

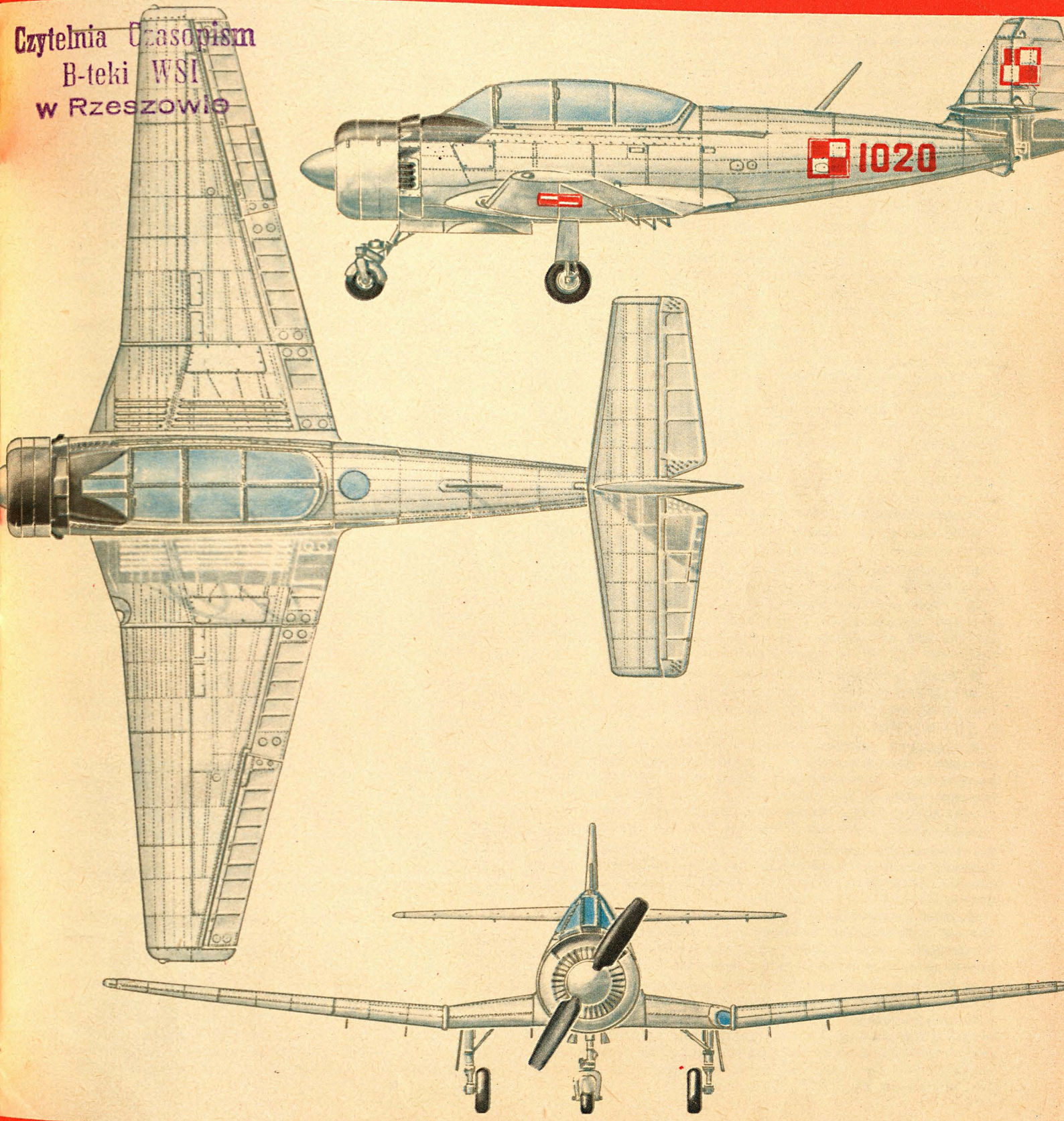
TECHNIKA

6 1974

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Czytelnia Czasopism
B-teki WSI
w Rzeszowie



Новосни из Польши

● Министр Машиностроительной Промышленности в итоге конкурса на лучшую научную исследовательскую работу, выполненную работниками машиностроительной промышленности, отличил специальной наградой создателей планера **СЗД-38 Яantar**, изготовленного из стеклопластика: конструктора мгр инж. А. Курбея и технолога мгр инж. В. Гембалью.

