „Konstrukcje lotnicze Polski Ludowej” z 1965 r. wraz z „Polskimi konstrukcjami lotniczymi” z 1975 r. należały do pierwszych przeglądów szybowców jednego kraju, podobnie jak N. Ellisona „British Gliders and Sailplanes 1922 to 1970” wydane w 1971 r. Przegląd najśłynniejszych szybowców historycznych dał w 1970 r. G. Brütting w książce „Die berühmtesten Segelflugzeuge”, zaś przegląd szybowców laminatowych w 1976 r. D. Geistmann w książce „Die Entwicklung der Kunststoff Segelflugzeuge”. Obecnie zaczął się etap publikowania monografii szybowców jednej wytwórni — zapoczątkowany przez P. Selinger.

Wytwórnia Schempp-Hirth powstała na początku 1935 r. Martin Schempp w pierwszej połowie lat trzydziestych zajmował się produkcją szybowców w USA, zaś znany szybownik Wolf Hirth projektował szybowce budowane w warsztatach E. Scheider. W utworzonej wytwórni szybowce konstruował W. Hirth przy współudziale braci W. i U. Hütter. Ponieważ wytwórnia mieściła się w Göppingen, szybowce oznaczano skrótem Gö. Pierwszą konstrukcją był treningowy Gö1 Wolf zbudowany w liczbie około 15 sztuk. Wyczynowy Gö3 Minimoa, o charakterystycznym mewim kształcie skrzydeł była wyprodukowana w serii przekraczającej 275 sztuk. Dwumiejscowy (z miejscami obok siebie) Gö4 Goevler był wykonany w 130 egzemplarzach wliczając w to 21 zbudowanych po wojnie. Podczas II wojny światowej wytwórnia zbudowała serię 35 szybowców akrobacyjnych Habicht, prototypy wersji Habichta o rozpiętości 8 m i 6 m przeznaczonych do szkolenia strzeleckiego oraz usterzenia do samolotów. W wytwórni powstały płytowe hamulce aerodynamiczne Schempp-Hirth opracowane przez W. Hüttera oraz hamulce grzebleniowe. Jako prototypy doświadczalne zbudowano wodnoszybowiec Gö8 będący latającą miniaturą kopią wodnosamolotu Do214 oraz samolot Gö9 z pchającym śmi-

giem za usterzeniem, jako studium samolotu Do335. Hi-20 MoSe był prototypem motoszybowca, a Hi-21 prototypem szybowca dwumiejscowego o chowanym dwukołowym podwoziu i o nieznacznie zmienianym w locie skosie płata. Budowa samolotu Hi24 o masie własnej 28 kg nie została ukończona.

W 1951 r. Hirth wznowił produkcję Goeviera, a następnie zbudował 60 szybowców dwumiejscowych Doppelraab oraz 45 akrobacyjnych Lo100 i 30 Lo150, a ponadto m.in. prototypy szybowca laminatowego Hi-25 Kria oraz motoszybowca Hi26 MoSe II (Hirth był propagatorem idei motoszybowca) i serię 9 sztuk samolotów akrobacyjnych Hi27 Acrostar. Działalność konstrukcyjną W. Hirtha przerwała w 1957 r. Śmierć w wypadku lotniczym.

W 1962 r. wytwórnia Schempp-Hirth rozpoczęła produkcję licencyjną 65 szybowców Standard Austria. Dalszy rozwój szybowców w wytwórni poprowadził Klaus Holighaus, który przerobił Std. Austrię na 17-metrowy szybowiec SHK (zbudowano 59 szt.). Holighaus zapoczątkował budowę szybowców laminatowych, których w 12-leciu 1967-78 wytwórnia zbudowała 1200 sztuk. Pierwszym laminatowym szybowcem wytwórni był HS2 Cirrus (150 sztuk) z 1967 r., następnymi HS4 Std. Cirrus (750 sztuk) z 1969 r., HS5 Nimbus 2 (180 szt.) z 1971 r., HS6 Janus (80 szt., pierwszy seryjny dwumiejscowy szybowiec laminatowy) z 1971 r. i HS7 Mini-Nimbus (100 szt.) z 1978 r. oraz motoszybowiec Nimbus 2M (7 szt.). Od założenia wytwórni, wyprodukowała ona łącznie około 2000 szybowców.

Książka wydana jest w dużym albumowym formacie, dzięki czemu mogła być ilustrowana zdjęciami o dużych wymiarach, co podnosi jej wartość użytkową i estetyczną. Dzieje rozwoju poszczególnych szybowców przedstawione są szczegółowo, zaś rysunki i zdjęcia pokazują ciekawsze rozwiązania konstrukcyjne jak przekroje skrzydeł, przekroje kabiny, okucia skrzydłowe, konstrukcja klap i hamulców aerodynamicznych, fragmenty szybowców podczas budowy, metody prób w locie, bieżunowe itp. Na końcu książki zamieszczona jest lista szybowców wg numerów fabrycznych, z datami oblotu i znakami rejestracyjnymi.

Zaletą książki jest to, że nie jest suchą monografią zakładu ani krótkim encyklopedycznym katalogiem szybowców Schempp-Hirth. Zasługą autora jest znalezienie odpowiedniej formy pokazania tematu w bardzo interesujący sposób, przez wyeksponowanie rozwoju konstrukcji szybowców.

Książka Selingera jest nie tylko pierwszą monografią wytwórni szybowcowej i jej szybowców, lecz także jest pierwszą książką, w której dzieje rozwoju konstrukcji poszczególnych szybowców zostały tak trafnie i bogato zilustrowane. Zainteresuje ona zarówno konstruktorów, studentów i pilotów, jak i wszystkich zainteresowanych rozwojem techniki szybowcowej.

A.G.

KOLCZIN I.W., KOCZETKOW W.I., TUMANOW A.W.: Oborudowanie letatelnich apparatow. Uczebnik dla technikumow. Moskwa 1979, s. 152, bibliogr. poz. 51. Cena 0,35 rbl. (7 zł).

Książka, przeznaczona dla uczniów średnich szkół lotniczych, zawiera zwięzły opis

podstawowego wyposażenia samolotu, między innymi systemów sterowania, cyfrowych maszyn obliczeniowych, automatycznej regulacji silników, układów telemetrycznych i in. Autorzy opisują także metody kontrolowania osprzętu i metody zapewniania bezawaryjności jego pracy.

M.-M.M.

PAWŁOW JU.I., SZAJN JU.JA., ABRAMOW W.I.: Projektowanie ispytatielnich stienow dla awiacionnych dwigatielej. Moskwa 1979, s. 152, bibliogr. poz. 72. Cena 0,60 rbl. (12 zł).

Autorzy zajmują się w swojej książce stanowiskami badawczymi silników lotniczych. Opisują etapy projektowania stanowisk, ich rodzaje oraz podają ich charakterystyki. Między innymi zajmują się szczegółowo stanowiskiem doświadczalnym z imitacją warunków lotu. Podają także charakterystykę pomieszczeń, w jakich stanowiska badawcze mogą być umieszczone.

Książka jest przeznaczona dla inżynierów i projektantów zatrudnionych w przemyśle lotniczym. Może także służyć studentom wydziałów lotniczych.

M.-M.M.

SIEWIEROW L.A.: Girostabilizatory inercialnych sistemow uprawlenija. Leningrad 1979, s. 152, ilustr. 35, bibliogr. poz. 80. Cena 1,03 rbl. (20,60 zł).

Autor zajmuje się giroskopowymi stabilizatorami bezwładnościowych systemów sterowania bezpilotowymi statkami latającymi. Szczególnie wiele miejsca poświęca analizie i syntezie konturu stabilizacji platformy. Poza tym autor daje opis kinetyczny i dynamiczny stabilizatorów giroskopowych i liczne schematy przegubowych zawieszonych platformy. Zajmuje się także różnymi sposobami rozmieszczenia giroskopów i silników stabilizujących.

Książka przeznaczona jest dla specjalistów, zajmujących się projektowaniem stabilizatorów giroskopowych oraz dla studentów, zamierzających specjalizować się w tej dziedzinie.

M.-M.M.

LIGUM T.I.: Aerodinamika i dinamika poleta turboreaktiwnych samoletoow. Wydanie III poprawione i uzupełnione. Moskwa 1979, s. 319. Cena 1,30 rbl. (26 zł).

Obszerna książka zawiera wieloaspektowy opis aerodynamiki i dynamiki lotu samolotów turbodrzutowych. Autor zajmuje się podstawami fizycznymi aerodynamiki dużych prędkości, charakterystykami aerodynamicznymi samolotów ze skrzydłami skośnymi, budową skrzydła skośnego, wpływem ściśliwości powietrza na charakterystyki aerodynamiczne skrzydła i samolotu. Rozpatruje charakterystyki startu samolotów ze skrzydłami skośnymi i metody ich ulepszania. Podaje charakterystykę zespołu napędowego oraz schemat rozmieszczenia silników we współczesnych samolotach pasażerskich, a także charakterystyki startu samolotu przy wszystkich silnikach pracujących, wpływ przerwania pracy silnika na charakterystyki startu, optymalne warunki nabierania wysokości, lot poziomy, opadanie, podejście do lądowania i charakterystyki lądowania.

Książka, zaopatrzona w liczne wykresy, przeznaczona jest dla załóg latających i inżynierów technicznych. Może także służyć studentom wydziałów lotniczych.

M.-M.M.

Numeryczne projektowanie i optymalizacja śmigieł (II)

Opis programu

Program wykorzystuje dwa podprogramy: jeden wyznaczający charakterystyki śmigła oraz drugi oparty na metodzie gradientów, optymalizujący charakterystyki śmigła. Teorię oraz opis metody i przygotowania danych dla podprogramu wyznaczającego charakterystyki śmigła przedstawiono w cz. I (TLiA 2/80).

Działanie programu opisano na przykładzie optymalizacji sprawności śmigła, a jego schemat blokowy pokazano na rys. 1. Program pracuje iteracyjnie badając kolejno zadane przekroje łopaty śmigła. Dane wyjściowe to geometryczna charakterystyka śmigła (podająca w kilku punktach wzdłuż długości łopaty śmigła jego cięciwę, grubość, kąt ustawienia) oraz stałe, jak prędkość obrotowa, postępowania itp.

Najpierw wyznaczana jest sprawność śmigła oryginalnego. Następnie parametry geometryczne śmigła b_i, h_i, α_i są zmieniane kolejno przez podprogram optymalizacyjny. Po każdej zmianie parametrów wyznaczana jest sprawność i tak je zmienia, aby sprawność ta wzrastała. Proces prowadzony jest aż do momentu, gdy sprawność osiągnie maksimum lub gdy pojawi się ograniczenie zewnętrzne, np. osiągnięcie przez materiał łopaty dopuszczalnych naprężeń od momentu skracającego śmigła itp.

W ten sposób program wyznacza parametry geometryczne śmigła w zadanych przekrojach. Po zakończeniu obliczeń otrzymujemy geometrię nowego śmigła wraz z jego charakterystykami.

Ocena wyników otrzymanych za pomocą programu

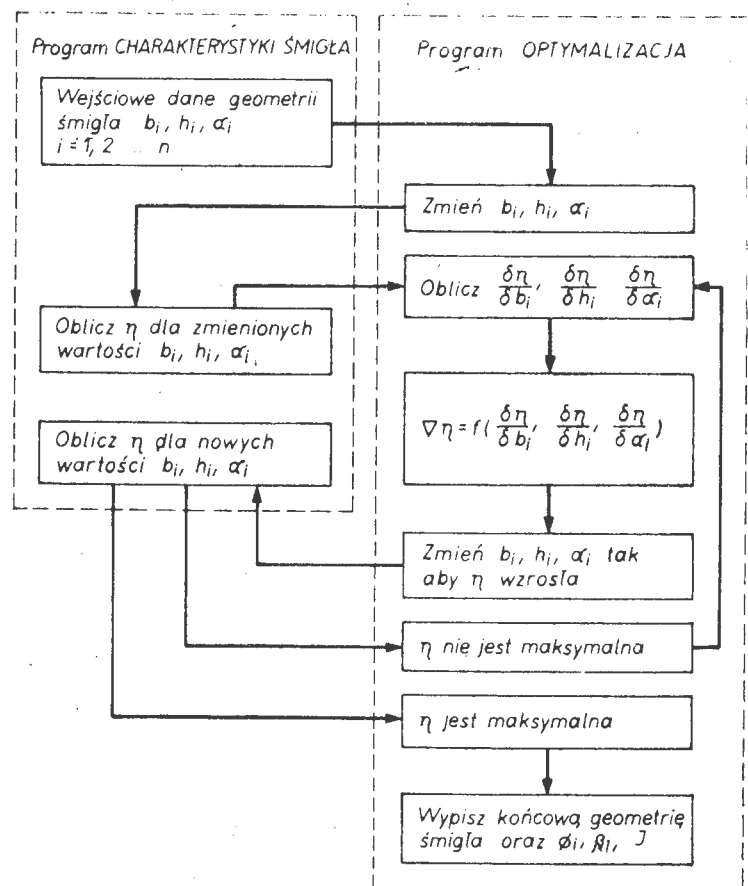
Podprogram „charakterystyki śmigieł”

Poprawność metody i wyników uzyskanych podprogramem „charakterystyki śmigieł” sprawdzono porównując wyniki komputerowe z danymi doświadczalnymi dla trzech różnych śmigieł znanej i dobrze udokumentowanej rodziny śmigieł NACA 16. Charakterystyki łopat tych trzech śmigieł podano na rys. 2. Dla uproszczenia krzywą obliczeniowego współczynnika siły nośnej śmigła NACA 10 — (1.7) (062)-51 aproksymowano prostą (rys. 2a).

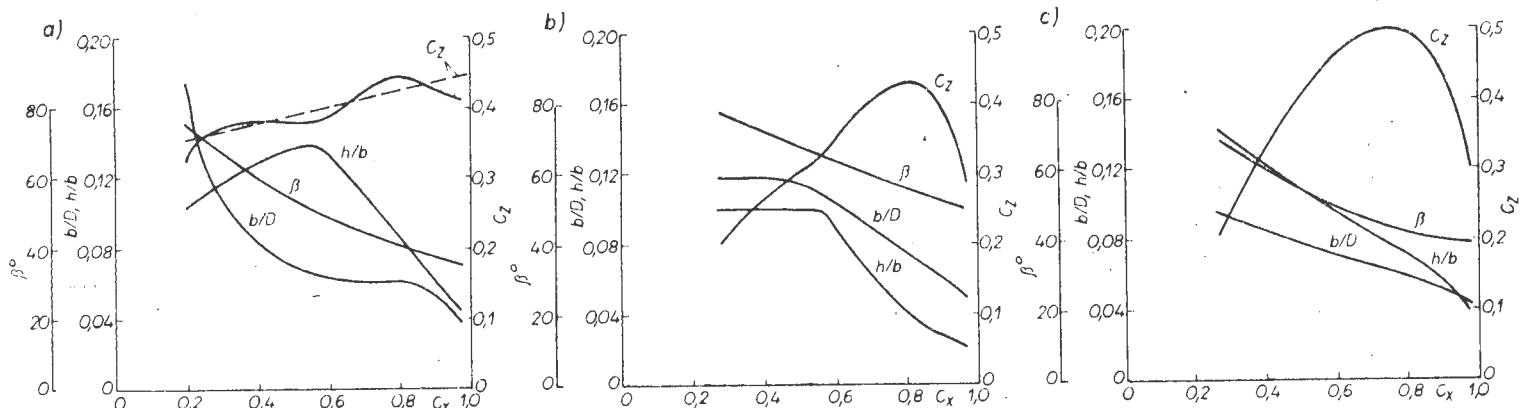
Porównanie charakterystyk komputerowych i doświadczalnych śmigła NACA 10 — (1.7) (062)-51 pokazano na rys. 3. Śmigło obracało się ze stałą prędkością obrotową w tunelu aerodynamicznym o zmiennej prędkości prze-

plywu powietrza w celu zmiany posuwu. Dla dwu pozostałych śmigieł prędkość przepływu powietrza była stała. Posuw śmigła zmieniano przez zmianę jego prędkości obrotowej.

Komputerowe i doświadczalne charakterystyki śmigła NACA 4 — (4) (06)-04 porównano na rys. 4. Dla każdej prędkości lotu (wyrażonej liczbą Macha) badano kilka przypadków różniących się wielkością posuwu oraz kątem



Rys. 1. Schemat blokowy programu



Rys. 2. Charakterystyki łopat śmigieł: a) NACA 10-(1.7) (062)-51; b) NACA 4-(4) (06)-04; c) NACA 4-(5) (08)-03

ustawienia łopaty. Dla porównania wybrano charakterystyki dla kilku liczb Macha i kątów ustawienia łopaty. Powyższe porównania pokazują poprawność zastosowanej metody w dużym zakresie liczb Macha.

Komputerowe i doświadczalne charakterystyki śmigła NACA 4 — (5) (08)-03 pokazano na rys. 5. Porównano wyniki obu metod dla liczby Macha $M = 0,6$ oraz trzech kątów ustawienia łopaty. Dla tej liczby Macha wyniki obu metod są zgodne dla kątów 50° i 55° . Przyczyna rozbieżności wyników dla kąta 45° nie jest znana.

Zarówno dla śmigła NACA 4 — (4) (06)-04 oraz NACA 4 — (5) (08)-03 (rys. 4 i 5) można zauważyć, że współczynniki mocy i ciągu wyznaczone podprogramem „charakterystyki śmigła” są większe niż otrzymane doświadczalnie, sprawność zaś wykazuje dobrą zgodność. Różnice są spowodowane w dużym stopniu nieuwzględnieniem w obliczeniach numerycznych współczynnika strat brzegowych.

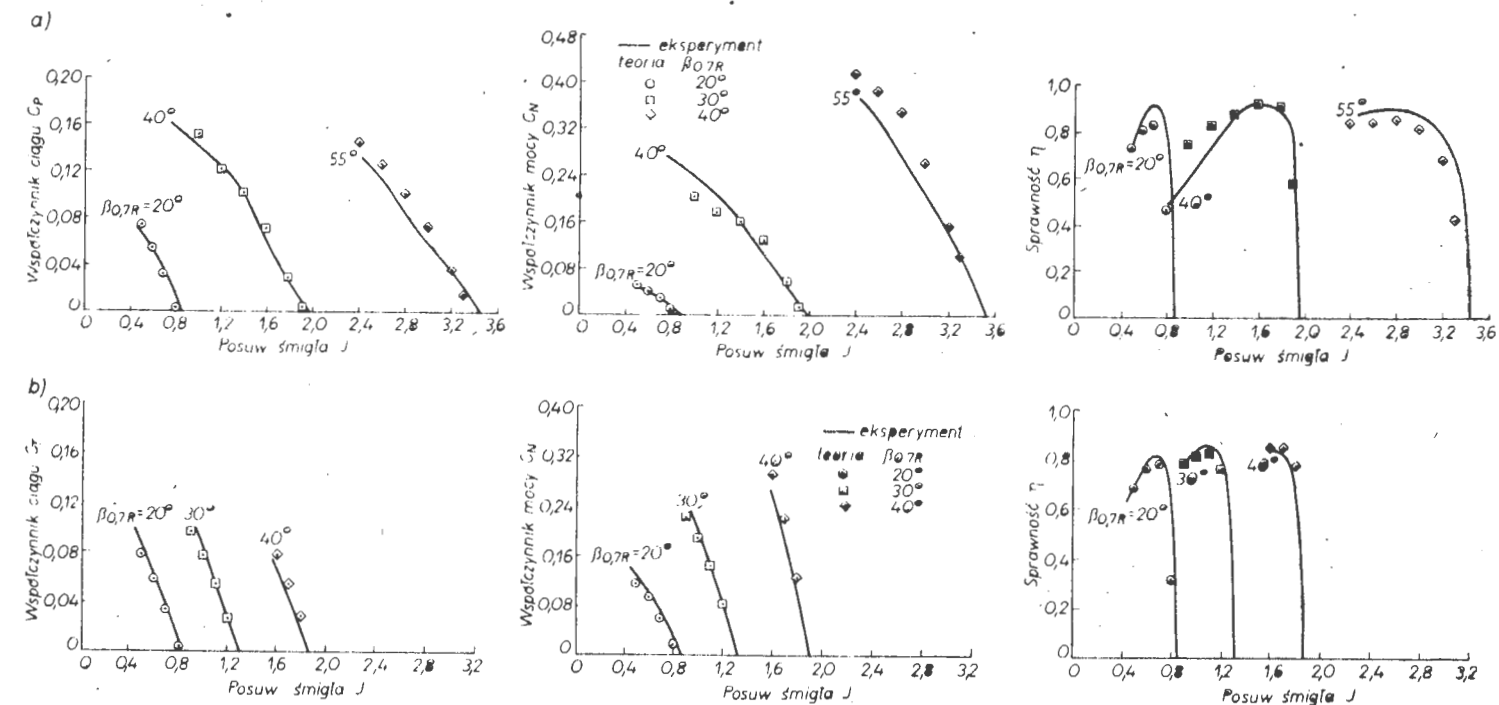
Zgodność wyników pogarsza się dla liczb Macha powyżej $M = 0,8$.

Na rys. 6 pokazano wyznaczoną za pomocą podprogramu „charakterystyki śmigła” zależność sprawności od posuwu dla trzech różnych kątów ustawienia łopaty śmigła NACA 4 — (5) (08)-03 dla $M = 0,6$. Zaznaczone punkty na krzywych zostały wybrane przez podprogram „optymalizacja”.

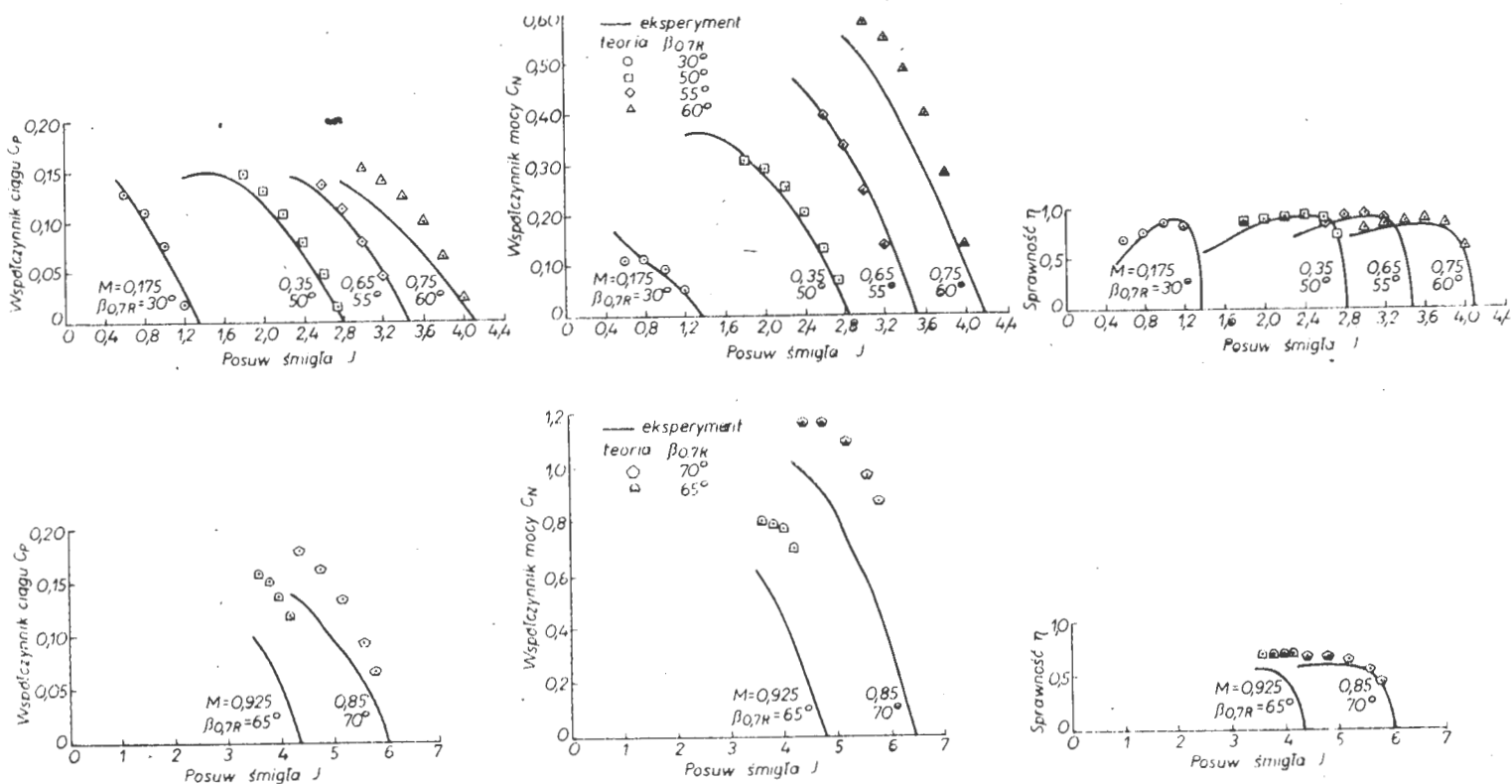
Rys. 7 pokazuje obwiednię maksymalnych sprawności wyznaczoną podprogramem „charakterystyki śmigła” dla śmigła NACA 4 — (5) (08)-03.

Optymalizacja śmigła

Poprawność działania podprogramu „optymalizacja” sprawdzono dla dwóch przypadków: optymalizacji sprawności i optymalizacji ciągu.



Rys. 3. Charakterystyki śmigła NACA 10-(1.7) (062)-51: a) obroty $N = 1140$ obr/min; b) obroty $N = 2100$ obr/min

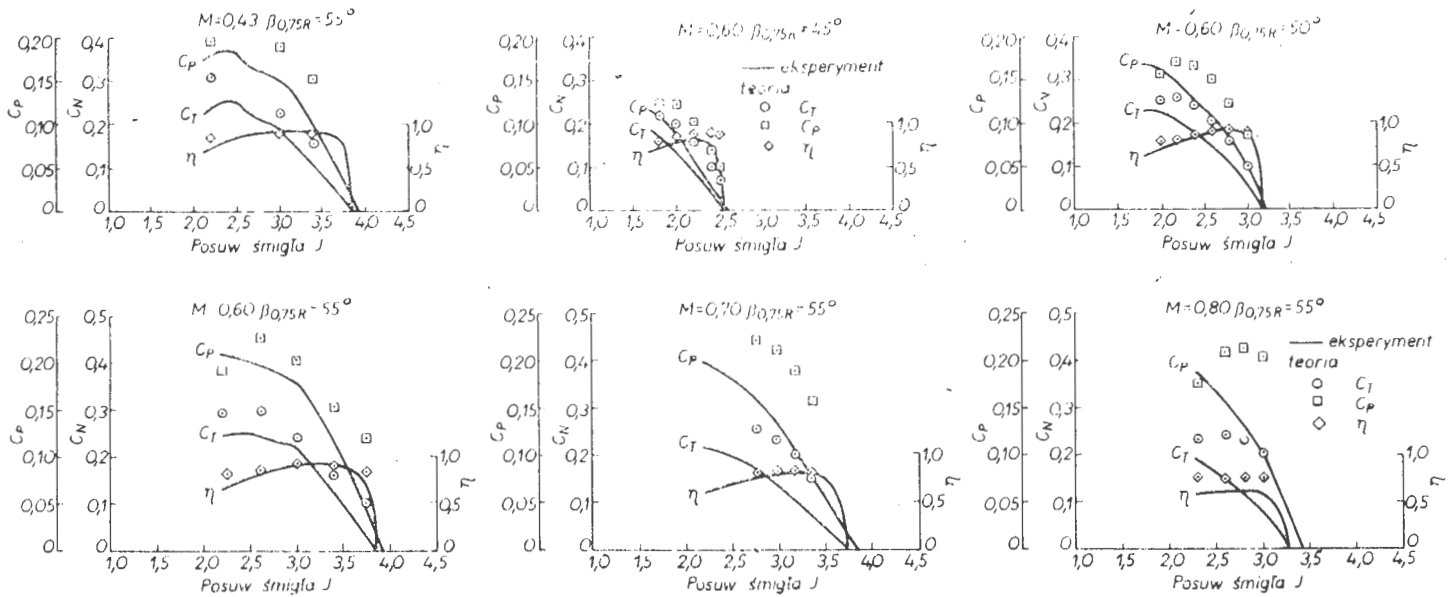


Rys. 4. Charakterystyki śmigła NACA 4-(4) (06)-04

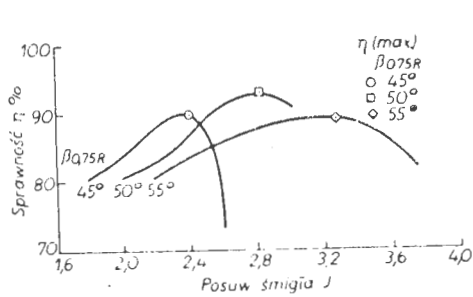
Optymalizowano sprawność śmigła NACA 4-(5) (08)-03 przy prędkości $M = 0.6$. Jako zmienne występowały: cięciwa łopaty śmigła, jej grubość oraz kąt natarcia. Ograniczeniem zewnętrznym były dopuszczalne naprężenia od

momentu skręcającego łopatę śmigła. Największe zmiany w geometrii optymalizowanego śmigła zaszyły w wielkości kąta ustawienia łopaty.

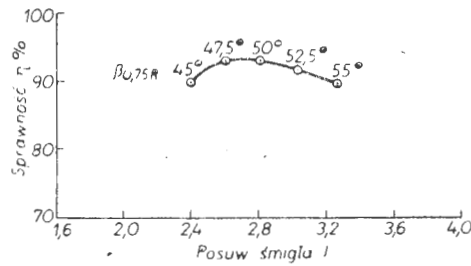
Na rys. 8 pokazano trzy rozkłady kątów ustawienia łopaty



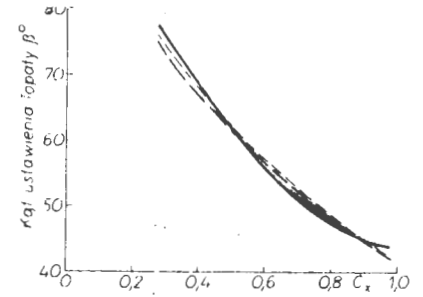
Rys 5 Charakterystyki śmigła NACA 4-(5) (08)-03



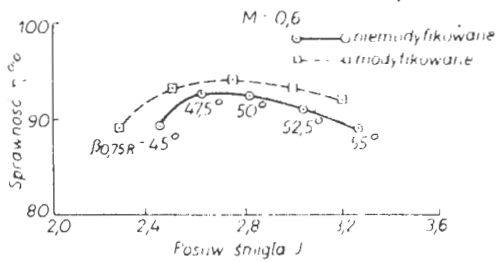
Rys. 6. Sprawność śmigła w funkcji posuwu śmigła NACA 4-(5) (08)-03, $M = 0,6$



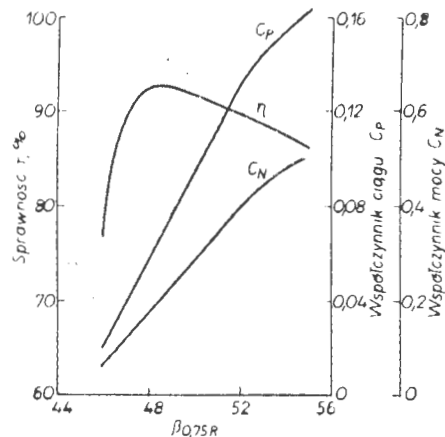
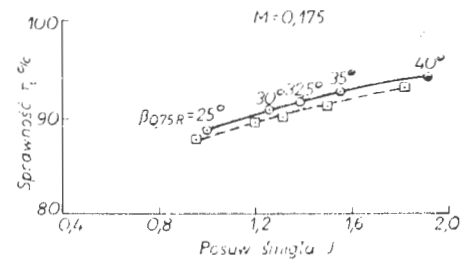
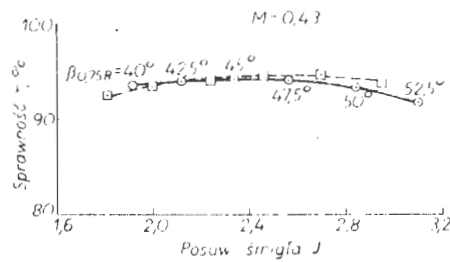
Rys. 7. Obwiednia maksymalnych sprawności dla różnych kątów śmigła NACA 4-(5) (08)-03, $M = 0,6$



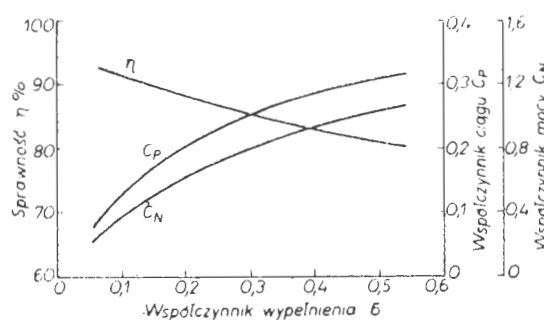
Rys. 8. Rozkład kątów ustawienia łopaty śmigła NACA 4-(5) (08)-03, $M = 0,6$, $I = 2,7$



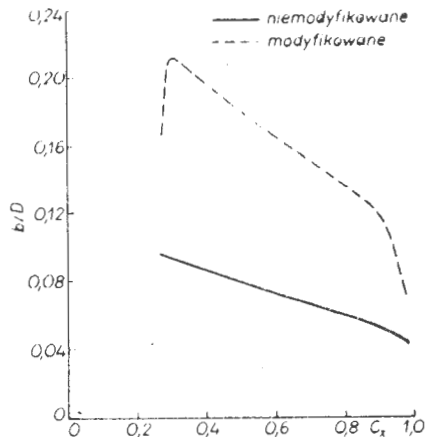
Rys. 9. Sprawność śmigła NACA 4-(5) (08)-03 w zależności od liczby Macha



Rys. 10. Zmiana parametrów śmigła NACA 4-(5) (08)-03 w zależności od kąta natarcia łopaty śmigła, $M = 0,6$, $I = 2,7$



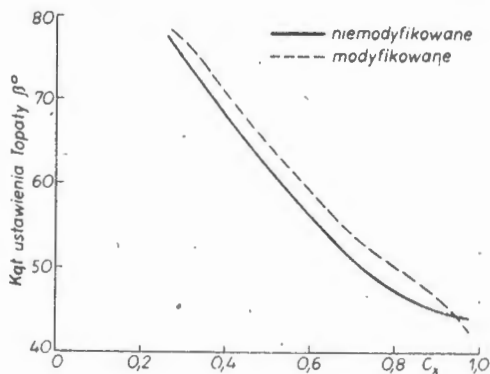
Rys. 11. Zmiana parametrów śmigła NACA 4-(5) (08)-03 w zależności od współczynnika wypełnienia, $I = 2,7$, $\beta_{0,40R} = 49^\circ$



Rys. 12. Rozkład długości cięciwy śmigła NACA 4-(5) (08)-03, $M = 0,6$, $I = 2,7$

paty badanego śmigła. Pierwsza krzywa (linia ciągła — $\eta = 0,924$) dotyczy kątów śmigła wyjściowego, druga krzywa ($\eta = 0,934$) odpowiada kątowi ustawienia łopaty przy zachowaniu maksymalnej doskonałości (C_z/C_x) przekrojów łopaty, trzecia ($\eta = 0,941$) zaś kątów łopaty optymalizowanego śmigła. Odpowiednie maksymalne sprawności wykazują celowość stosowania programu optymalizującego.

Na rys. 9 pokazano obwiednie maksymalnych sprawności wyznaczone podprogramem „charakterystyki” dla wyjściowego i optymalizowanego śmigła dla liczb Macha 0,6, 0,43 i 0,175. Sprawności śmigła optymalizowanego są wyższe dla liczb Macha 0,6 i 0,43. Dla liczby Macha $M = 0,175$ jest odwrotnie. Ponieważ jednak sprawności wyznaczone podprogramem „charakterystyki” różnią się od doświadczalnych



Rys. 13. Rozkład kąta ustawienia łopaty śmigła NACA 4-(5) (08)-03, $M = 0,6$, $I = 2,7$

nych o ok. 10%, weryfikację wyników można przeprowadzić po uzyskaniu odpowiednich danych doświadczalnych. Badano również wpływ zmiany kąta natarcia oraz liczby łopat śmigła na jego charakterystyki.

Rys. 10 pokazuje charakterystyki uzyskane podprogramem „charakterystyki” dla śmigła NACA 4-(5) (08)-03.

Krzywa sprawności śmigła ma wyraźne maksimum, zaś wartości współczynników mocy i ciągu rosną wraz ze wzrostem kąta ustawienia łopaty. Jeżeli więc ograniczeniem zewnętrznym programu jest moc a zmienną kąt ustawienia łopaty, program zwiększa go aż do osiągnięcia przez śmigło tej mocy.

Na rys. 11 pokazano komputerowe charakterystyki śmigła NACA 4-(5) (08)-03. Współczynnik wypełnienia wyznaczono z równania

$$\sigma = \frac{B \cdot b}{\pi \cdot D}$$

Ponieważ współczynnik wypełnienia σ jest proporcjonalny do cięciwy łopaty śmigła, jego wpływ na charakterystyki jest podobny.

Na rys. 12 i 13 pokazano rozkłady cięciwy i kąta ustawienia łopaty śmigła NACA 4-(5) (08)-03 optymalizowanego na ciąg. Nieoptymalizowane śmigło miało sprawność $\eta = 0,93$ oraz współczynnik ciągu $C_p = 0,091$. Po pięciu krokach iteracyjnych sprawność śmigła wyniosła 0,88 a współczynnik ciągu 0,213. Ograniczeniem były dopuszczalne naprężenia od momentu skręcającego łopatę śmigła, które nie pozwoliły na dalsze zwiększenie współczynnika ciągu. Wzrost cięciwy oraz kąta ustawienia łopaty wzdłuż jej rozpiętości pokazano na rysunkach.

Podsumowanie

Przedstawione powyżej porównania wykazują celowość stosowania numerycznych metod do projektowania śmigieł. Pozwalają one uzyskać śmigła o wysokich parametrach już na tym etapie. Metoda, oprócz możliwości korzystania z EMC, wymaga rzetelnych danych podstawowych (charakterystyki profili śmigłowych). Nie należy jednak zapominać, że końcowym etapem prac są zawsze badania rzeczywistego śmigła.

Na podstawie „Propeller Design by Numerical Optimization” wg „Society of Automotive Engineers” 1977 r. opracował: A. Markowski

EO/49/K/80

PROJEKTY

Lockheed L-1011-LH₂ • USA •

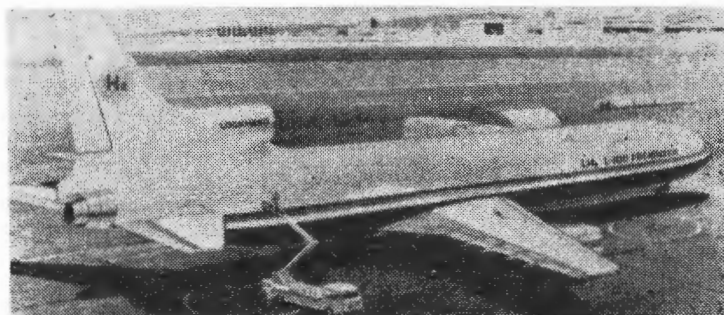
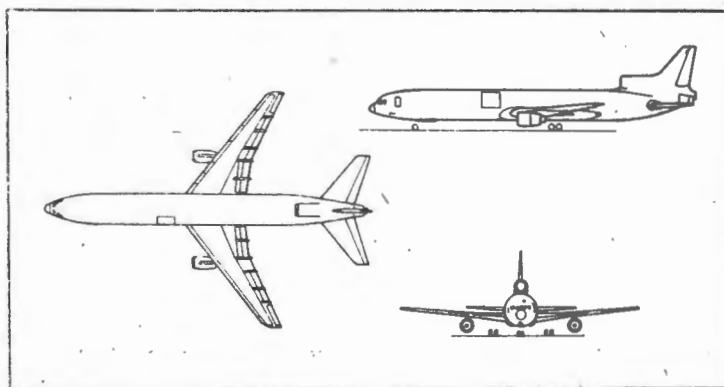
Samolot transportowy napędzany ciekłym wodorem

Według projektu Hawkinsa samolot z napędem ciekłym wodorem stanowiłby przeróbkę samolotu L-1011 Tristar. Miałyby on wydłużony kadłub, w celu pomieszczenia w jego przedniej i tylnej części kriogenicznych zbiorników wodoru, natomiast powierzchnia skrzydeł byłaby zmniejszona ze względu na mniejszą masę startową samolotu. W skrzydłach pozostawiono by zbiorniki na paliwo konwencjonalne, które służyłoby do przebazowywania samolotu i ewentualnie jako rezerwa.