● Два планера открытого класса **СЗД-38 Яantar-1** на которых польские планеристы принимали участие в XIV Чемпионате Мира по Планеризму в Вайкерие, непосредственно после окончания Чемпионата были проданы и остались в Австралии. Планеры Яantar Стандарт — которые тоже имели спрос — были перевезены обратно в Польшу для окончания прототиповых испытаний.

● Ревизитируя польских представителей авиационной промышленности навестивших Францию в апреле 1973 г. представители французской авиационной промышленности прибыли в Польшу 24 сентября и уехали 4 октября 1973 г. Председателем делегации являлся И. Бенихоу, первый вице-президент группы Оборудование Французского Объединения Авиационной Промышленности УСИАС. Французская делегация была принята представителями правительства и навестила самолетостроительные, двигателестроительные и изготовляющие оборудование заводы. Были проведены разговоры, имеющие целью выяснение возможности развития технических отношений и промышленной кооперации между Францией и Польшей.

● Польский экспорт авиационных работ в 1973 г. принес 13,9 мил. девизных злотых, т.е. в 45 раз более, чем в 1967 г. (0,3 мил. дев. зл.). Районом действия польских сельскохозяйственных самолетов являются главным образом страны северо-восточной Африки: Египет, Судан и Эфиопия, где самолеты защищают культуры риса и хлопчатника от вредителей, борются с гиацинтами на озерах и истребляют саранчу. Вдоль Нила на длине 700 км от Александрии до Люксора расположены базы для самолетов и автомашин и магазинов оборудования, а также лагеря для 160 пилотов и механиков и нескольких сот рабочих. В феврале м-це текущего года польские сельскохозяйственные самолеты Ан-2 начали полеты в Алжире, защищая пшеницу. Эскадра Ан-2 была направлена из Варшавы в Алжир воздушным путем, длиной в 2500 км.

● В марте м-це текущего года Центр Авиационного Обучения Аэроклуба ПНР в г. Лешно организовал теоретический курс для сельскохозяйственных пилотов.

● Техническая школа Авиационных Войск в г. Замость празднует в текущем году свое 30-летие.

● Отделением Санитарной Авиации в г. Бялысток получен в начале текущего года санитарный вертолет Ми-2.

● Главным Учреждением Геодезии и Картографии заказаны два самолета Ан-2 для аэрофотосъемочных работ. До сих пор для аэрофотосъемочных работ использовались самолеты ИЛ-14 Польских Авиалиний ЛЕТ.

● Вновь увеличилось число владельцев диспозиционных самолетов. Механический Завод Лабенды в г. Гливице приобрел самолет Ан-2, а Воеводский Народный Совет г. Кельце — самолет Вильга 35.

● Хорошие результаты рейсов в Америку подвдрили Польские Авиалинии ЛЕТ к покупке следующих двух реактивных пассажирских самолетов ИЛ-62. Таким образом число ИЛ-62 увеличится в т.г. в Польских Авиалиниях до 5-ти штук. Новые самолеты получат имена Казимеж Пулавски и Хенрик Сенкевич. Первые три самолеты носят имена Коперник, Костюшко и Щопен. Кроме обслуживания атлантической линии, предусматриваются также полеты этих самолетов на новой трассе Дальний Восток.

● Из-за увеличения стоимости топлива стоимость билетов на зарубежных трассах ЛЕТ увеличилась на 7%. На пяти внутренних линиях, на которых уменьшилось число пассажиров, стоимость билетов снизилась на 15%.

● По приглашению Института Авиационной Техники и Гидроаэромеханики Варшавской Политехники пребывавший в Польше в феврале т.г. известный авиаконструктор живущий в Австралии, бывший конструктор польских заводов РВД и ПЗЛ, мгр инж. Хенрик Милицер. Во время своего пребывания в Варшаве инж. Милицер прочитал цикл лекции на тему конструкции легких самолетов.

● Designer A. Kurbiel and production engineer W. Gębala, originators of the **SZD-38 Jantar** saiplane made from glass-fibre reinforced plastic, have been honoured with a special award for the best research work accomplished in the machine industry by the Minister of Machine Industry.

● The two Open Class **SZD-38 Jantar I** saiplanes, competing at the XIVth World Gliding Championships at Waikerie, have been sold on the close of the contest. Unfortunately, the Jantar Standards had to return to Poland to finish up the prototype tests otherwise they would have stayed in Australia as well.

● A French delegation was staying in Poland between September 24 and October 4, 1973, returning the visit of a mission of the Polish aircraft industry who had been in France in April. The delegation was headed by Mr. J. Benichou, 1st Vice-President of the USIAS's Equipment group. The French delegation was entertained by government authorities and visited several aircraft, aero engine and aircraft equipment factories. Talks were held to investigate the possibility of technical contacts and industrial co-operation between Poland and France.