Wersja towarowa miałaby udźwig 48 200 kg przy masie startowej 178 700 kg i zasięg 6670 km, a wersja pasażerska przewoziłaby 400 pasażerów, przy masie startowej mniejszej o 10 000 kg, z prędkością $Ma = 0,85$ na trasach o długości do 10 000 km.

Poniżej przedstawiono wyniki porównania wersji zmodyfikowanego samolotu L-1011 napędzanej trzema rodzajami paliwa: wodorem, metanem i paliwem syntetycznym.

	H ₂	CH ₄	JetA
Masa startowa, kg	168 875	227 300	232 060
Masa własna, kg	103 300	117 210	107 400
Masa paliwa, kg	21 630	59 670	72 530
Rozpiętość, m	51,8	58,5	59,1
Długość, m	65,7	61,4	60,0
Powierzchnia płata, m ²	296,8	380,3	387,9
Stosunek oporu do wyporu	17,40	19,09	19,13
Ciąg silnika, daN	13 500	17 700	18 500
Jedn. zużycie paliwa, kg/daNh	0,206	0,502	0,615
Cena samolotu, mln dol.	43,39	48,44	44,53
Koszty bezpośrednie eksploatacji, centy/pas.-km	0,869	0,837	0,908



	0,636	0,731	0,758
Zużycie energii, kJ/pas.-km	0,636	0,731	0,758
kcal/pas.-km	152	175	181
Całk. zużycie energii w przeliczeniu na tonę węgla	169	167	206
			W.K.

Problemy wykrywania usterek samolotów

Mgr ANNA KIEŻELIS

Bezpieczeństwo lotów

Lotnictwo wykazuje stały i ogromny postęp, widoczny np. w prędkości samolotów: pod koniec okresu międzywojennego wynosiła ona średnio 250 km/h, a eksploatowany obecnie samolot pasażerski TU-144 osiąga prędkość równą 2,4 liczby Macha.

W pierwszym okresie rozwoju lotnictwa przeważała dążność do doskonałości technicznej, zaś w następnych latach zaczęto wyraźniej uwzględniać rachunek ekonomiczny. Rosnąca pracochłonność obsługi technicznej samolotów była powodem upraszczania konstrukcji i technologii produkcji.

Jeden tylko problem pozostał niezmienny i najważniejszy: bezpieczeństwo lotów. Szczególnej wagi nabiera on obecnie, gdy ew. katastrofa samolotu Jumbo-Jet mogłaby spowodować śmierć kilkuset pasażerów, gdy liczba regularnych przelotów nad Atlantykiem wynosi ponad 100 dziennie, gdy największe lotniska przyjmują i odprawiają co minutę 2 samoloty, gdy wreszcie czas reakcji pilota podczas lotu z prędkością naddźwiękową jest zbyt długi, aby w pewnych przypadkach zapobiec kolizji. Z drugiej strony, analiza wypadków w światowym lotnictwie komunikacyjnym wykazuje, że głównymi przyczynami katastrof są złe warunki meteorologiczne, błędy pilotażu i usterki sprzętu spowodowane złą obsługą techniczną.

Obsługa techniczna samolotów

Samolot składa się z setek mechanizmów, które należy stale sprawdzać, a ewentualne uszkodzenia natychmiast usuwać. Sprawdzanie i naprawy lub wymianę mechanizmów nazywamy obsługą techniczną. Celem jej jest utrzymanie pełnej zdolności sprzętu do lotu i zapewnienie załodze i pasażerom pełnego bezpieczeństwa.

Obsługę samolotu dzieli się na:

- przeglądy startowe,
- przeglądy okresowe i naprawy bieżące,
- naprawy główne,
- modyfikacje.

Usterki sprzętu lotniczego

Usterką urządzenia nazywamy szybkie obniżenie lub utratę zdolności do pracy, spowodowaną niewłaściwymi warunkami eksploatacji lub błędami zarówno konstrukcji, jak i produkcji. Ze względu na przyczyny, usterki sprzętu lotniczego mogą być podzielone na: konstrukcyjne, produkcyjne, eksploatacyjne, naprawcze oraz powstałe wskutek nieprawidłowego transportu.

Rejestruje się wszystkie usterki, które powstały po wykonaniu przeglądu okresowego i przyjęciu samolotu przez kontrolę techniczną i zostały zgłoszone przez załogę (jeśli wystąpiły w czasie lotu) lub przez personel naziemny (w przypadku wykrycia ich podczas przeglądu startowego). Zestawienia usterek służą do analizy przyczyn i metod zapobiegania im w przyszłości. Środkami zapobiegawczymi mogą być: powiadomienie wytwórcy o wadach konstrukcyjnych lub produkcyjnych, uzupełnienie wyposażenia kontrolnego, doskonalenie pracowników obsługi itp.

Konstrukcja modelu

Model rozważań oparto na przykładzie samolotów wykonujących loty dalekiego zasięgu, lecz obejmuje także loty

średniego zasięgu. Poszczególne egzemplarze samolotów różnią się między sobą wiekiem (tzn. datą wejścia do eksploatacji) — pierwsze maszyny zostały zakupione wkrótce po rozpoczęciu eksploatacji typu, ostatnie stosunkowo niedawno, gdy typ jest już dopracowany. Dawniej nie były obsługiwane trasy długie, a więc najstarsze samoloty rozpoczęły loty na długich dystansach dopiero po kilku latach pracy, a nowsze — od początku eksploatacji. Każdy więc z posiadanych samolotów ma inne właściwości, inaczej reaguje na te same czynniki. Jest to poważny problem dla towarzystwa lotniczego, które musi ustalić wspólny program eksploatacji dla całego sprzętu.

Liczba usterek jest jednym z najistotniejszych wskaźników świadczących o prawidłowości wykonania i eksploatacji samolotu. W niniejszym artykule zbadano wpływ następujących czynników na występowanie usterek:

- długość eksploatacji samolotu,
- liczba wykonanych przeglądów,
- liczba godzin efektywnej pracy,
- liczba wykonanych startów i lądowań.

Tak właśnie zdefiniowano zmienne pierwszej wersji modelu. Nie mógł on stanowić podstawy do wniosków praktycznych (przydziału samolotu na konkretne trasy, ustalania terminów przeglądów itp.), był natomiast punktem wyjścia do konstrukcji właściwszego pod względem merytorycznym modelu.

Przyjęto następujące zmienne:

- x — liczba usterek, które wystąpiły w ciągu roku,
- a_1 — czas eksploatacji samolotu, w miesiącach,
- a_2 — średnia roczna długość odcinka lotu, w h;

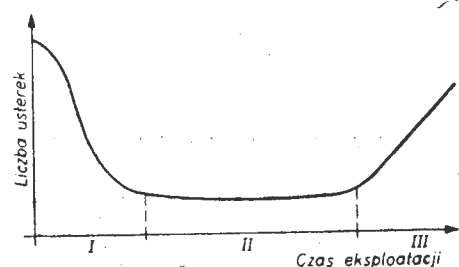
$$a_2 = \frac{\text{roczny nalot samolotu}}{\text{liczba lądowań w roku}}$$

- a_3 — średni czas lotu między kolejnymi przeglądami, w h,
- a_4 — średnia liczba lądowań między kolejnymi przeglądami;

$$a_4 = \frac{\text{liczba lądowań}}{\text{liczba przeglądów}}$$

Uzasadnienie

a_1 . Ważnym czynnikiem mającym wpływ na usterki samolotu jest czas jego eksploatacji. Rozpatrywane tutaj obiekty różnią się wiekiem: najstarszy ma 6,5 roku, a najmłodszy ok. 1,5 roku. W technice znany jest wykres przedstawiający zależność liczby usterek od czasu eksploatacji



Rys. Krzywa wannowa

obiekty. Przebieg taki występuje w większości wyrobów mechanicznych. Jest to tzw. krzywa wannowa (rys.).

W czasie eksploatacji obiektu wyróżnia się trzy etapy. W pierwszym liczba usterek jest znaczna i z upływem czasu maleje (docierają się elementy współpracujące i eliminuje się wady montażowe). Drugi etap charakteryzuje się stałą w przybliżeniu liczbą usterek. Jest to okres właściwej stabilnej pracy. W trzecim okresie, w wyniku nasilenia się procesu zużycia, liczba usterek wzrasta.

Długość poszczególnych odcinków i kształt krzywej zależą od specyfiki urządzenia, sposobu jego eksploatacji itp. Trudno przewidzieć, w którym okresie eksploatacji znajduje się aktualnie badany obiekt.

a_2 . Poddane obserwacji samoloty różnią się także sposobem eksploatacji (wykonują loty różnej długości). Przeprowadzone obserwacje skłaniają do przypuszczenia, że korzystniejsze dla samolotu dalekiego zasięgu są trasy dłuższe, gdyż najtrudniejsze warunki eksploatacji występują w czasie startu i lądowania i wtedy też występuje największa awaria (usterek).

a_3 . Długość nalotu między przeglądami wzięto pod uwagę ze względu na konieczność określenia optymalnej długości użytkowania bez przeglądu (bezpieczna eksploatacja samolotu i względy ekonomiczne — koszty napraw).

a_4 . Przyjęcie tego czynnika spowodowane jest częstymi awariami przy startach i lądowaniach. Występuje wówczas szczególnie intensywne zużycie, co powoduje usterek.

W rozważanym zagadnieniu można przyjąć liniową postać równania modelu, tzn. zapisać ją w postaci:

$$x = A\beta + \varepsilon$$

czyli

$$x = \beta_0 + \beta_1 a_1 + \beta_2 a_2 + \dots + \beta_p a_p + \varepsilon \quad (1)$$

$$a_j = (a_{j1}, a_{j2}, \dots, a_{jn})'$$

gdzie $j = 1, 2, \dots, p$

Estymacja parametrów modelu

Przedstawiony model ze względu na wartości poznawcze należy do grupy modeli przyczynowo-skutkowych. Sposób powiązania zmiennej objaśnianej ze zmiennymi objaśniającymi pozwala zaliczyć go do grupy liniowych modeli jednorodnościowych. Może on być, przy spełnieniu pewnych założeń, szacowany metodą najmniejszych kwadratów. Za wyborem tej metody przemawiają nie tylko dobre właściwości uzyskiwanych estymatorów, ale i dostępność standardowego programu na maszynę ODRA 1305.

Założenia o występujących w modelu (1) zmiennych powinny być następujące:

1) zmienne objaśniające, $a_1, a_2, \dots, a_p, a_0$ są wielkościami nielosowymi i nie występuje między nimi współliniowość, czyli $\text{rz}(A'A) = p+1$,

2) wektor błędów $\varepsilon = (\varepsilon_1, \varepsilon_2, \dots, \varepsilon_n)$ ma nadzieję matematyczną zero i stałą wariancję σ^2 , o wartości skończonej,

3) obserwacje są niezależne, tak że ciąg $\{\varepsilon\}$ jest ciągiem niezależnych zmiennych losowych,

4) wektor błędów nie jest skorelowany ze zmiennymi objaśniającymi, co wynika z założenia o niestochastycznym charakterze zmiennych objaśniających,

5) we wzorze (1) musi występować mniej zmiennych objaśniających niż wynosi liczba obserwacji, czyli $p+1 < n$.

Ad 1. Możemy przyjąć, że obserwacja próby dokonana została w warunkach zbliżonych do planowanego eksperymentu i dlatego zmienne objaśniające można traktować jako nielosowe, tzn. jako wielkości, których wybór może być swobodnie kształtowany przez prowadzącego obserwację.

We wzorze (1) nie występuje jako zmienna objaśniająca opóźniona w czasie zmienna endogeniczna, a więc na pewno nie ma w nim zmiennych losowych.

Jednak obserwacje wartości zmiennych z próby są zmiennymi losowymi i należy sprawdzić, czy nie są skorelowane. W tym celu trzeba policzyć wartości współczynnika korelacji:

$$\rho = \frac{\text{cov}(a_j a_j'')}{\sigma_{aj} \sigma_{aj}''} \quad (2)$$

gdzie $j = 1, 2, \dots, p$

gdzie $\text{cov}(a_j a_j'')$ oznacza kowariancję wektorów obserwacji a_j i a_j'' .

Współczynnik korelacji jest miarą unormowaną, gdyż $-1 \leq \rho \leq 1$. Gdy $\rho = -1$ lub $\rho = +1$ wtedy między zmiennymi istnieje ścisła zależność w postaci funkcji liniowej. Gdy $\rho = 0$, wtedy zmienne są nieskorelowane. Im $|\rho|$ jest bliższa 1, tym korelacja jest mocniejsza.

Pojęcie korelacji różni się od związku przyczynowego i od pojęcia zależności stochastycznej między zmiennymi losowymi. Zmienne niezależne w sensie probabilistycznym są przy tym zawsze nieskorelowane, natomiast zmienne nieskorelowane nie muszą być niezależne.

Ad 2. Nasuwają się wątpliwości co do spełnienia założeń 2 i 3. Na proces eksploatacji samolotów mają wpływ czynniki przypadkowe, np. przesunięcia przeglądów, spowodowane przeznaczeniem samolotu do lotu specjalnego. Efekty tych czynników trwają dłużej niż 1 rok, tj. okres przyjęty za jednostkę.

Ad 3. Istotnym powodem występowania autokorelacji błędów (odchyłeń) może być przyjęcie niewłaściwej postaci analitycznej równania modelu. W badanej próbie trudno było ustalić jakkolwiek prawidłowość rozkładu obserwacji i została przyjęta najprostsza postać zależności, tj. liniowa.

Ad 4. Zdaniem specjalistów, w prezentowanym modelu zostały uwzględnione wszystkie czynniki silnie wpływające na zmienną objaśnianą i nieskorelowane ze sobą, co zabezpiecza przed korelacją błędów ze zmiennymi objaśniającymi.

Ad 5. Oszacowany został model o 4 zmiennych objaśniających na podstawie 28-elementowych szeregów obserwacji, a więc założenie 5 jest spełnione.

W celu uzyskania pewności co do występowania autokorelacji błędów, po oszacowaniu parametrów modelu klasyczną metodą, najmniejszych kwadratów, należy zweryfikować hipotezę, że ciąg odchyłeń jest ciągiem niezależnych zmiennych losowych. Korzysta się przy tym z testu opracowanego przez J. Durbin'a i G. Watson'a.

Niech x oznacza wektor ($n \times 1$) zaobserwowanych wartości zmiennej endogenicznej x i niech A będzie macierzą ($n \times p$) zaobserwowanych wartości zmiennych objaśniających. Ze względu na założenie 1 rząd tej macierzy jest równy p . Ponadto niech $\tilde{\beta}$ będzie wektorem ($p \times 1$) ocen parametrów strukturalnych β_j i wreszcie niech e oznacza wektor reszty równania (1).

Hipotezę formułujemy następująco: $H_0: \rho = 0$, wobec alternatywy, że $H_1: \rho \neq 0$, gdzie parametr ρ , spełniający nierówność $|\rho| \leq 1$ jest współczynnikiem autokorelacji zgodnie z założeniem: $\varepsilon_i = \rho \varepsilon_{i-1} + u_i$

Mając ciąg zaobserwowanej reszty $e_i = x_i - \tilde{x}_i, i = 1, 2, \dots, n$ można obliczyć statystykę d o postaci:

$$d = \frac{\sum_{i=2}^n (e_i - e_{i-1})^2}{\sum_{i=1}^n e_i^2} \quad (3)$$

Przy danym poziomie istotności, z tablic rozkładu statystyki d odczytujemy liczby d_L i d_U . Jeżeli $d > d_U$, można przyjąć hipotezę H_0 . Jeśli zachodzi nierówność $d_L \leq d \leq d_U$, nie można podjąć żadnej decyzji. Wreszcie hipotezę H_0 należy odrzucić, gdy obliczona wartość d jest mniejsza od liczby d_L .

W takim przypadku wartości parametrów strukturalnych modelu (1) należy szacować uogólnioną metodą najmniejszych kwadratów — Aitkena. Metoda ta nosi także nazwę ważonej metody najmniejszych kwadratów.

Założenia 1÷5 odnośnie do zmiennych modelu pozostają w mocy z wyjątkiem punktu 2. Ponieważ błędy losowe mogą mieć różne wariancje i są ze sobą skorelowane, macierz wariancji i kowariancji ma postać $\text{var } \varepsilon = \sigma^2 \Sigma$, zamiast jak poprzednio $\text{var } \varepsilon = \sigma^2 I$. Macierz Σ jest znaną macierzą określoną dodatnio i może być przedstawiona w postaci PP' , gdzie P jest pewną macierzą nieosobliwą.

Wprowadzamy oznaczenia: $\eta = P^{-1}\varepsilon$ i $y = P^{-1}x$. Model zapisujemy w postaci

$$y = P^{-1}A\beta + \eta = B\beta + \eta \quad (4)$$

a

$$\text{var } \eta = \sigma^2 P^{-1}PP'P^{-1} = \sigma^2 I \quad (5)$$

Najlepszym (w sensie twierdzenia Gaussa — Markowa) estymatorem β jest liniowy nieobciążony estymator o minimalnej wariancji o postaci

$$\tilde{\beta} = [A'(PP')^{-1}A]^{-1}A'(PP')^{-1}x \quad (6)$$

Estymatorem nieobciążonym macierzy wariancji i kowariancji estymatora $\tilde{\beta}$ jest wyrażenie postaci

$$\text{var } \tilde{\beta} = \frac{1}{n-p} (x - A\tilde{\beta})' \Sigma^{-1} (x - A\tilde{\beta}) \quad (7)$$

Weryfikacja oszacowanego modelu

Zostały wybrane zmienne, między którymi nie występuje współliniowość ani silna korelacja. Zakładamy ponadto liniowość funkcji regresji i normalność rozkładu zmiennych.

Hipotezę zerową odnośnie do istotności parametrów zapisujemy: $H_0: \beta_j = 0$ wobec alternatywnej $H_1: \beta_j \neq 0$. Hipotezę H_0 przyjmujemy wówczas, gdy nie ma podstaw do jej odrzucenia. Sytuacja taka istnieje, gdy H_0 jest rzeczywiście prawdziwa lub gdy dysponujemy za małą liczbą informacji, na podstawie których podejmujemy decyzję o odrzuceniu hipotezy fałszywej. Natomiast odrzucenie hipotezy zerowej świadczy wyraźnie przeciw H_0 , tj. istnieją podstawy do uznania jej za fałszywą i przyjęcia hipotezy alternatywnej H_1 . Z tych względów, skoro zależy nam na przyjęciu wniosku z dużym prawdopodobieństwem, zawieramy go w hipotezie alternatywnej. Posługujemy się następującym testem:

$$t(\beta_j) = \frac{\tilde{\beta}_j}{\sqrt{\frac{\sum_{i=1}^n (x_i - \tilde{x}_i)^2 b_{ii}}{n-p-1}}} \quad (8)$$

gdzie:

- $\tilde{\beta}_j$ — j -ta składowa oszacowanego wektora $\tilde{\beta}$,
- \tilde{x}_i — i -ta składowa wektora $\tilde{x} = B \tilde{\beta}$
- $\sqrt{b_{ii}}$ — i -ty diagonalny element macierzy $(B' B)^{-1}$.

Obliczona wartość $t(\beta_j)$ jest porównywana z odczytaną z tablic rozkładu t -Studenta liczbą t dla przyjętego z góry poziomu istotności α oraz dla $n-p-1$ stopni swobody. Jeżeli $t(\beta_j) \leq t_\alpha$, nie ma podstaw do odrzucenia założonej hipotezy, natomiast przy $t(\beta_j) > t_\alpha$ hipotezę zerową należy odrzucić na rzecz hipotezy alternatywnej.

Zmienne, przy których współczynniki regresji nie różnią się istotnie od zera, należy usunąć z modelu i zbudować model z mniejszą już liczbą zmiennych objaśniających.

Kolejnym etapem weryfikacji modelu jest ilościowe wyrażenie związku zmiennej objaśnianej ze zmienną objaśniającą. Jako miarę tego związku przyjmuje się stosunek:

$$R^2 = \frac{\sum_{i=1}^n (\tilde{x}_i - x_i)^2}{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2} = 1 - \frac{\sum_{i=1}^n e_i^2}{\sum_{i=1}^n (x_i - \bar{x})^2} \quad (9)$$

$0 \leq R^2 \leq 1$

Wyniki estymacji modelu

Podstawę obliczeń stanowiło 28 obserwacji na zmiennych $a_0, a_1, \dots, a_4, a_0 = 1$. Były to średnie roczne dla siedmiu samolotów z czterech lat.

Przed przystąpieniem do estymacji parametrów obliczono wartości współczynnika korelacji między zmiennymi modelu (przytoczone zostały tylko wartości dla tych zmiennych, które weszły do ostatecznej wersji modelu):

$$\begin{aligned} \rho_{a_3, a_4} &= -0,13 \\ \rho_{a_2, a_3} &= -0,06 \\ \rho_{a_2, a_4} &= -0,19 \end{aligned} \quad (2)$$

Niskie wartości ρ wskazują na bardzo słabą korelację między zmiennymi, która nie ma praktycznego znaczenia.

Model oszacowano klasyczną metodą najmniejszych kwadratów i na tej podstawie obliczono wartość statystyki $d = 1,05$ (3'). Ponieważ zachodzi nierówność $d < d_L$ ($d_L = 1,10$), hipotezę H_0 odrzucono na korzyść hipotezy H_1 , tzn. stwierdzono, że zachodzi autokorelacja błędów.

Model oszacowano więc powtórnie ważną metodą najmniejszych kwadratów. W oparciu o oszacowania zweryfikowano hipotezę o istotności parametrów strukturalnych i na tej podstawie wyrugowano zmienną a_1 .

W wyniku oszacowania tą metodą równania ze zmiennymi a_2, a_3, a_4 , a_0 otrzymano następującą postać relacji:

$$x = -165,67 a_2 - 1,54 a_3 + 595,07 a_4 + 0,064 \quad (1')$$

a oszacowania odchyłeń standardowych wynoszą:

$$\tilde{\sigma}_{\beta_2} = 116,73, \quad \tilde{\sigma}_{\beta_3} = 0,618, \quad \sigma_{\beta_4} = 327,05, \quad (7')$$

Dla zmiennych tego równania policzone zostały wartości statystyki $t(\beta_j)$:

$$t(\beta_2) = 1,42, \quad t(\beta_3) = 2,49, \quad t(\beta_4) = 1,82 \quad (8')$$

Przyjmując poziom istotności $\alpha = 0,05$ przy liczbie stopni swobody $n-p-1 = 23$ w tablicach rozkładu t -Studenta znajdujemy wartość krytyczną $t_{0,05} = 2,068$. Ponieważ dla $j = 2, 3, 4$ zachodzi $t_\alpha > t(\beta_j)$, przyjmujemy hipotezę H_1 , co oznacza, że wszystkie zmienne istotnie wpływają na zmienną x .

Model może stanowić podstawę analizy merytorycznej zjawiska, gdy stopień wyjaśnienia wartości zmiennej x przez liniową funkcję regresji jest wysoki, tzn. gdy w modelu ujęte zostały wszystkie ważne czynniki. W omawianym modelu wartość $R^2 = 0,87$, co wskazuje na wysoką korelację, a zatem na dobrą zgodność z liniowym modelem, empirycznych wartości zmiennej x .

Interpretacja otrzymanych wyników

Z postaci oszacowanej funkcji regresji (1') wynika, że:

— jeśli średni roczny czas lotu samolotu między lądowaniami zwiększy się o 1 godz., liczba usterek w roku powinna zmaleć o 166, przy pozostałych czynnikach nie zmienionych,

— jeżeli średni roczny czas lotu między kolejnymi przeglądami wzrośnie o 1 godz. *ceteris paribus*, w roku wystąpią około 2 usterki więcej,

— jeśli liczba operacji (startów i lądowań) między dwoma kolejnymi przeglądami wzrośnie o 1 godz. *ceteris paribus*, liczba usterek w roku (przyjętym za jednostkę czasu) wzrośnie o 595.

Zróżnicowanie wartości statystyki $t(\beta_j)$ pozwala, z dużym przybliżeniem, ustalić siłę wpływu poszczególnych zmiennych objaśniających na zmienną objaśnianą. W kolejności ważności są to:

— średni czas lotu między kolejnymi przeglądami — wraz z jego wzrostem występuje więcej usterek,

— liczba operacji między przeglądami — więcej startów i lądowań, więcej usterek,

— średnia długość jednego lotu — wraz z jej wzrostem maleją usterki,

— długość eksploatacji samolotu — nie ma wyraźnego wpływu na usterki.

Wnioski

— Terminy przeglądów są ściśle uzależnione od liczby godzin lotu samolotu. Dłuższy okres eksploatacji bez napraw powoduje zwiększanie awaryjności sprzętu.

— Zwiększenie liczby lądowań między przeglądami ma istotny wpływ na usterki sprzętu lotniczego. Częstość przeglądów musi zależeć od wykonanej liczby operacji.

— Potwierdzone zostało przypuszczenie, że wraz ze zwiększeniem się długości tras, zmniejsza się statystycznie awaryjność sprzętu. Czynnikiem ten powinien być brany pod uwagę przy układaniu rozkładu lotów.

— Nie została potwierdzona zależność liczby usterek od wieku samolotów. Można sądzić, że otrzymano taki wynik ze względu na to, że wiek samolotu nie jest równoznaczny z liczbą godzin efektywnej eksploatacji.

Może też odegrać rolę jedna z dwóch przyczyn:

— zbyt duża różnica wieku między samolotami (wiek badanych jednostek mieści się we wszystkich etapach krzywej wannowej),

— wszystkie samoloty mogą być w najkorzystniejszym do eksploatacji wieku, gdy liczba występujących awarii jest stała w czasie.

LITERATURA

1. B. GRUCHELSKI, K. SZUMIELEWICZ, T. WANAT: Przegląd i naprawa sprzętu lotniczego. WKiŁ, Warszawa 1969 r.
2. S. D. SILVEY: Wnioskowanie statystyczne. PWN, Warszawa 1978 r.
3. B. W. GNIEDENKO, J. K. BIELAJEW, A. D. SOŁOWIEW: Metody matematyczne w teorii niezawodności. PWN, Warszawa 1968 r.

Refleksje w związku z jubileuszem TLiA

Ile lat temu zostało zapoczątkowane wydawanie naszego czasopisma, ponad 40 czy prawie 50 lat temu?

Dzieje organu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych — dziś Sekcji Lotniczej SIMP — zaczęły się dziesięć lat wcześniej niż data, która dała prawo do jubileuszu 40-lecia *Techniki Lotniczej i Astronautycznej*. Wyjaśni to zarys historyczny działalności wydawniczej naszego Stowarzyszenia.

Już na Zebraniu Konstytucyjnym Zarządu Związku, w dniu 22 marca 1928 r., gorąco stawiana była sprawa konieczności posiadania własnego czasopisma technicznego. Początkowo jednak w latach 1928/29 — wobec braku możliwości i środków — trzeba było korzystać z łamów obcych periodyków. Wreszcie w 1931 r. za organ ZPIL uznano *Przegląd Lotniczy*, miesięcznik lotnictwa wojskowego, wydawany przez Departament Aeronautyki Ministerstwa Spraw Wojskowych.

Rozwiązanie takie nie dało jednak spodziewanych korzyści i — wskutek dalszych starań Związku Polskich Inżynierów Lotniczych — od lipca 1933 r. zaczęły się ukazywać *Wiadomości Techniczne Lotnictwa* jako dodatek kwartalny do *Przeglądu Lotniczego*. *Wiadomości Techniczne Lotnictwa*, wyodrębnione z całości wydawnictwa, wypełnione były jedynie artykułami technicznymi i można je uważać za pierwszy, faktyczny organ Związku. Nr 1 (lipiec — wrzesień 1933 r.) WTL zawierają komunikat redakcji, informujący o decyzji ministra Spraw Wojskowych w sprawie przeznaczenia kwartalnika, jako czasopisma naukowo-fachowego, dla inżynierów i techników lotnictwa. Ukazywały się one trzy lata.

ZPIL dążył jednak do posiadania organu — miesięcznika, w którym oprócz materiałów naukowo-technicznych byłyby publikowane informacje Związku. Na początku 1936 r. w myśl uchwały Walnego Zgromadzenia Związku, starania Zarządu ZPIL zostały uwieńczone porozumieniem, zawartym z wydawcami *Technicznych Nowości Lotniczych*, które uznane zostały za organ Związku Polskich Inżynierów Lotniczych. Pismo to, założone przez inż. Jana Tuszyńskiego (przy współpracy inż. Mirosława Teraszkiewicza) ukazywało się początkowo w postaci powielanego maszynopisu jako zbiór tłumaczeń wartościowych artykułów zagranicznych. Stopniowo wprowadzano artykuły i prace oryginalne autorów polskich. Od stycznia 1936 r. czasopismo zaczęło wychodzić jako drukowany miesięcznik, do czego w dużej mierze przyczyniło się finansowe poparcie ZPIL.

Zeszyt kwietniowy 1936 r., w czwartym roku istnienia miesięcznika, otrzymał już podtytuł Organ Związku Polskich Inżynierów Lotniczych. Pracownik Instytutu Technicznego Lotnictwa, członek ZPIL, inż. Jan Tuszyński pozostał na stanowisku redaktora naczelnego czasopisma.

Tu parę zdań należy poświęcić inżynierowi Tuszyńskiemu, który świadomy tego, że nauka i technika lotnicza w Polsce musi się rozwijać, a ich postęp jest niemożliwy bez fachowych informacji ze świata, w 1933 r. podjął samodzielnie trud wydawania lotniczego czasopisma. Inż. Tuszyński sam czytał periodyki zagraniczne, sam tłumaczył wybrane materiały, a czasami sam pisał je na matrycach i powielał. W późniejszych latach był autorem licznych artykułów, poświęconych zagadnieniom silnikowym i z innych dziedzin, drukowanych w *Technice Lotniczej*.

W związku z podjęciem przez ZPIL działalności wydawniczej, we wspomnianym nr 4/1936 r. ukazało się słowo wstępne podpisane przez członków Zarządu i Komisji Wydawniczej Związku, w którym stwierdzono, że przez publikowanie wiadomości o postępie lotniczych nauk technicznych i budowie samolotów ZPIL przyczyni się do rozwoju lotnictwa polskiego. Redakcja czasopisma dała wyraz nadziei, że nie tylko stanie się on odbiciem postępu lotnictwa na świecie, lecz i głosem — świadomego swych zadań — polskiego technika lotniczego.

Organ ZPIL rozwijał się pomyślnie w ciągu 1936 r. Średnia objętość numeru wynosiła ponad 26 stron tekstu, zaś objętość opracowań polskich wypełniała około połowy każdego numeru.

Od 1 stycznia 1938 r. czasopismo ZPIL przyjęło nazwę *Technika Lotnicza* i było wydawane przy poparciu Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych. Redaktorem naczelnym pozostał inż. J. Tuszyński, który przyjął również funkcję redaktora działu silnikowego, a redaktorem

działu płatowcowego był inż. M. Teraszkiewicz. Politykę wydawniczą prowadziła Komisja Wydawnicza, której członkowie spełniali obowiązki redaktorów działowych. Od półrocza 1938 r. do końca roku w stopce miesięcznika wymieniano się nazwisko redaktora działu płatowcowego — inż. Eryka Kosko, zaś od stycznia 1939 r. — inż. Stanisława Piątkowskiego.

Duszą redakcji w tym okresie był inż. Piątkowski (podczas wojny zginął w Anglii śmiercią lotnika). Był on zwoleńnikiem wprowadzania zmian oraz nowości w *Technice Lotniczej* i poszukiwał dla czasopisma nowych tematów, form i kierunków rozwojowych. Z jego inicjatywy usunięte zostały płatne ogłoszenia, jego zasługą było wprowadzenie na łamy TL naukowych przyczynków pracowników Instytutu Aerodynamicznego, których druk opłacony był przez Politechnikę. Jeszcze w 1938 r. drukowano nazwisko redaktora odpowiedzialnego za czasopismo; w 1939 r. funkcja ta już nie występowała.

Warunki lokalowe *Techniki Lotniczej* znacznie się poprawiły. 1 kwietnia 1938 r. ZPIL objął w posiadanie lokal przy Alei Szucha 4 m. 66, zaś od półrocza 1939 r. — przy ul. Filtrowej 83 m. 30. W lokalach tych mieściła się czytelnia oraz wyznaczone były godziny przyjęć zarówno przez administrację i redaktorów czasopisma, jak również prezesa, sekretarza i skarbnika ZPIL.

Technika Lotnicza stała się periodykiem poważnym i stojącym na wysokim poziomie. Liczy średnio 36 stron objętości, wydaje zeszyty specjalne, jak np. nr 10/1938 r. poświęcony 10-leciu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych (106 stron tekstu i 22 strony reklam i ogłoszeń) i nr 6/1939 r. z okazji 10-lecia Polskich Linii Lotniczych LOT (95 stron tekstu). Nakład *Techniki Lotniczej* we wrześniu 1939 r. miał osiągnąć prawie 3000 egzemplarzy. Układ treści czasopisma, ujęcia graficzne i krój czcionek były nowoczesne i odpowiednie dla periodyku technicznego. Trzykrotnie zmieniana okładka (*Technicznych Nowości Lotniczych*, *Techniki Lotniczej* 1937/38 oraz tegoż miesięcznika od stycznia 1939 r.) o spokojnym założeniu plastycznym, wzbudzała zainteresowanie czytelników.

Osiągnięcia organu ZPIL i rosnąca jego poczynność w równej mierze należy przypisać zarówno zrozumieniu czynników udzielających poparcia i pomocy, jak również wytrwałym, wieloletnim staraniom Zarządu i Komisji Wydawniczej Związku. Najważniejszym jednak czynnikiem postępu była chlubna, o wielkiej inwencji, fachowa, uporczywa i pionierska działalność redakcji czasopisma związkowego. I jej właśnie należy zawdzięczać, że w latach 1938–1939 *Technika Lotnicza* zajmowała jedno z pierwszych miejsc w przedwojennej polskiej prasie technicznej.

Dzięki usilnym staraniom redakcji czasopisma i członków Komisji Wydawniczej ZPIL na łamach czasopisma pojawiało się coraz więcej artykułów i opracowań polskich autorów, wybitnych przedstawicieli nauki, techniki, konstrukcji i eksploatacji lotniczej.

Rzecz jasna rozwój polskiej lotniczej myśli technicznej i wzrost popularności *Techniki Lotniczej* w porównaniu z liczbą piszących autorów i drukowanych oryginalnych artykułów w różnych latach wydawania organu ZPIL podaje tablica.

Należy omówić działalność redakcji czasopisma i Komisji Wydawniczej Związku Polskich Inżynierów Lotniczych w zakresie uprzystępnienia szerokim rzeszom specjalistów lotniczych dokładnie przeanalizowanych zagadnień lotniczych, w postaci wydrukowanych odczytów i dyskusji. Oryginalny artykuł prelegenta lub obszernie jego streszczenie ukazywało się na łamach, początkowo *Technicznych Nowości Lotniczych*, później zaś *Techniki Lotniczej* z wy-

TABLICA

Rok wydawnictwa	Liczba autorów	Liczba publikacji
1936	8	15,5*
1938	19	29,5*
1939 (7 miesięcy)	17	22

*) Połowa zamieszczonego materiału była oryginalna, reszta stanowiły tłumaczenia.

czepującym omówieniem przebiegu fachowej dyskusji. Była to znakomita forma, za pomocą której ZPIL aktualizował i doskonalił wiedzę lotniczą kadry inżynierskiej.

Redakcja *Technicznych Nowości Lotniczych* z chwilą

przejęcia czasopisma przez ZPIL zlikwidowała wypełniony tłumaczeniami z czasopism zagranicznych dział „Przegląd czasopism technicznych”. Nastąpiło to zapewne z powodu braku miejsca, po wprowadzeniu do materiałów redakcyjnych nowych działów. Ten potrzebny dział (podzielony na dziedziny) wznowiła dopiero *Technika Lotnicza*, zaś od marca 1938 r. publikowano streszczenia ciekawszych artykułów z 14 czasopism zagranicznych. Wreszcie, z początkiem 1939 r., wprowadzono dział „Przegląd techniki lotniczej”, który podzielono na: „Czasopisma”, „Nowy sprzęt” i „Patenty”.

Od lutego 1936 r. do grudnia 1938 r. ukazuje się na łamach *Technicznych Nowości Lotniczych* i *Techniki Lotniczej* dział „Kronika Związku Polskich Inżynierów Lotniczych”. Od początku 1939 r. dział ten rozrósł się i nosił tytuł „Związek Polskich Inżynierów Lotniczych”.

Po wiadomościach z życia i działalności ZPIL, które publikowano w postaci numerowanych komunikatów (podpisanych przez prezesa i sekretarza Zarządu Związku), zamieszczano materiały nt. zebrań odczytowych.

Kierownictwo Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych¹⁾ rozumiało, że konieczne jest wydawanie w Polsce naukowo-technicznego magazynu lotniczego. Zrzeszenie pomagało więc Związkowi Polskich Inżynierów Lotniczych, wspomagając finansowo organ ZPIL. W zamian za tę pomoc redakcja czasopisma co miesiąc zamieszczała aktualne wiadomości Zrzeszenia.

Należy nadmienić, że Komisja Wydawnictwa wyłoniona była ze składu Zarządu ZPIL oraz że na podstawie uchwały Walnego Zebrania członków Związku prenumerata *Techniki Lotniczej* była obowiązkowa dla członków i opłacana w ramach składki miesięcznej (3,5 ówczesnych złotych).

W okresie kadencji Zarządu Związku Polskich Inżynierów Lotniczych od 27 lutego 1938 r. do 11 lutego 1939 r. w Komisji Wydawniczej Zarządu pracowali inżynierowie: L. Kwaśniak (wiceprezes Zarządu ZPIL) jako przewodniczący, J. Tuszyński — jako redaktor *Techniki Lotniczej*, T. Tarczyński — jako sekretarz Komisji, Z. Arnd — jako delegat Zrzeszenia Polskich Przemysłowców Lotniczych, jako referenci działów: aerodynamiki — L. Łabuć, obliczeń płatowców — A. Grzędzielski, konstrukcji płatowców — S. Rogalski, konstrukcji silników — J. Jacuński, warsztatowego i materiałoznawstwa — A. Pirowski, wyposażenia — J. Pawlikowski oraz uzbrojenia — R. Hirszbandt.

Chociaż najazd Niemców na Polskę rozpoczął się 1 września 1939 r. i zeszyt sierpniowy *Techniki Lotniczej* był już w tym czasie wydrukowany, nie został rozkolportowany. Faktem jest, że nr 8 czasopisma nie można odnaleźć²⁾. Natomiast zeszyt 9/1939 w ogóle nie opuścił drukarni.