● The Polish export of agroaviation services in 1973 amounted to 13.9 million Polish exchange zlotys, that is, 45 times more than in 1967 (0.3 million). The operating area for Polish ag aircraft are chiefly countries of the north-eastern Africa like Egypt, Sudan and Ethiopia where these aircraft protect rice and cotton plantations against pest, fight the hyacinth in lakes and control the locust. Along the River Nile over a distance of 700 km, from Alexandria to Luxor, are scattered bases for aircraft and trucks, depots and camps for 160 applicator pilots and aircraft mechanics and a few hundred local hands.

In February this year, Polish agricultural aircraft have started arial treatment of wheat fields in Algeria. A squadron of An-2s went from Warsaw to Algeria by an air route 2500 km long.

● In March this year, Training Centre of the Aero Club of Poland at Leszno has organized a theoretical course for agricultural pilots.

● The Technical Air Force School at Zamość will celebrate its 30th Anniversary this year.

● A Medical Air Ambulance Group in Białystok has received a Mi-2 ambulance helicopter.

● The Head Office of Land-Surveying and Cartography had ordered two An-2 aircraft for photogrammetric works. Up till now IL-14s of the Polish Airlines LOT have been used for the purpose.

● The number of executive aircraft users has increased once again. The „Ląbędy” Mechanical Works at Gliwice purchased one An-2 while the People's Provincial Council at Kielce one Wilga-35.

● Success of the transatlantic route has induced the Polish Airlines LOT to purchase two further IL-62 long-distance jets. Thus the LOT's fleet will total 5 units. The new aircraft will be named Kazimierz Pułaski and Henryk Sienkiewicz. The first three are called Kopernik, Kościuszko and Chopin respectively. These aircraft will not only operate on the transatlantic route but it is planned to use them on a new route which will be opened in the Far East.

● Fares on LOT's foreign routes have been raised by 7% due to higher fuel prices. Fares on five domestic routes with lower load factor have been reduced by 15%.

● In February this year visited Poland a well known aircraft designer, Dipl. Ing. Henryk Millicer. Mr. Millicer permanently staying in Australia has been invited to Poland by the Institute of Aircraft Technology and Hydromechanics of the Warsaw Technical University to deliver a series of lectures on designs of light aircraft. He is the designer of Polish prewar RWD and PZL factories.

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

Tel. 43-59-38

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Podstawy sukcesów wytwórni lotniczych	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
LOT PROBLEMY	
E. Kołodziński: Nowe lotnisko komunikacyjne Gdańsk-Rębiechowo	4
W. Kordziński: Turbinowe silniki odrzutowe Viper. Cz. 1	9
E. Gruszczyński: Nowe materiały konstrukcyjne na elementy silników odrzutowych	17
KARTOTEKA TLIA	
Grumman F-14A Tomcat	19
Glasflugel Standard-Libelle 204	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE 25	
Mocowanie końców rur do elementów konstrukcyjnych o znacznie większych wymiarach i grubościach	23
Wyniki konkursu pod hasłem — Wykorzystanie radzieckiej myśli naukowo-technicznej w Polsce	28
W NASTĘPNYM NUMERZE	28
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
K. Kunachowicz: Nowoczesne systemy kierowania ruchem lotniczym. Dokończenie	2
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 20	
Skróty rosyjskie	33
KSIĄŻKI LOTNICZE	
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	34
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SITK	35
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: Szybowce 30-lecia PRL. Cz. 1.	36
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SITK	38
NOWOŚCI TECHNICZNE	40
CO PISZĄ INNI	IV skrz.

Na okładce: TS-8 Bies. Rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. *Andrzej Glass*

Sekretarz Redakcji:

M. Klara Płaskowska

Redaktorzy działowi:

mgr inż. *K. Dąbrowski*, mgr inż. *A. Gołędziński*, mgr inż. *A. Kardymowicz*, dr inż. *J. Morawski*, inż. *K. Szumielewicz*, mgr inż. *W. Zaremba*

Rada Programowa:

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

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2, W-wa, Zam. 225/74. Nakład 3450+30 egz.
 Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
 Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697

Papier druk. sat. kl. V. 70 g 61 × 86. W-30.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006

KOŁODZIŃSKI E.

Новый связной аэродром Гданьск—Рембехово

В статье представлены перспективы авиaperевозок в аэропорте в Гданьске.

Приведены и описаны общие данные аэродрома, взлетная дорожка, оборудование аэропорта, навигационное оборудование и центр контроля авиационного движения ТМА. Описана также организация работы при строительстве аэродрома.