Lata wojny spowodowały przerwę w wydawaniu *Techniki Lotniczej*. Okres przerwy przedłużył się o dalsze cztery lata. W zrujnowanym kraju było wiele pilniejszych spraw niż wydawanie periodyku lotniczego. Choć w tym czasie naleźliby się autorzy, którzy wypełniliby łamy *Techniki Lotniczej*, jednak brak było mecenasa, który podjąłby się zorganizowania wydawnictwa i — mimo uruchomienia studiów lotniczych na powstających uczelniach — powołania do życia instytutów lotnictwa i szybownictwa, powstania warsztatów remontowych i doświadczalnych oraz wytwórni lotniczej produkcji seryjnej — sprawy lotnicze stanowiły niewielki margines budżetowy się w kraju nurtu i najpotrzebniejszych działań społecznych.

W maju 1947 r. odbyło się w Warszawie zebranie organizacyjne, w którym wzięli udział inżynierowie i technicy lotniczy, w tym większość członków przedwojennego Związku Polskich Inżynierów Lotniczych. Zebrani postanowili wznowić lotniczą działalność społeczną ZPIL jako Koła Lotniczego³⁾ pod szyldem Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich — SIMP oraz reaktywować *Technikę Lotniczą*.

W następnym roku powołano Kolegium Wydawnicze pod przewodnictwem profesora W. Fiszdona, w skład którego weszli członkowie Koła Lotniczego SIMP: B. Bochenek, Z. Brzoska, F. Janik, H. Krajewski, F. Misztal, J. Paczowski (jako redaktor techniczny) i R. Romicki. W 1949 r. na miejsce B. Bochenka wszedł W. Roth.

¹⁾ Powstałe w 1927 r. Zrzeszenie Polskich Przemysłowców Lotniczych, zgrupowało — tak państwowe, jak prywatne — jednostki przemysłowe pracujące dla lotnictwa oraz przedsiębiorstwo komunikacji lotniczej.

²⁾ Redakcja TLiA uprzejmie prosi o powiadomienie, gdyby ktoś z Czytelników posiadał ten zeszyt *Techniki Lotniczej*.

³⁾ Dla ścisłości trzeba dodać, że początkowa nazwa tego zrzeszenia brzmiała: Koło Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych, w skrócie — ZPIL.

Życie w Polsce szybko się normalizowało i po 9-letniej przerwie — dzięki poparciu i pomocy finansowej władz lotnictwa wojskowego i cywilnego — we wrześniu 1948 r. ukazał się pierwszy⁴⁾ powojenny zeszyt *Techniki Lotniczej*, kwartalnik, pod redakcją mgr. inż. Jana Paczowskiego. W skład komitetu redakcyjnego weszli inżynierowie: S. Lassota, S. Madeyski, J. Pindera, R. Lewandowski i J. Staszek.

W związku z porządkowaniem spraw organizacyjnych SIMP, w którym działalność naukowo-techniczną obejmowały specjalistyczne sekcje, dotychczasowe Koło Lotnicze SIMP otrzymało nazwę Sekcja Lotnicza SIMP. *Technika Lotnicza* stała się więc organem Sekcji Lotniczej SIMP i w 1952 r. zaczęła wychodzić jako dwumiesięcznik.

W pierwszym 10-leciu *Technika Lotnicza* opublikowała 268 artykułów, w tym 41 ogólnolotniczych, 28 na temat aerodynamiki i mechaniki lotu, 35 nt. konstrukcji statków powietrznych, 23 z dziedziny silników lotniczych, 20 nt. osprzętu i wyposażenia, 32 z zakresu technologii i materiałoznawstwa, 9 z zakresu organizacji produkcji, 11 z zakresu eksploatacji, 16 historycznych, 2 z zakresu bhp i ratownictwa, 19 reportaży, 20 z zakresu słownictwa i 12 różnych. Wydrukowano 170 artykułów oryginalnych, 82 kompilacyjne i 10 tłumaczeń. Pożyteczne informacje opublikowane były w dziale „Pomoce konstruktorskie”.

Jak wspomniano wyżej, powien okres powojenny znamionuje odradzanie się lotnictwa polskiego: w konstrukcjach, warsztatach, w szkolnictwie i nauce, po kilku jednak latach zabrakło niezbędnej atmosfery do szerszej działalności zawodowej i społecznej w lotnictwie. Praca aktywistów społecznych skoncentrowała się w kołach simpowskich w zakładach i instytucjach. Centrum działań Sekcji Lotniczej SIMP w latach 1959÷1962 stanowiło Koło Lotnicze przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego.

W okresie 1959/1960 *Technika Lotnicza* znalazła się w poważnym niebezpieczeństwie: Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT zamierzały tytuł ten zlikwidować. Inż. Paczowski, naczelny redaktor czasopisma, daremnie odwoływał się i szukał pomocy. Wówczas Zarząd Sekcji Lotniczej przy ZPIL, dla ratowania egzystencji jedynej na tym poziomie — nie tylko w Polsce, lecz w ogóle w krajach demokracji ludowej — czasopisma lotniczego rozesał ankietę do zakładów i instytucji lotniczych, prosząc o stwierdzenie konieczności istnienia czasopisma. W oparciu o wyniki sondażu, Zarząd skierował do wydawcy dezyderat o przekształcenie periodyku w miesięcznik. I tak podjęta batalia zakończyła się zwycięstwem lotników.

Po Janie Paczowskim redakcję *Techniki Lotniczej* kolejno objęli członkowie Zarządu Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP: w 1959 r., czyli w najtrudniejszym momencie, mgr inż. Stefan Sulikowski, który kierował nią przez ponad 12 lat, wyprowadzając pismo z najcięższych opresji, zaś w 1972 r. wymieniony w stopce TLiA mgr inż. Andrzej Glass, w momencie gdy chciano czasopismo zamienić na popularny miesięcznik *Lotnictwo*, likwidując jedyne techniczne czasopismo lotnicze. Sekcja Lotnicza SIMP obroniła wówczas tytuł, a zmodernizowana TLiA szybko zdobyła popularność. Kilkakrotnie Kolegium Redakcyjne i Rada Programowa *Techniki Lotniczej*⁵⁾ przeżywały wojnę nerwów, gdy zamierzano zbyt niekorzystnie dla polskiej techniki lotniczej zreformować czasopismo. A przecież organ zrzeszonych społecznie inżynierów i techników lotniczych stopniowo powiększył swój nakład z 1000 (w latach 1958/60 — 700) egzemplarzy do dzisiejszego nakładu 5200 egz. Wzrosła też objętość czasopisma do średnio 36 (na przemian 32 i 40) stron druku (prócz okładek), ukazują się numery specjalne, jednotematyczne, targowe, publikuje się — problemowe dla lotnictwa i kraju — artykuły wstępne. A przecież, dodajmy — *Technika Lotnicza* i *Astronautyczna* przynosi wydawcy poważny dochód, licząc się w setkach tysięcy złotych rocznie, chociaż nie zyski powinny regulować stosunek wydawnictwa do czasopisma technicznego.

Wysoko też należy ocenić znaczenie artykułów drukowanych w dziale „Trybuna lotników”, gdy w trudnym dla lotnictwa okresie, w latach sześćdziesiątych, zahamowany został postęp w lotnictwie a produkcja lotnicza była planowo wypierana przez inne branże. Wówczas Sekcje Lotnicze SIMP i SITK musiały na naszych łamach walczyć — nie frazesami — lecz ścisłą argumentacją i danymi ekonomicznymi z przeciwnikami rozwoju lotnictwa w Polsce.

⁴⁾ Staraniem Instytutu Wydawniczego SIMP; w 1948 r. wyszły dwa zeszyty, w tym jeden podwójny.

⁵⁾ W 1966 r. poszerzono tematykę miesięcznika o astronautykę, równocześnie uzupełniając tytuł czasopisma.

Cenne są również tezy lotnicze publikowane w naszym organie, przed zjazdami PZPR i walnymi zjazdami SIMP — oraz przeprowadzana nad nimi branżowa dyskusja.

W latach siedemdziesiątych — wraz z nowym kierownictwem Partii i Rządu — lotnictwo w Polsce otrzymało faktyczną szansę rozwoju.

Warto porównać podane wcześniej rodzaje artykułów zamieszczanych na łamach *Techniki Lotniczej* w jej pierwszym dziesięcioleciu z układem tematycznym czasopisma w chwili obecnej.

W 1979 roku opublikowano: 16 zestawień statystycznych, 12 artykułów nt. tendencji rozwojowych, 31 pozycji kartoteki samolotów oraz 22 projekty i prototypy, 12 materiałów historycznych, 3 opisy ciekawych konstrukcji, 12 odcińków słownika lotniczego, 10 artykułów nt. problemów LOT-u, ruchu lotniczego i lotnisk, 5 z dziedziny aerodynamiki i mechaniki lotu, 13 pozycji z cyklu pomocy konstrukcyjnych, 10 artykułów nt. napędów lotniczych, 11 z technologii, 3 nt. wyposażenia i osprzętu oraz 4 z eksploatacji sprzętu lotniczego, a ponadto nowości techniczne, patenty, z działalności sekcji lotniczych i recenzji książek lotniczych.

Oceniając zawartość poszczególnych działów *TLiA* w 1979 r., zwraca uwagę za małą liczbą artykułów z zakresu aerodynamiki, mechaniki lotu, płatowcowych rozwiązań konstrukcyjnych oraz eksploatacji sprzętu. Mało było materiałów nt. wyposażenia i osprzętu oraz ruchu lotniczego. Zabrakło autorów planowanego cyklu: lotniska polskie. Wymienione niedostatki kompensowała w pewnym stopniu poszerzona tematyka technologiczna i silnikowa.

Redakcja organu Sekcji Lotniczej SIMP mocno trzyma rękę na pulsie życia i potrzeb lotnictwa w Polsce, a że dobrze spełnia swoją rolę i aktualne zadania, świadczy ciągły wzrost nakładu czasopisma. Trzeba dodać, że około 3/4 nakładu *TLiA* rozchodzi się w sprzedaży kioskowej, zaś zwrotów praktycznie nie ma. Pozycja organu Sekcji Lotniczej SIMP jest dziś stabilizowana i czasopismo cieszy się dużą popularnością wśród szerokiej rzeszy czytelników.

Jak wykazała ponad półwieczna historia organizacji polskich inżynierów lotniczych ZPIL — SL SIMP — SL SITK — sukcesy odnosiliśmy zawsze, gdyż walczymy o nasze lotnictwo, które dziś jest uznane jako branża narodowa.

*

Uwagi powyższe są refleksją w związku z uroczystym jubileuszowym posiedzeniem Rady Programowej *TLiA*, która odbyła się dnia 16 maja 1979 r. w Klubie Technika w Warszawie.

Na zebranie przybyło bardzo liczne grono ludzi związanych z lotnictwem. Byli więc przedstawiciele ministerstw, instytutów naukowych, wyższych uczelni, stowarzyszeń naukowo-technicznych, biur projektowych zarówno cywilnych, jak i wojskowych, redaktorów i byłych redaktorów, a m.in.: Prezes Aeroklubu PRL — gen. bryg. dr J. Sobierań, Dyr. Dep. Przystosowania Obronnego Ministerstwa Oświaty i Wychowania — płk. T. Bieniasz, Dyrektor-Redaktor Naczelny Wydawnictwa SIGMA — mgr W. Polesiński, Zastępca Sekretarza Generalnego NOT — mgr inż. J. Legat, Zastępca Dyr. Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego — dr M. Żylicz, Dyrektor Zarządu Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych — mgr inż. L. Drzewiecki, Dyrektor Centralnego Zespołu Lotnictwa Sanitarnego — mgr inż. Z. Olszański, prof. dr L. Dulęba — Politechnika Warszawska, prof. inż. K. Głębiński — Politechnika Warszawska, prof. inż. T. Sołtyk — Przemysłowy Instytut Auto-

ODZNACZENIA PRYZNANE Z OKAZJI 40-LECIA REDAKCJI TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA

MEDAL KOMISJI EDUKACJI NARODOWEJ — mgr inż. Andrzej Glass — redaktor naczelny *TLiA*
SREBRNA ODZNAKA NOT — mgr inż. Andrzej Glass
ZŁOTA ODZNAKA STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW KOMUNIKACJI — mgr inż. Andrzej Glass, mgr inż. Tadeusz Królikiewicz — przewodniczący Rady Programowej *TLiA*
SREBRNA ODZNAKA STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW KOMUNIKACJI — mgr inż. Wacław Zaremba, Emilia Łazarewicz — sekretarz redakcji *TLiA*
ZŁOTA ODZNAKA STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH — mgr inż. Tadeusz Królikiewicz
SREBRNA ODZNAKA STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH — redaktorzy działów *TLiA*: mgr inż. Kazimierz Dąbrowski, dr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Andrzej Kadymowicz, mgr inż. Walerian Kordziński, dr inż. Janusz Morawski.

matyki i Pomiarów, Red. Naczelny *Skrzydlatej Polski* — mgr J. R. Konieczny, Przew. Klubu Publicystów Lotniczych — red. T. Malinowski.

Obrady otworzył przewodniczący Rady Programowej mgr inż. Tadeusz Królikiewicz, który omawiając realizację zadań programowych czasopisma m.in. powiedział: „...Obecny kształt i forma czasopisma zostały wypracowane siedem lat temu, po ważnych decyzjach kierownictwa Partii i Rządu, dotyczących rozwoju polskiego przemysłu lotniczego. ...Celem, jaki sobie redakcja wytyczyła, było:

— upowszechnienie wiedzy technicznej wśród pracowników lotnictwa, konstruktorów, technologów, ekonomistów i studentów wyższych uczelni,

— wymiana myśli technicznej,

— prezentowanie polskiego dorobku naukowo-technicznego w dziedzinie lotnictwa.

— promocja polskiego przemysłu lotniczego na rynki światowe, czego dowodem jest coroczne wydawanie dwujęzycznej wersji *TLiA* na międzynarodowe targi...

Cele te redakcja z powodzeniem realizuje. Gratulując dotychczasowych osiągnięć, należy jej życzyć dalszej, wytrwałej i owocnej pracy w upowszechnianiu osiągnięć polskiego przemysłu lotniczego”.

Następnie zabrał głos redaktor naczelny *TLiA* mgr inż. Andrzej Glass, który na początku swojej wypowiedzi podziękował byłym redaktorom *TLiA* za duży wkład pracy w rozwój czasopisma, po czym złożył sprawozdanie z wykonania planowych programowych zadań redakcyjnych. W sprawozdaniu tym m.in. powiedział: „...Jednym z głównych naszych zadań jest służyć wszystkim dziedzinom technicznym naszego lotnictwa, nieść pomoc w realizowaniu zadań, mających na celu rozwój społeczno-gospodarczy kraju w myśl programu nakreślonego przez Partię i Rząd... W miarę naszych sił i możliwości zadania te wypełniamy”.

Z kolei wypowiedział się założyciel czasopisma — red. J. Tuszyński, który przedstawił zebranym jak rodziło się nasze czasopismo. Założeniem czasopisma były tłumaczenia i streszczenia ciekawszych artykułów z prasy zagranicznej, drukowane systemem gospodarczym, a więc pisane na matrycach białkowych i powielane, i w takiej to formie docierały do rąk czytelnika. W miarę jednak rosnącego społecznego zainteresowania, po pokonaniu wielu trudności jakimi były: brak środków finansowych, bazy materiałowej, bazy poligraficznej itp., w styczniu 1936 r. ukazał się pierwszy drukowany numer dzisiejszej *TLiA*.

Mgr inż. S. Sulikowski, pełniący w latach 1959÷72 funkcję redaktora naczelnego *TLiA*, zaczął swoje wystąpienie od charakterystyki okresu, w którym przejął ster czasopisma w swoje ręce. Otóż były to tzw. „chude” lata dla lotnictwa, co znalazło także swoje odbicie w niepopularności czasopisma. Odbiorcami *TLiA* byli tylko nieliczni, co spowodowało znaczny spadek nakładu. Była także mowa o likwidacji czasopisma. Mimo tak beznadziejnej sytuacji, niewielka grupa osób, emocjonalnie związana z wydawaniem tego czasopisma, zdolała je uratować.

Po wystąpieniu red. S. Sulikowskiego jeszcze wielu mówców zabrało głos w dyskusji, w której były poruszane zarówno problemy jakie już rozwiązano w lotnictwie oraz jakie jeszcze nas czekają.

Część oficjalną zakończyła miła uroczystość dekoracji oraz tradycyjna lampka wina.

*

Na temat Związku Polskich Inżynierów Lotniczych, Sekcji Lotniczej SIMP, *Techniki Lotniczej* i ich jubileuszy ukazały się na naszych łamach następujące artykuły:

— od redakcji: Dziesięciolecie powojennej pracy redakcji; *Technika Lotnicza* 1958, nr 1, s. 1;

— J. Tuszyński: Z przedwojennych dziejów *Techniki Lotniczej*, 1958, nr 4, s. 112;

— od redakcji: Z okazji Jubileuszu; *TLiA* 1968, nr 10, s. 1÷2;

— W.Z.: 40 lat Zrzeszenia Inżynierów Lotniczych; *TLiA* 1968, nr 10, II i IV str. okł.;

— T. Kostia: Wspomnienie poświęcone społecznej działalności inżynierów i techników polskiego lotnictwa. *TLiA* 1971, nr 9, s. 26÷29 i 10÷11 s. 57÷61.

— A.G.: 40 lat *Techniki Lotniczej* i *Astronautycznej*. *TLiA* 1978, nr 6, s. 1;

— W. Zaremba: Pół wieku społecznej działalności inżynierów lotniczych. *TLiA* 1968, nr 6, s. 29÷32.

Mgr inż. Wacław Zaremba
Sekretarz Zarządu
Sekcji Lotniczej ZG SIMP

Lot na Stavanger

JANUSZ LEWKOWICZ

30 kwietnia 1942 r. odbył się mój pierwszy lot na Mustangu I, a moje pierwsze lądowanie z pewnością zawstydziłoby kangury. Muszę przyznać, zupełnie bezwstydnie, że zakochałem się w Mustangu natychmiast. Bardzo szybko zapoznałem się z jego zachowaniem w powietrzu i z jego reagowaniem na wychylenia sterów. Opis samolotu studiowałem z taką dokładnością, że wkrótce znałem więcej szczegółów niż nasi instruktorzy. Przy pierwszej okazji odwiedziłem w Londynie przedstawiciela wytwórni North American, od którego otrzymałem wraz z innymi informacjami małą broszurkę. Zawierała ona normy zużycia paliwa Mustanga na różnych wysokościach i prędkości lotu oraz ilości paliwa w zbiornikach przy najbardziej ekonomicznych wartościach ciśnienia ładowania i obrotów. Było to dla mnie fascynujące. Uświadomiłem sobie, jaki jest możliwy największy zasięg Mustanga. Kiedy rozpocząłem studiowanie map w pokoju operacyjnym, doszedłem do wniosku, że Mustang może mieć zasięg pozwalający nawet na loty operacyjne ze Szkocji do Norwegii. Zrozumiałem też, że tabele jakie opracował North American mogą być bardzo dobre na ziemi do planowania lotów, lecz do użytku w powietrzu są nieodpowiednie. Dane te trzeba było przedstawić w formie wykresu, który mógłby dostarczyć wszystkie informacje za jednym rzutem oka. W zasadzie powinien on wskazywać ciśnienie ładowania i obroty dla każdej wymaganej prędkości i wysokości lotu zapewniające minimalne zużycie paliwa oraz wskazywać wynikającą z tego ilość zużywanego paliwa. Chciałbym dodać, że moje studia na Politechnice Warszawskiej, którą ukończyłem przed wojną, wywodziły mnie w sporządzaniu wykresów i posługiwaniu się nimi. Po przemyśleniu sprawy i kilku próbach, problem upchnięcia wszystkich niezbędnych informacji na względnie małej powierzchni w łatwo zrozumiałej formie został rozwiązany. Po dwóch miesiącach obliczeń i kreślenia (w czasie wolnym) wykres był wykonany w dużej skali, w dwóch częściach i sfotografowany przez sekcję fotograficzną dywizjonu a krzywe były pokolorowane. Odbitki zostały sklejone odwrotnymi stronami, w rezultacie dając pojedynczy dwustronny wykres w formie, który mógł być bez trudu zabrany do kabiny samolotu i tam odczytywany.

Wykres został wypróbowany w naszym 309 Dywizjonie i w korzystaniu z niego nie stwierdzono trudności, chociaż prócz mnie nie było innych inżynierów w dywizjonie. Mając satysfakcję z praktycznych rezultatów myślałem, że należy dopuścić inne dywizjony Dowództwa Współpracy z Armią do korzystania z mojej pracy. Dnia 24 czerwca napisałem odpowiedni list do Dowództwa Grupy (w celu przesłania go do Dowództwa Współpracy z Armią) załączając odbitki wykresu i wyjaśniając sposób użycia oraz oczywiste zalety. Nigdy nie otrzymałem odpowiedzi na ten list. Kiedy okres czekania na odpowiedź wydłużał się, w moim umyśle skryształizowała się myśl, że jedyną drogą do obudzenia władzy z ich błogiej drzemki byłoby udowodnienie mojej teorii przez wykonanie lotu o tak długim zasięgu, to zmusiłoby ich do zauważenia istniejących okoliczności, które temu towarzyszyły.

Nie pamiętam już gdzie zwędziłem nawigacyjną mapę regionu. Była to mapa 1:1 000 000 w rzucie Merkatora używana w lotnictwie bombowym. Miała bardzo mało szczegółów, lecz była jedyną dostępną mi mapą. Jej studiowanie upewniło mnie co do możliwości wykonania operacyjnego lotu nad Norwegię z bazy w Szkocji i wykazało, że bardzo interesujący cel dla „Rhubarb” był w rejonie Stavanger (Zadania szturmowe bliskiego rozpoznania nazwane były językiem kodowym „Rhubarb”).

Podczas naszych codziennych treningowych lotów, które wykonywaliśmy, nie mogłem zbroczyć z kursu i zrealizować mojego zamierzonego przedsięwzięcia. Szanse wzrosły, kiedy duża część naszych pilotów z lotniska w Dalcross koło Inverness została zabrana do głównej kwatery dywizjonu

w Dunino koło St. Andrews i zaczęliśmy latać do nich w odwiedziny.

Ochotniczo podjąłem się lotu wypadowego uzyskując swobodę decyzji co do programu lotu. Godzina przeznaczenia wybiła!

26 września spędziłem na sprawdzaniu, poprawianiu zasadniczego planu, decydowaniu szczegółów itp. Niemniej zdołałem pójść na wieczorny koncert. 27 września był mój D-day (Dzień Inwazji). Zdawałem sobie jasno sprawę z następujących braków wyposażenia i niedogodnych okoliczności:

— Do operacji na Stavanger właściwą bazą było Peterhead, natomiast Dalcross znajdowało się o 160 km dalej od celu.

— Jak wspominałem wcześniej, nie miałem szczegółowej mapy rejonu celu, dlatego nie znalazłem najbardziej interesujących obiektów ani tych, które lepiej było pominąć.

— Nie miałem pieniędzy norweskich ani żelaznej racji żywnościowej, które mogłyby być użyteczne, gdybym był zestrzelony nad terenem nieprzyjacielskim.

— Mój „własny” samolot w pełni zdalny do lotów operacyjnych był w Dunino. Natomiast Mustang osiągalny w Dalcross, choć już przeszedł okresową kontrolę, jednak nie miał: radia, tlenu i kamery. Miał tylko: karabiny maszynowe 7,7 mm z amunicją oraz źle (jeżeli w ogóle) skompenzowaną busolę.

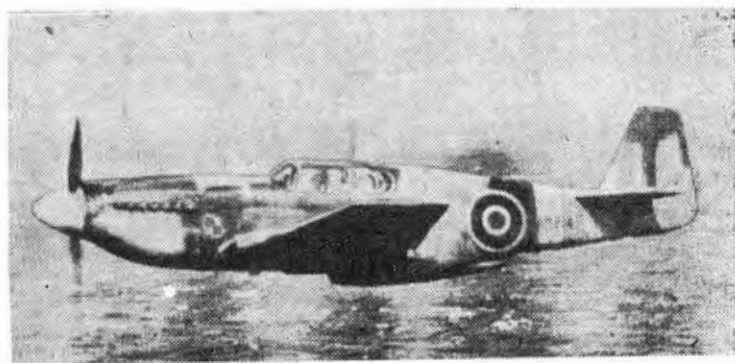
— Wiatry były na ogół zachodnie, podczas gdy wschodnie byłyby pomyślniejsze. Prognoza pogody zapowiadała, że niż zalegający nad Irlandią wolno przemieszczał się, stwarzając szansę małych zmian, a więc piękną pogodę. Spodziewano się oblodzenia między 900 m a 1800 m.

Wiatry były jak następuje:

Wysokość, m	Kierunek	Prędkość km/h
0	225°	32
600+1800	220°	56
4500	220°	64

Mój plan działania był następujący:

- Wzniesić się na 4900 m.
- Lecieć na tej wysokości do punktu odległego o 160 km od Norwegii.
- Stopniowo wytracać wysokość do poziomu morza.
- Spędzić 20 min nad lądem atakując odpowiednie cele z szybkością 450 km/h.
- Powracając lecieć na poziomie morza przez 160 km w kierunku Peterhead.



Rys. 1. Samolot Mustang I z 309 Dywizjonu nad Morzem Północnym

— Pozostałą część lotu nad morzem wykonać na wysokości 600÷900 m prostą na Peterhead.

— Wylądować w Dalcross albo, jeżeli będzie brakowało paliwa, w Peterhead.

Posługując się swoim wykresem do planowania paliwa przygotowałem następującą tablicę:

Od	Do	IAS, km/h	Wysokość, m	Kurs, stopień	Kurs magnetyczny, stopień	Odległość, km	Prędkość względem Ziemi, km/h	Czas, m	Zużycie paliwa, l
Dalcross	4900 m	273	0÷4900	75	87	35	273	8	68
4900 m	160 km do Stavanger	360	4900	75	87	400	425	52	104
160 km do Stavanger	Stavanger	320	0	75	89	160	349	28	54
Rejon Stavanger		450	0	—	—	145	450	20	100
Stavanger	Peterhead	320	600	250	256	480	273	105	186
Razem						1220	—	213	513
Rezerwa paliwa (pojemność zbiorników skrzydłowych wynosi 636 l)									123

Poprosiłem Dział Operacyjny o zezwolenie na lot nawigacyjny nad morze. Po dłuższej paplaninie otrzymałem ze z ograniczeniem odległości do 320 km od brzegu i czasu do 4 godzin. Oczywiście byli oni zaniepokojeni tak długim lotem nad morzem, natomiast zezwolenie na lot do Norwegii było poza dyskusją. Środki ostrożności przed lotem, które mogłem przedsięwziąć były poważnie ograniczone, więc zrobiłem tylko to co następuje:

— Zostawiłem wszystkie dokumenty, notatki i pieniądze w biurze lotu.

— Wpisałem do książki rozkazów lotu „Rhubarb w rejonie Stavanger” i zostawiłem plan nawigacyjny.

— Wziąłem ze sobą zapalniczki, aby móc zapalić samolot w wypadku zestrzelenia.

— Wziąłem ze sobą kilka tabliczek czekolady i apteczkę pierwszej pomocy.

Wystartowałem o godzinie 10.05. O 10.11 leciałem zaplanowanym kursem a o 10.18 osiągnąłem wysokość 4900 m. Przewidywany czas przybycia do Stavanger był 11.38. Obserwując Ziemię przez sporadyczne chmury zauważyłem, że dążę na południe, więc po kilku próbach poprawiłem kurs do 65°. Nie włączyłem IFF (urządzenie identyfikujące „swoją czy wróg”).

Lot na tym poziomie (bez tlenu) był męczący. Było mi zimno, bolały mnie oczy. Pogoda cieszyła mnie, była po prostu piękna. Błękit nieba, ciemnoniebieskie morze, widoczność ograniczona tylko krzywizną Ziemi. O godzinie 10.40 chmury warstwowe poniżej mnie rozeszły się i tylko pozostała przestrzeń z rzadko rozstawionymi cumulusami. O 10.48 przełączyłem zbiorniki, tak aby przybyć do Stavanger z równo napełnionymi, co zabezpieczało na wypadek postrzelenia jednego z nich.

O 11.10 wszedłem w bardzo płaski lot nurkowy i prawie natychmiast poczułem się lepiej. Zmieniłem kurs na 87° i wkrótce byłem nisko nad morzem. Pierwszym sygnałem bliskości lądu było nagromadzenie warstwy stratocumulusów widocznych w odległości kilku kilometrów. O 11.26 zauważyłem ląd na horyzoncie i wkrótce miałem pierwszy punkt stały dla nawigacji. Mój kurs zaprowadził mnie blisko wyspy Utsire, a ponieważ jest to jedyna wyspa tak daleko od głównego lądu, byłem pewny swego położenia. Uświadomiłem sobie, że zastosowana poprawka do mojego kursu nad Szkocją była nieco za duża, w wyniku czego mój cel czyli Stavanger znalazł się na prawo ode mnie. Przekroczyłem wybrzeże lądu blisko wsi Haugesund (mój drugi punkt nawigacyjny) o 11.38 i zwiększyłem prędkość do 450 km/h. Zakręciłem na południe lecąc tak nisko, że niemal skakałem przez płoty. Drogi były prawie puste. Ostrzelałem samochód, 2 małe latarnie morskie i mały zamaskowany budynek, który wyglądał na coś w rodzaju posterunku obserwacyjnego.

Wkrótce przybyłem nad zatokę Stavanger, na jej północnym wlocie zauważyłem stanowisko armatnie, wydawało mi się, że to były makiety. W zatoce było wiele wysepek, pomiędzy nimi widziałem łodzie rybackie. W północnej części największej wyspy były zakotwiczone trzy małe statki zamaskowane na szaro, a nad nimi balon — prawdopodobnie należący do niemieckiej artylerii przeciwlotniczej. Z pewnością nie był to obiekt dla karabinu maszynowego 7,7 mm. Aby nie stać się ich celem, wszedłem w lot falisty, ale nie zaobserwowałem z ich strony żadnej wrogiej akcji.

Miasto Stavanger jest położone na południowej stronie zatoki. Leciałem na południe z zachodniej strony miasta. W jednym miejscu zauważyłem ciężarówkę, sądziłem, że jest kierowana przez Norwega. Wyobraziłem sobie mój gniew, kiedy przelatywałem nad nią i było już za późno, żeby ją zaatakować, a z szoferki wyskoczył żołnierz w

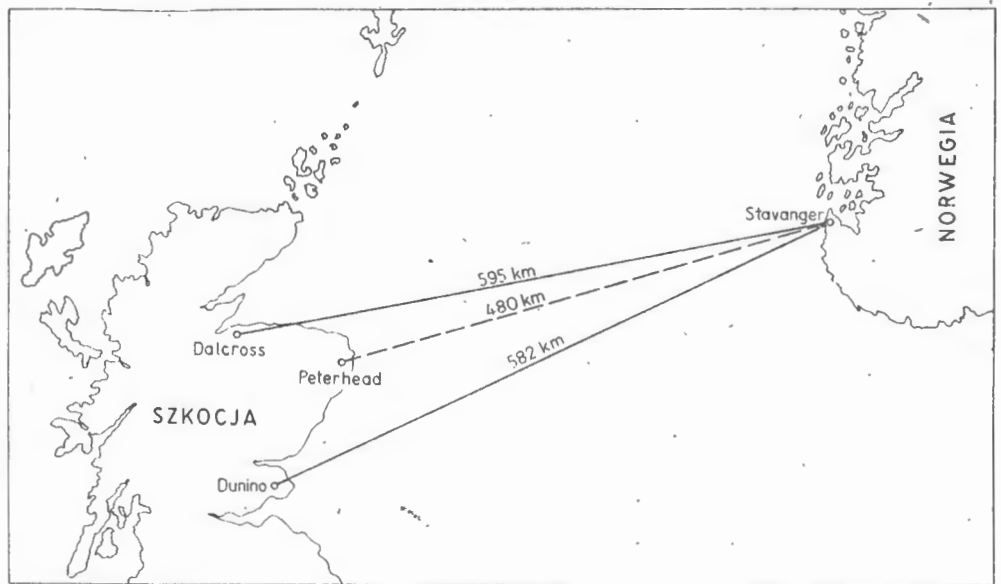
„feldgrau”.

Dalej na lewo spostrzegłem zamaskowany mały budynek, zbyt daleko bym mógł do niego strzelać. Po przelecie nad małą granią zobaczyłem na wprost lotnisko, po lewej stronie białe ogrodzenie, a na prawo duży budynek z malowaniem maskującym, wyglądał jak kasyno oficerskie, a przed nim stało kilka osób. Na ziemi nie było żadnego samolotu ani innego obiektu nadającego się na atak, więc przeleciałem przez lotnisko nad samą ziemią. Nagle naprzeciw mnie zobaczyłem coś, co wyglądało jak rój czerwonych pszczół, ale zbyt swobodnie rozrzucony. Powiedziałem do siebie: — Musicie celować lepiej, dziady jedne! — Położyłem mój samolot w płytki ciasny zakręt i rój pszczół zniknął. Obrona oczywiście została zaalarmowana, nie było więc szansy na dalszy atak ani też na zawrócenie. Lecąc dalej zauważyłem dwa samoloty z gwiazdowymi silnikami, które najwyraźniej dopiero co wystartowały z innego lotniska położonego bardziej na południe. Spodziewając się, że wznoszą się by mnie zobaczyć, dałem pełny gaz i rozpocząłem pogoń, usiłując zaatakować je od dołu, jednak one nie zainteresowane mną zakręciły na południe.

Wykonałem zakręt na zachód w kierunku morza, przekroczyłem brzeg o 11.58 i wszedłem na kurs 256°. Przewidywany czas mego przylotu do Peterhead określiłem na 13.43. Kiedy obejrzałem się, zobaczyłem kłębuszki białego dymu, lecz kilka kilometrów za mną. Co za marnowanie amunicji! Przez 160 km trzymałem się poziomu morza oglądając się, żeby sprawdzić co dzieje się za plecami. Potem, kiedy nadeszła godzina 12.25 wzniosłem się na wysokość 600 m, dającą lepsze warunki lotu. Silnik kaprysił z powodu zbyt ubogiej mieszanki, więc wzbogaciłem ją przestawiając dźwignię. O 12.50 przełączyłem zbiorniki paliwa z prawego na lewy, oceniając, że prawy faktycznie był pusty a nie zyczyłem sobie nadmiernego ryzyka przez lot na prawym zbiorniku, do momentu aż silnik stanie. Po wielkim podnieceniu musiała nastąpić reakcja. Poczuję się nagle głodny, zmęczony i śpiący. Zjadłem dwie tabliczki czekolady a to zaspokoilo tylko głód. Ciągle spoglądałem na zegarek i miałem wrażenie, że stoi. Nie poprawiłem sytuacji fakt, że widoczność pogorszyła się tak bardzo, iż nie było widać horyzontu i prawie nic w kierunku poziomym, zaś stożek widoczności w pionie był bardzo wąski. Miało się wrażenie zawieszenia w przestrzeni i konieczny był lot według przyrządów, wymagało to odpowiedniej koncentracji uwagi, a co było trudne w moim stanie.

Tymczasem na lądzie w Szkocji miały miejsce następujące wydarzenia. Na tablicy planów lotu został wykryty mój bunt. Lot nie odpowiadał temu, czego spodziewano się w Dziale Operacyjnym. Telefonowano do eskadry, ale z kierownictwa nikt nie był osiągalny. Wtedy do biura eskadry został wysłany Dowódca Stacji i tam w książce zadań lotów znalazł mój wpis: „Rhubarb w rejonie Stavanger”. Stopień zdziwienia, alarm i przysięgnięcie wzrastało, bano się, że byłem agentem wroga i albo zabrali Mustanga dla Niemców, albo mam dostarczyć im kilka istotnych informacji. Został wysłany klucz Spitfire'ów do śledzenia mnie (ktoś powiedział, żeby mnie zestrzelić). Nie trzeba dodawać, że w słabej widoczności nie miano szans, chociaż na 160 km od lądu włączyłem IFF i na każdym ekranie radaru musiałem być dobrze widoczny.

O godzinie 13.40 zobaczyłem kilka statków płynących na zachód, wskazywało to bliskość lądu, a o 13.45 sam ląd



Rys. 2. Trasa lotu Dalcross — Stavanger — Dunino

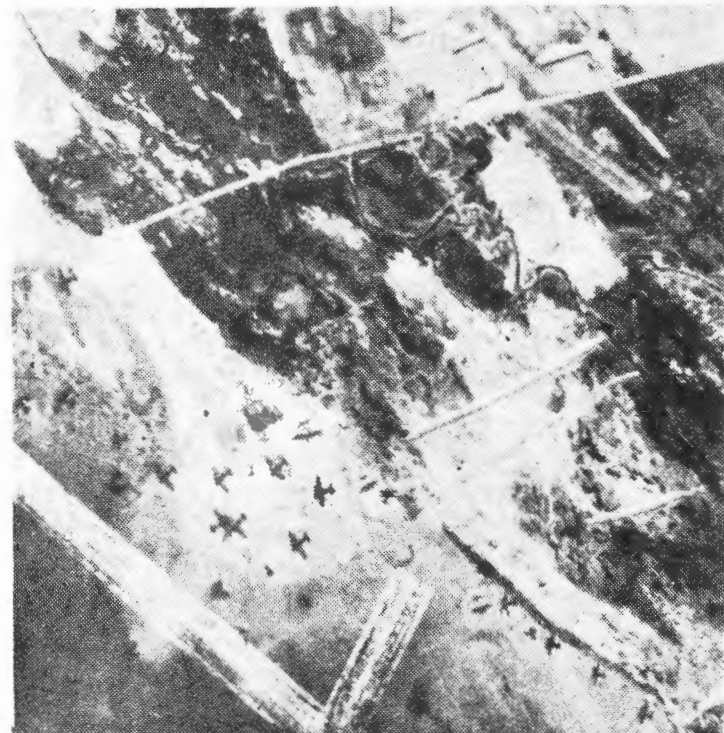
mojej nawigacji, mój przewidywany czas przylotu do Peterhead jaki obliczyłem, kiedy odlatywałem znad Stavanger był dokładnie 13.43. Taka była jedynie drobna niezgodność — to nie był Peterhead, nie było widać jeziora Stothberg. Przekroczyłem wybrzeże i poleciałem w prawo wzdłuż morza i natychmiast rozpoznałem dobrze znany teren. Pięciokątny kształt lasu przy trawiastym lotnisku upewnił mnie, że to było Dunino, mój rodzinny port lotniczy. Niezaprzeczalnym faktem było to, że zboczyłem o 12° z mojej trasy i miałem prędkość względem ziemi o 64 km większą. Chociaż czas przylotu był zgodny z obliczonym, to przebyta odległość była prawie o 112 km dłuższa. Jednak w momencie rozpoznania terenu te myśli nie zaświtały w mojej głowie. Okrążyłem po prostu lotnisko, zastosowałem bogatą mieszankę paliwa, zmieniłem skok śmigła, wysunąłem klapy, podwozie i lądowałem o 13.50. Zakołowałem do miejsca tankowania, wyłączyłem silnik i wysiadłem z samolotu. Wtedy otwarło się okno baraku dowództwa i ukazała się głowa dowódcy naszego dywizjonu, który krzyknął do mnie:

— Co u diabła ty tutaj robisz?

— Właśnie powróciłem ze Stavanger — odpowiedziałem.

Odłożyłem ubranie na miejsce i zostałem zabrany do naszego Dowódcy Skrzydła, któremu powtórzyłem drugi raz to samo. Poprosiłem równocześnie o zatelefonowanie do Dalcross, że lądowałem w Dunino.

Lądowanie w Dunino okazało się dla mnie szczęśliwym trafem. Dowódca zamknął mnie w domowym areszcie (!),



Rys. 3. Lotnisko Stavanger. Widoczne pasy startowe i samoloty

znalazłem się wśród życzliwych ludzi, którzy starali się nie obrażać mnie a sytuację moją uczynić jak najlepszą. Areszt domowy został zamieniony w ciągu paru dni na ograniczenie mojej swobody poruszania się do rejonu lotniska. Przyjaciele sprowadzili moje rzeczy z Dalcross i strzelbę, więc mogłem spędzać czas polując na zające w lasach. 5 października to znaczy po 8 dniach, zostałem zwolniony ze wszystkich ograniczeń i wróciłem do swoich obowiązków, czyli do latania w Dalcross. Najpierw jednakże kazano mi napisać dwa raporty, jeden ogólny, drugi nawigacyjny. Zajęło mi to dwa dni, ponieważ musiałem to zrobić po polsku i po angielsku. W raporcie nawigacyjnym musiałem skomentować zużycie paliwa i cieszyłem się, że mogę napisać, iż ilość paliwa jaka pozostała w zbiorniku mojego samolotu po wylądowaniu w Dunino wynosiła 63 l, co mogło dać dalsze 35 min lotu, tj. ponad 160 km zasięgu. Niezgodność w zużyciu paliwa między obliczeniami a faktycznym stanem o 60 l była spowodowana częściowo nieprzewidzianym lotem w pogoni za wrogimi myśliwcami trwającym 5 minut na pełnym gazie i przy pełnym otwarciu przepustnicy, na jego konto zaliczyłem 36 litrów, częściowo wzbogacaniem mieszanki w drodze powrotnej, co łatwo mogło wyjaśnić zużycie reszty paliwa. Poważny błąd nawigacyjny w locie powrotnym nie był łatwy do wyjaśnienia. 12° pomyłki w kierunku lotu mogło być spowodowane nieprawidłowo skomponowaną busolą, ale bardziej prawdopodobne było to, że prędkościomierz dawał fałszywe wskazania. Najwłaściwszym wytłumaczeniem dużego błędu prędkości względem ziemi była niedokładna prognoza wiatru. Możliwe było nałożenie się tych dwóch przyczyn. Biorąc wszystko pod uwagę, wydaje się, że chociaż z punktu widzenia zadania szkody wrogowi misja nie była wielkim sukcesem, to z pewnością udowodniła, że Mustang I ma zasięg operacyjny nad wodą 640 km.

Po powrocie do Dalcross wróciłem do latania, ale 19 października otrzymałem wezwanie do Sądu Wojskowego. Oskarżenie brzmiało: „Poleciał do Stavanger mając zezwolenie na lot 320 km od wybrzeża”. Był to fakt niezaprzeczalny. 20 października poleciałem do Dunino, a potem z moim Dowódcą Skrzydła nocnym pociągami do Londynu, skąd następnego dnia do Backnell, w pobliżu którego było zakwaterowane Dowództwo Współpracy z Armią. Byliśmy wszyscy, nie wyłączając mnie, mocno zdenerwowani. Chwilę przed rozpoczęciem rozprawy adiutant marszałka poradził mi, żeby odpowiadać na pytania, jeżeli to możliwe, tak lub nie, ponieważ marszałek to lubi. Dowódcą Lotniczym w Dowództwie Współpracy z Armią był Air Vice Marshall Barrat (dla swoich przyjaciół Brzydki Barrat) niski, gruby, siwy mężczyzna z wylupiastymi oczami. Wprowadzono mnie bez czapki do jego biura, gdzie siedział przy biurku; dwaj oficerowie stali po obu jego stronach a kilku oficerów pod ścianą wylóżoną dębową boazerią. Nasz oficer łącznikowy przy Dowództwie Współpracy z Armią i mój Dowódca Skrzydła byli również. Chociaż wiedziałem, że przepisy nakazujące oskarżonemu być bez czapki były wynikiem zdarzenia z odległej przeszłości, kiedy ktoś rzucił swoją czapkę w Prezesa Sądu, czułem się poniżony.

Rozprawa przebiegała w przybliżeniu następująco:

Marszałek: Czy pan otrzymał i czytał oskarżenie?

Ja: Tak, proszę Pana.

Marszałek: Czy pan przyznaje się, czy nie przyznaje do winy?

Ja: Przyznaję się.

Marszałek: Czy życzy sobie pan powołanie świadków?

Ja: Nie.

Marszałek: Czy chce pan powiedzieć coś na swoją obronę?

Ja: Nie.

Na początku jego oczy były całkiem srogie, po każdej mojej odpowiedzi stawały się bardziej przyjazne, a na końcu tych pytań prawie uśmiechały się. Przeczytał część mojego raportu, w którym oskarżałem RAF o nieekonomiczne metody latania i wtedy wezwał oficera technicznego na świadka. Ów stwierdził, że w jego opinii ich tablice dawały podobne wyniki, lecz mój wykres jest niepraktyczny. Odpowiedziałem na to, że wszyscy nasi piloci nie mieli trudności w stosowaniu tego wykresu w powietrzu.

Marszałek: Udzielam panu nagany. Nagana nie będzie wpisana do akt personalnych. Niech pan teraz idzie i wróci w czapce.

Więc wyszedłem. Wziąłem czapkę z sąsiedniego pokoju i powróciłem. Marszałek był teraz szczerze uśmiechnięty, lecz myślę, że nikt nie był przygotowany na to, co usłyszeliśmy.

— Teraz ja muszę panu pogratulować bardzo ładnego pokazu — powiedział marszałek. — Podziwiam człowieka, który świadomie nie unika odpowiedzialności za swoje czyny. Może pan zejść na dół, poprosić o otwarcie baru i napić się na moje konto, ponieważ w pełni pan zasłużył. Upomniął mnie, żebym więcej tego nie robił, lecz moja odpowiedź była raczej nie zobowiązująca. Zszedłem do baru i napiłem się sherry na konto marszałka. Koło baru mój Dowódca Skrzydła zatrzymał się przedstawiając mnie dumnie jednemu z wyższych oficerów w Dowództwie jako „tego, który wykonał lot do Norwegii”.

Wiele miesięcy później, w maju 1945 roku, gdy byłem na urlopie w drodze z kontynentu do Anglii oczekując na dalszy transport na lotnisku w Croydon zacząłem rozmawiać z dowódcą jednego z dywizjonów. Kiedy wspomnia-

łem mu, że latałem poprzednio w 309 polskim dywizjonie, zapytał:

— Czy to nie z tego dywizjonu poleciał ktoś do Stavanger?

— Tak — odpowiedziałem. — Ten ktoś, to właśnie ja.

— Wie pan — odrzekł — kiedy przeczytaliśmy w raporcie z lotów operacyjnych „Mustang z 309 polskiego dywizjonu, Rhubarb — rejon Stavanger” zaczęliśmy mierzyć na mapie odległości objęte tym dystansem i wkrótce zmieniliśmy cele operacyjne od przekroczenia kanału La Manche do Zagłębia Ruhry.

Nie trzeba dodawać, że byłem dumny z powodu tego stwierdzenia, gdyż był to dowód, że mój wysiłek nie poszedł na marne, że osiągnąłem to, co zamierzałem.

Dowiedziałem się niedawno z książki Williama Hessa „P-51 Bomber Eskort”, że pierwszy atak Mustangów na cele nad kanałem Dortmund Ems w Niemczech miał miejsce w październiku 1942 roku, tj. w parę tygodni po moim locie do Stavanger. Autor tej książki napisał „Prawdopodobnie ten długodystansowy lot szturmowy był skutkiem... lotu wykonanego na Mustangu przez pilota z 309 Dywizjonu”.

Rozważając sprawę ze strony dyscypliny, miałem szczęście, że w Dowództwie Lotniczym był Air Vice Marshal Barrat, mądry i rozsądny człowiek, który będąc sportowcem docenił tę stronę mojego czynu. Lecz z perspektywy lat czuję, że w potraktowaniu mnie było coś nie w porządku, zwłaszcza, że główną przyczyną mego postępowania był nie brak oceny mojej pracy, ale niewybaczalny brak zastosowania zasad dobrego wychowania ze strony przełożonych, którzy nie zatroszczyli się o udzielenie odpowiedzi na list porucznika a tym samym nie ustosunkowali się do jego treści.

Stare austriackie cesarstwo miało bardzo wysokie odznaczenie „Order Marii Teresy”, który był przyznawany tylko tym żołnierzom, którzy wykonali udaną akcję przeciw wrogowi wbrew rozkazowi albo przepisom. Chwała dla Austriaków!

Tłumaczyła: T. Różycka

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

Zebranie sprawozdawczo-wyborcze Sekcji Lotniczej w Kaliszu

W listopadzie 1979 r. odbyło się zebranie sprawozdawczo-wyborcze Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Kaliszu, liczącego 94 członków. Zebranie otworzył przewodniczący Zarządu OW SIMP kol. W. Antoszczyk, po czym przewodnictwo zebrania objął kol. B. Urban. Do prezydium zostali zaproszeni: przewodniczący Zarządu OW SIMP kol. J. Koźbiał, wiceprzewodniczący OW SIMP kol. R. Karczmowicz oraz wiceprzewodniczący Koła SIMP przy WSK PZL-Kalisz kol. A. Kran.

W 5-letniej (1975÷1979) kadencji Zarząd odbył 42 zebrania, których tematem było: ustalanie planów pracy, tematyki odczytów i porad, planowanie wycieczek oraz omawianie realizacji planów pracy. Zarząd zorganizował naradę pn. „Nowoczesne tendencje w konstrukcji i technologii tłokowych silników lotniczych”. Na naradzie pracownicy Instytutu Lotnictwa, Politechniki Warszawskiej i WSK PZL-Kalisz wygłosili pięć referatów. Wnioski z narady zostały przekazane władzom.

W okresie sprawozdawczym Zarząd zorganizował siedem odczytów. Tema-

tem odczytów były zagadnienia konstrukcji silników lotniczych oraz technologii wytwarzania. Przeciętą liczbą uczestników na odczycie wynosiła dwadzieścia osób.

Zwiedzano Zakłady Szybowcowe w Bielsku-Białej oraz Instytut Obróbki Skrawaniem i Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.

Omówiono decyzję Naczelnej Organizacji Technicznej o zmianie warunków prenumeraty oraz zniesieniu prenumeraty ulgowej dla członków SIMP; spowodowało to znaczny spadek liczby prenumeratorów.

Wnioski uchwalone na zebraniu sprawozdawczo-wyborczym w Kaliszu

W celu zaktywizowania działalności Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Kaliszu, na zebraniu sprawozdawczo-wyborczym uchwalono następujące dezyderaty.

1. Zobowiązuje się Zarząd do przywrócenia rangi Sekcji Lotniczej SIMP w WSK PZL-Kalisz m.in. przez zorganizowanie spotkania z dyrekcją i wspólną analizę możliwości rozszerzenia działalności Sekcji;

2. Zobowiązuje się Zarząd do zakty-

wizowania pracy członków Sekcji Lotniczej przez indywidualny przydział zadań oraz przeprowadzenie rozmów z członkami Sekcji;

3. Zobowiązuje się Zarząd do rozpoznania aktualnych możliwości prenumeraty czasopism technicznych;

4. Zobowiązuje się Zarząd do pracy na rzecz naboru członków do Sekcji Lotniczej w działach technologicznych oraz do poszerzenia działalności merytorycznej Oddziału o tematy technologii wytwarzania elementów dla potrzeb lotnictwa;

5. Zobowiązuje się Zarząd do rozeznania przez OW NOT możliwości współpracy z dyrekcją MDK w celu udzielania pomocy Sekcji Modelarskiej.

Nowy Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej w Kaliszu

Wybrany Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Kaliszu ukonstytuował się w sposób następujący: przewodniczący Oddziału — kol. W. Antoszczyk, zastępca przewodniczącego — kol. G. Abkiewicz, sekretarz — kol. E. Masiera, członkowie: J. Barcelet, Z. Długosz i W. Sychalski.

CZERNIAWSKI J. S. T.: Ground Effect CLTS. TLiA, Volume XXXV, 1980 Issue, No. 3, Page 5.

The article describes the design, characteristics and problems connected with the operation of a ground effect crafts.

STAFIEJ W.: Technical Antinomies in Glider Design. TLiA, Volume XXXV, 1980 Issue, No. 3, Page 12.

This is a uresentation of basic antinomies occurring in the design of gliders and concerning their functional quality, safety, performance, operation, producibility and economics. The resulting consequences of individual solutions and methods of their overcoming were shown.

ANDRUSZKIEWICZ S., BORGON J., STUKONIS M.: Selected methods of establishing engine operation ranges when investigating aircraft accidents (I). TLiA, Volume XXXV, 1980, Issue, No. 3, Page 16.

The article dals with some methods utilized for establishing engine operation conditions when investigating aircraft accidents. Establishing the engine operation conditions in always helpful in finding out the true cause of the accident. It is of significance, therefore, to be aware of the basic methods which may be used for such purpose.

KIEZELIS A.: Problems of Detecting Defects in Aircraft. TLiA, Volume XXXV, 1980, Issue, No. 3, Page 29.

The article discusses exemplary kinds of most frequently occurring aircraft failures and shows methods of their most effective elimination.

LEWKOWICZ J.: A Flight on Stavanger. TLiA, Volume XXXV, 1980 Issue, No. 3, Page 35.

This is the author's recollection of his first flight made on Mustang I in the Wing 309 to Norway in 1942 to prove the long flying range of the airplane.

CZERNIAWSKI J. S. T.: Stauflügelgeräte CLTS. TLiA, 35. Jahrgang, 1980, Heft 3, Seite 5.

In dem Beitrag werden die Konstruktion, die Charakteristik sowie die Betriebsprobleme der Stauflügelgeräte erläutert.

STAFIEJ W.: Technische Gegensätze beim Entwurf von Segelflugzeugen. TLiA, 35. Jahrgang, 1980, Heft 3, Seite 12.

Es werden die grundsätzlichen Gegensätze in Bezug auf die Verwendungseigenschaften, die Sicherheit, die Leistungen, die Wartung, die Technologie und die Wirtschaftlichkeit, die beim Entwurf von Segelflugzeugen auftreten, behandelt. Ausserdem wird auf die gegensätzlichen Folgen der einzelnen Konstruktionslösungen und auf die Methoden zur ihrer Überwältigung hingewiesen.

ANDRUSZKIEWICZ S., BORGON J., STUKONIS M.: Ausgewählte Bestimmungsmethoden der Betriebsbereiche von Motoren bei Untersuchungen von Flugzeugunfällen (I). TLiA, 35. Jahrgang, 1980, Heft 3, Seite 16.

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

KIEZELIS A.: Probleme bei der Ermittlung von Fehlern an Flugzeugen. TLiA, 35. Jahrgang, 1980, Heft 3, Seite 29.

In dem Beitrag werden Beispiele für die am häufigsten auftretenden Fehler an Flugzeugen behandelt und es werden Methoden angegeben, die zu ihrer wirksamsten Beseitigung führen.

LEWKOWICZ J.: Flug nach Stavanger. TLiA, 35. Jahrgang, 1980, Heft 3, Seite 35

Erinnerungen an den ersten Flug auf Mustang I den der Verfasser 1942, als Flieger in der Fliegergruppe 309 nach Norwegen ausführte, um die grosse Reichweite des Flugzeuges nachzuweisen.

ЧЕРНЯВСКИЙ С. Т.: Экранолёты ЦЛСТ. TLiA, год 35, 1980, № 3, стр. 5

В статье описана конструкция, дана характеристика и указаны проблемы связанные с эксплуатацией экранолёта.

СТАФЕЙ В.: Технические противоречия при проектировании планеров. TLiA, год 35, 1980, № 3, стр. 12

Указаны основные противоречия конструктивных требований, встречающихся при проектировании планеров, относящиеся к функциональности безопасности, легким характеристикам, обслуживанию, технологичности, экономии. Указаны также результаты, которые получаются при применении отдельных конструктивных решений и методы устранения их отрицательных свойств.

АНДРУШКЕВИЧ С., БОРГОНЬ Я., СТУКОНИС М.: Избранные методы определения режимов работы двигателя во время исследования авиационных происшествий. TLiA, год 35, 1980 г. № 3, стр. 16

В статье описаны некоторые методы, применяемые для определения режимов работы авиационного двигателя во время исследования авиационного происшествия. Определение режима работы двигателя помогает найти причину происшествия. Поэтому, важны основные методы, применяемые для достижения этой цели.

КЕЖЕЛИС А.: Проблематика обнаружения дефектов на самолетах TLiA год 35, 1980, № 3, стр. 29

В статье описаны примеры наиболее часто встречающихся дефектов, указаны способы их эффективного устранения.

ДЕВКОВИЧ Е.: Полет на Ставенджер. TLiA, год 35, 1980, № 3, стр. 35

Воспоминания автора о совершенном им в 1942 году, в диапазоне 309 первом полете в Норвегию на самолете Mustang I для доказанья большей дальности этого самолета.

PRENUMERATA

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

Przedpłaty są przyjmowane w terminach:

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

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

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

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

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

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Szopena 5^B m. 4

Tel. 28-64-64

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass — Umiejętność reklamy sprzętu lotniczego	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Obloty prototypów samolotów zbudowanych przez przemysł; Produkcja szybowców i ich ceny; Produkcja motoszybowców i ich ceny	4
S. T. Czerniawski: Ekranoloty CLST (CIEKAWY KONSTRUKCJE)	5
W. Stafiej: Antynomie techniczne w projektowaniu szybowców	12
S. Andruszkiewicz, J. Bogoń, M. Stukonis: Wybrane metody określania zakresów pracy silnika podczas badania wypadków lotniczych (I)	16
NOWOSCI TECHNICZNE: Łopatki turbinowe z „monokryształu”	18
KARTOTEKA TLiA: Valmet L-70 Militrainer — Finlandia	19
UTVA 75 — Jugosławia	21
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Angielskie nazwy samolotów, śmigłowców, szybowców i silników (II)	23
KSIĄŻKI LOTNICZE	24
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Numeryczne projektowanie i optymalizacja śmigieł (II)	25
PROJEKTY: Lockheed L-1011-LH ₂ — USA	28
A. Kiezelis: Problemy wykrywania usterek samolotów (PROBLEMY LOT)	29
W. Zaręmba: Refleksje w związku z jubileuszem TLiA	32
J. Lewkowicz: Lot na Stavanger (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	35
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	38
KSIĄŻKI LOTNICZE	III okł.

Na okładce: Malowanie samolotów pasażerskich Fokker F-VIIA/1 m z silnikiem Lorraine-Dietrich, z nartami i z silnikiem Bristol Jupiter — rys. K. Cieślak

CZERNIAWSKI S. T.: Ekranoloty CLST. TLiA, rocznik XXXV, 1980 r., nr 3, str. 5

W artykule opisano konstrukcję, podano charakterystykę oraz przedstawiono problemy eksploatacji ekranolotu.

STAFIEJ W.: Antynomie techniczne w projektowaniu szybowców. TLiA, rocznik XXXV, 1980 r., nr 1, str.

ANDRUSZKIEWICZ S., BOROŃ J., STUKONIS M.: Wybrane metody określania zakresów pracy silnika podczas badania wypadków lotniczych (I). TLiA, rocznik XXXV, 1980 r., nr 3, str. 16

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

KIEZELIS A.: Problemy wykrywania usterek samolotów. TLiA, rocznik XXXV, 1980 r., nr 3, str. 29

W artykule omówiono przykładowo rodzaje występujących najczęściej usterek samolotów oraz wskazano sposoby na ich najskuteczniejsze eliminowanie.

LEWKOWICZ J.: Lot na Stavanger. TLiA, rocznik XXXV, 1980 r., nr 3, str. 35

Wspomnienia autora z wykonanego przez niego w 1942 r. w Dywizjonie 309 pierwszego lotu na Mustangu I do Norwegii w celu udowodnienia dużego zasięgu tego samolotu.

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołdźcinowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. J. Staszek

Rada Programowa:

mgr inż. M. Augustynowicz, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kotodziński, dr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. R. Legięcki, mgr inż. A. Misiorek, mgr Z. Pawlak, inż. R. Woliński.

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

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa, Zam. 13-91/80. Nakład 5200 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. A1. O-55.

Cena pojedynczego egz. zł 25,—

Prenumerata roczna zł 300,—

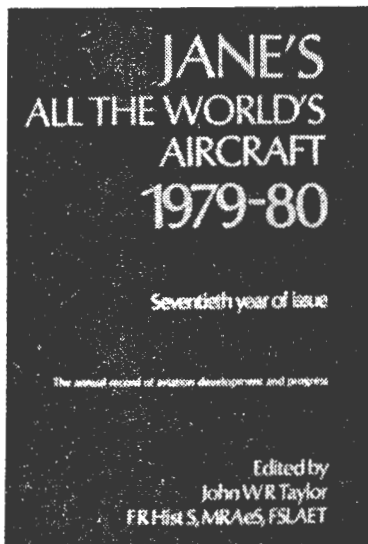
INDEKS 37909

Uwaga!

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

TAYLOR J. W. R.: *Jane's All the World's Aircraft 1979+80*. Jane's Yearbooks, London 1979 s. 820+80, cena 35 £.

Rocznik „Wszystkie samoloty świata” Jane'sa ukazuje się już 70 lat, a pod redakcją J. W. R. Taylora 20 lat. Tak pięknie go jubileuszu nie obchodziło żadne książ-



kowe wydawnictwo lotnicze. Warto przypomnieć, że pierwszy lotniczy Jane's ukazał się w 1909 r., czyli w roku pierwszego przelotu Ludwika Bleriot'a przez kanał La Manche z Francji do Anglii. Był to pierwszy wyczyn, który spowodował, iż samolot powszechnie uznano za w pełni udaną maszynę latającą.

We wstępie omówiono główne lotnicze wydarzenia roku, m.in. przelot mięśniolotu przez kanał La Manche. Wśród zamierzeń na lata osiemdziesiąte do najciekawszych zaliczono plan z skosem do przodu na samolocie DARPA oraz budowę odmian samolotu pasażerskiego TriStar napędzanego płynnym wodorem. Jak co roku książka zaopatrzona jest w słowniczek zawierający kilkadziesiąt skrótów i ważniejszych terminów lotniczych, w tabelę dat pierwszych lotów prototypów w okresie od lipca 1978 r. do września 1979 r. (w której m.in. znajdują się: PZL-106 AR Kruk, pożarniczy PZL M-18 Dromader, PZL-Kania i PZL M-20 Mewa) oraz w tabelę światowych rekordów lotniczych.

Największy 461-stronicowy dział zawiera opisy samolotów produkowanych przez przemysł lotniczy 39 krajów, z których 11 (Belgia, Iran, Egipt, Filipiny, Grecja, Kolumbia, Korea Północna, Libia, Pakistan, Portugalia i Turcja) prowadził tylko montaż i produkcję licencyjną, a z pozostałych 28 tylko 14 ma liczącą się w świecie przemysł lotniczy. Samolotom amatorskim poświęcone jest 90 stron; są to konstrukcje z 15 krajów. Opisy szybowców zajmują 40 stron, lotni 9. W seryjnej produkcji szybowce są tylko w kilku krajach. Dla skondensowania tekstu dane techniczne szybowców i lotni zamieszczone są w tabelach. Dalsze rozdziały zawierają opisy balonów i sterowców, celów latających i pocisków radiosterowanych, lotniczych pocisków rakietowych oraz rakiet i statków kosmicznych wraz z tabelą satelitów i pojazdów wysłanych w kosmos w 1978 r. Opisy silników lotniczych zajmują 80 stron. Aż 19 stron ma addenda zawierająca głównie nowości z

Lotniczo-Kosmicznego Salonu Paryskiego 1979 r. Trzydziestostronicowy indeks pozwala na odszukanie każdego z wyrobów lotniczych zamieszczonego w ostatnich dziesięciu rocznikach Jane'sa. W każdym dziale sprzęt lotniczy jest uporządkowany alfabetycznie według państw, a następnie według wytwórci.

Opisy polskich wyrobów lotniczych zajmują 18 stron. Zostały zamieszczone opisy wszystkich samolotów (Wilga wraz z wersją rolniczą, Kruk z wersją z silnikiem reduktorowym, Koliber, An-2, Iskra-bis, Belphegor, Dromader, Mewa i An-28), śmigłowców (Mi-2, Kania, W-3), samolotów amatorskich (J-1 Prząśniczka i J-2 Polonez), szybowców (Pirat C, Jantar Std, Jantar 2 i 2B, Jantar Std 2, Puchacz i Ogar), lotni (Talańczuka, Wierzbowski i Wolfa) oraz silników (SO-1, SO-3, AI-14R, ASz-62IR, GTD-350, PZL-3S, PZL-3R, PZL-Franklin 2A, 4A i 6A oraz Saturn 500 i 2RB).

Wydawnictwo Jane's prócz omawianego rocznika wydało serię dziesięciu książeczek Jane's Pocket Book poświęconych poszczególnym rodzajom samolotów, a obecnie przygotowuje książkę o rozpoznawaniu samolotów, słownik terminów lotniczych oraz encyklopedię lotnictwa.

O wartości „Samolotów świata” Jane'sa najlepiej świadczy informacja podana na ostatnim Salonie Paryskim przez słynnego radzieckiego konstruktora Olega Antonowa (który również jak Jane's ukończył 70 lat), iż ceni to wydawnictwo od lat i ma własne roczniki Jane'sa począwszy od 1922 r.

A. G.

LITWINOW JU. A., BOROWIK W. O.: *Charakterystyki i eksploatacyjne właściwości awiacyjnych turboreaktywnych dwigateli*. Moskwa 1979, s. 288, bibliogr. poz. 35. Cena 1,40 rbl. (28 zł).

Książka przeznaczona jest dla inżynierów i konstruktorów zatrudnionych w przemyśle lotniczym. Zawiera szczegółowe charakterystyki i opis właściwości eksploatacyjnych lotniczych silników odrzutowych, począwszy od warunków eksploatacji i ich wpływu na charakterystyki silników, poprzez pracę silników na ziemi i w powietrzu, parametry termodynamiczne, wydatek paliwa, aż do modelu matematycznego silników odrzutowych i eksperymentalnego określenia charakterystyk eksploatacyjnych. Autorzy poruszają problemy związane z autorotacją silnika odrzutowego, jego uruchamianiem i wytrzymałością. Książka jest ilustrowana licznymi wykresami i tabelami.

M.-M.M.

POPOW K. N., SOKOŁOW W. D., CHWOSTOW N. I.: *Sopła wozduszno-reaktywnych dwigateli s otkłoniajnym wiewtorom tiazgi*. Moskwa 1979, s. 144, bibliogr. poz. 25. Cena 0,50 rbl. (10 zł).

Książka opisuje badania nad dyszami wyłotowymi z urządzeniami do odchylenia wektora ciągu w silnikach turboodrzutowych samolotów pionowego startu i lądowania. Autorzy przedstawiają efektywność skierowywania ciągu w dół. Podają także schematy konstrukcyjne silników nośno-napędowych.

Książka jest przeznaczona dla inżynierów

i techników przemysłu lotniczego. Ilustrują ją liczne wykresy.

M.-M.M.

ULJANOW I. E., KRUMINA N. N., WAKAR N. W.: *Projektirowanije wozduchowodow samoletnych silowych ustanowok*. Moskwa 1979, s. 96, bibliogr. poz. 20. Cena 0,35 rbl. (7 zł).

Książka zawiera podstawy projektowania układów lotniczych przewodów powietrza, które prowadzą sprężone powietrze od silnika turboodrzutowego lub od specjalnych chwytów powietrza. Autorzy podają ogólne wiadomości o lotniczych przewodach powietrza, zespołach tych przewodów i metodę obliczania ich właściwości hydraulicznych. Zapoznają także czytelnika z metodą analizy graficznej rozkładu wydatku i ciśnienia w zespole przewodów powietrza.

Książka jest przeznaczona dla inżynierów i techników, pracujących w przemyśle lotniczym.

M.-M.M.

W. M. SAPOŻNIKOW: *Montaż i ispytanie gidrawliczeskich i pniewmatycznych sistem letatielnych apparatow*. Moskwa 1979, s. 256, bibliogr. poz. 37, cena 1 r. 30 kop. (26 zł)

Autor zajmuje się warunkami pracy instalacji hydraulicznych, paliwowych i pneumatycznych oraz obliczaniem dopuszczalnych naprężeń montażowych i metodyką obliczeń wytrzymałości przewodów rurowych i ich połączeń. Nieco miejsca poświęca też zapewnieniu czystości instalacji metodą kontroli hermetyczności oraz problemom funkcjonowania instalacji.

Książka, przeznaczona dla inżynierów i techników lotniczych, ma rozbudowaną część teoretyczną, zaopatrzona jest także w wykresy i rysunki. Jest to drugie wydanie tej pozycji, poszerzone i uzupełnione w wyniku ostatnich badań w tej dziedzinie.

M.-M.M.

A. S. NATALEWICZ: *Wozdusznyje mikro-turbiny*. Moskwa 1979, s. 192, bibliogr. poz. 54, cena 65 kop. (13 zł)

Autor przedstawia rezultaty rozważań teoretycznych i badań turbin spalinowych o małej mocy (mikroturbin). Mikroturbiny mają bardzo szerokie zastosowanie w przemyśle maszynowym (napędy pneumatyczne, ręczne przyrządy pneumatyczne), a także w dziedzinie silników pomocniczych i instalacji energetycznych statków latających.

Książka, zasadniczo teoretyczna, przeznaczona jest dla kadry inżyniersko-technicznej i pracowników naukowych przemysłu lotniczego i przemysłu budowy maszyn. Jest ilustrowana licznymi wykresami.

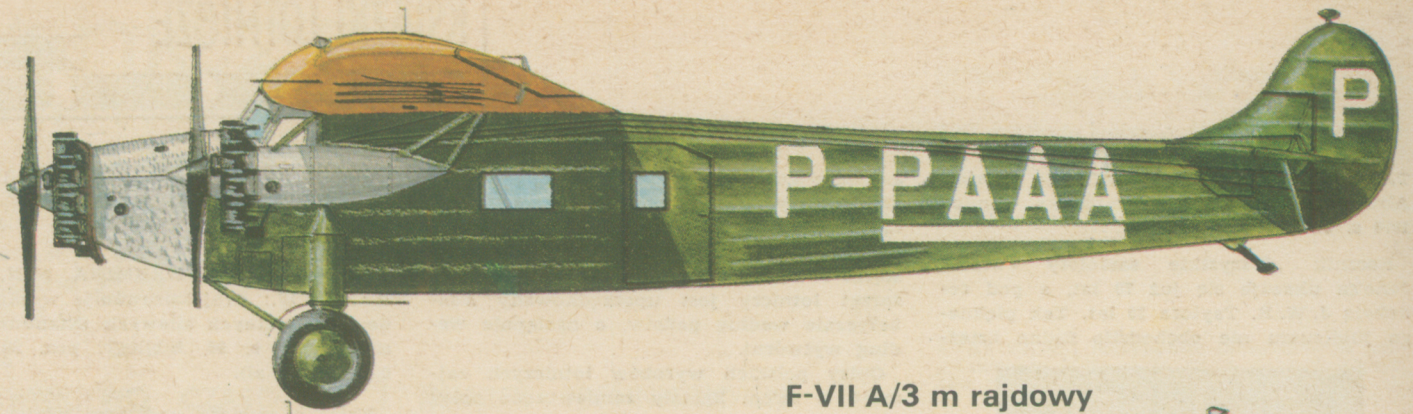
M.-M.M.

BICZ M. M., WIEJNBERG JE. W., SURNOW D. N.: *Smazka awiacyjnych gazoturbinych dwigateli*. Moskwa 1979, s. 176, bibliogr. poz. 50. Cena 0,65 rbl. (13 zł).

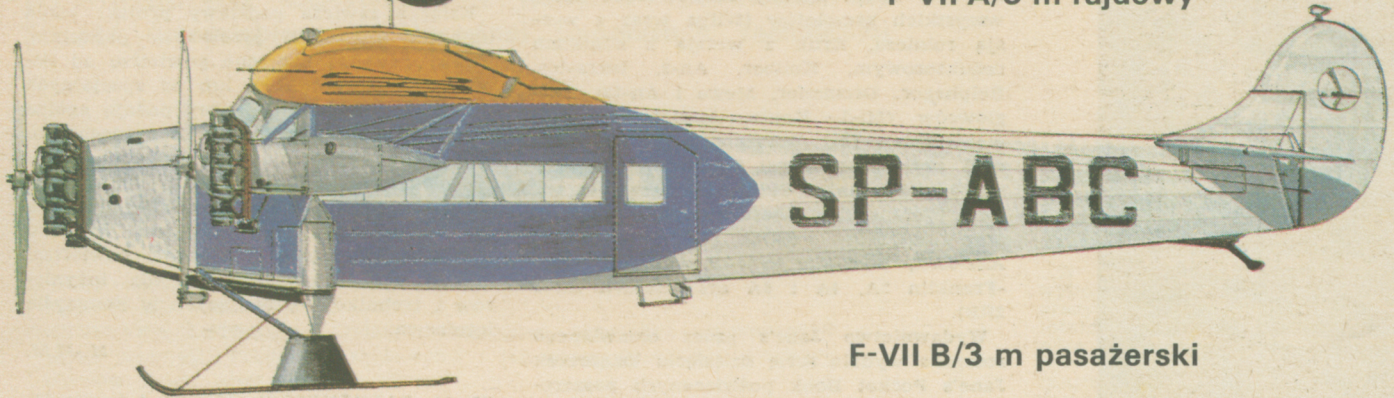
Rozwój silników turboodrzutowych pociągnął za sobą pojawienie się różnorodnych i skomplikowanych problemów, dotyczących smarowania tych silników, od czego zależna jest praca i niezawodność silnika. Książka zawiera ogólne wiadomości na temat tarcia i ścierania oraz materiałów smarnych układów smarowania silnika, pracy różnych systemów smarowniczych i kontroli pracy tych systemów.

Zawiera materiały, które są przydatne dla inżynierów zajmujących się projektowaniem i eksploatacją silników turboodrzutowych oraz dla studentów wydziałów lotniczych. Książka zaopatrzona jest w liczne rysunki.

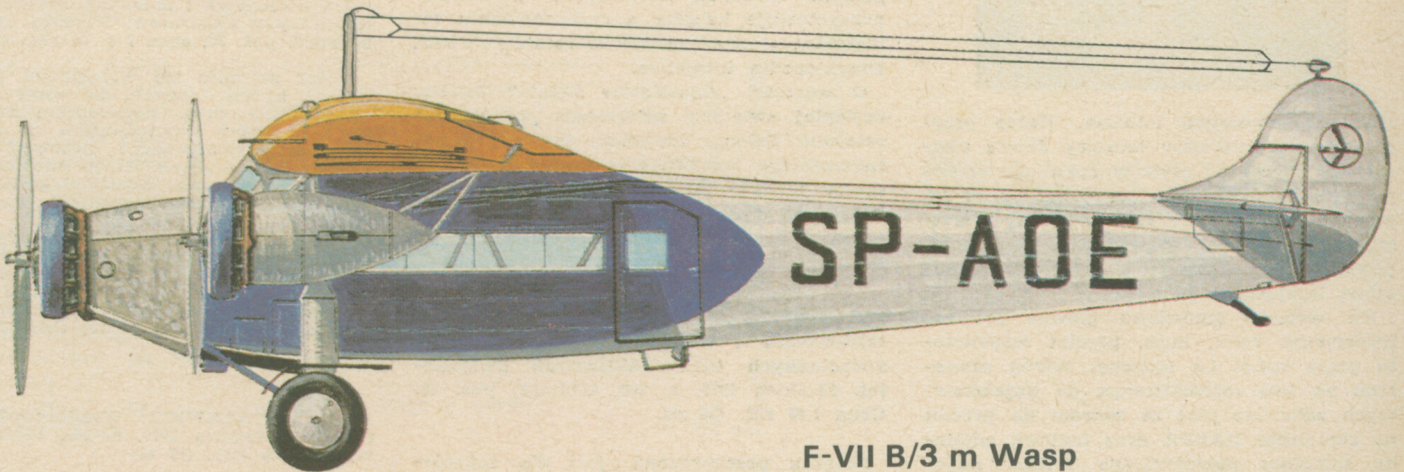
M.-M.M.



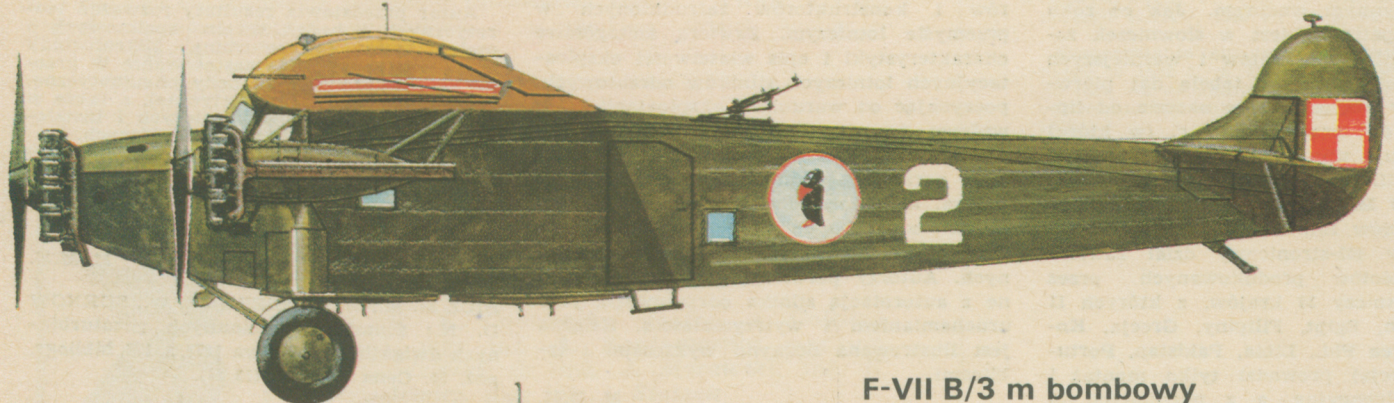
F-VII A/3 m rajdowy



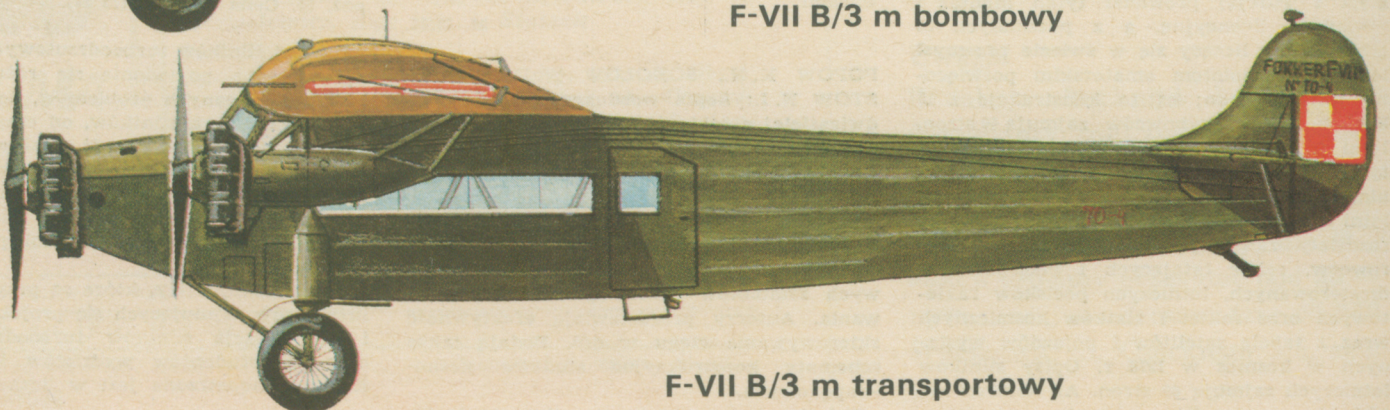
F-VII B/3 m pasażerski



F-VII B/3 m Wasp



F-VII B/3 m bombowy



F-VII B/3 m transportowy