GRUSZCZYŃSKI E.

Новые конструкционные материалы для элементов реактивных двигателей

В статье обращается внимание на зависимость развития новых конструкций от применения новых конструкционных материалов и новых технологий.

Описываются новые, уже применяемые материалы, а именно: сплавы титана, из которых изготавливаются элементы компрессоров реактивных двигателей, а также конструкционные элементы планера самолета. Приведены свойства и преимущества титана и его сплавов, уже применяемых, в зависимости от их фазового состояния, а также описаны новые сплавы, которые находятся в стадии разработки или исследования.

Далее описаны три группы жаростойких сплавов: сплавы на никелевой основе, на кобальтовой основе и на хромовой основе. Два первых сплава уже давно применяются для изготовления лопаток и других элементов газовых турбин, а сплавы на хромовой основе подвергаются исследованиям, которые дали очень хорошие результаты, особенно в отношении достижения высокой жаростойкости сплавов.

Далее описаны материалы, армированные волокнами разных элементов. Эти материалы имеют превосходные свойства и предусматривается, что их применение (на основе волокон бора и графита при использовании в качестве базового материала смол или металлов) позволит сократить на 35% вес турбинного двигателя.

KUNACHOWICZ K.

Современные системы управления авиационным движением

В статье представлена концепция решения проблем авиационного движения в районах аэродромов и на трассах, представленных на Симпозиуме авиационной техники США, СССР, который состоялся в Москве в июле 1973 года.

Описана система управления авиационным движением, применяемая в США, „общая” для всех видов авиации.

Затем описывается принцип действия полуавтоматической радиолокационной системы ARTS III, позволяющей увеличить пропускную способность в районе аэродрома, а также принцип действия системы управления авиационным движением, относящейся к классу ручных систем, несмотря на то, что в ней используется информация от первичного и вторичного радиолокаторов.

В свою очередь, представлена система квазисвободной навигации, которая позволяет осуществление полетов в соответствии с трассами, независимо от положения помощи навигации на земле.

Преимуществом этой навигации является более экономичное использование воздушного пространства, увеличение пропускной способности на трассах и в районе аэродромов, а также разгрузка контролеров движения.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIX CZERWIEC 1974

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

TECHNIKA

6

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Podstawy sukcesów wytwórni lotniczych

W jaki sposób niektóre wytwórnie lotnicze na świecie uzyskują bardzo dobre wyniki ekonomiczne oraz odnoszą duże sukcesy techniczne i handlowe? Jakie specyficzne cechy wyrobów lotniczych najsilniej wpływają na porażki i sukcesy produkcji lotniczej? Jakie prawidłowości istnieją w tym zakresie?

Główną cechą konstrukcji lotniczych jest ogromna liczba i złożoność procesów fizycznych warunkujących prawidłowe działanie tych konstrukcji. Mamy tu do czynienia z procesami z aerodynamiki, sprężystości, wytrzymałości statycznej, dynamicznej i zmęczeniowej i wielu innymi. Na konstrukcję lotniczą działają różnego rodzaju obciążenia (wywołane przez siły aerodynamiczne, burzliwość atmosfery, bezwładność i siły ciężkości, zmiany warunków cieplnych itp). Przy tak skomplikowanych warunkach pracy konstrukcji — tylko zasadnicze jej własności da się określić na drodze obliczeniowej, nawet z pomocą maszyn matematycznych. Natomiast wiele skomplikowanych szczegółów konstrukcji, od których wymaga się specjalnych własności, musi być skonstruowane na podstawie doświadczeń konstruktora i wytwórni oraz wymaga licznych prób i modyfikacji. Stąd ogromne ZNACZENIE DOŚWIADCZENIA BIURA KONSTRUKCYJNEGO, doświadczenia uzyskanego dzięki ciągłości metod projektowania i trwałości zespołu ludzi. Pierwsze doświadczenia zdobywa biuro konstrukcyjne dopiero po wprowadzeniu do eksploatacji swego samolotu, czyli po 5 latach. Po 2—3 zbudowanych typach samolotów biuro tworzy konstrukcje dojrzałe technicznie.

Drugim ważnym czynnikiem jest doświadczenie wytwórni. Wytwórnia o wieloletniej tradycji i ciągłości doświadczeń ma za sobą wiele problemów rozwiązanych. Wiele elementów w nowym samolocie można zastosować identycznych jak w typach poprzednio produkowanych. Np. wytwórnia Vickers-Supermarine budująca podczas II wojny światowej samoloty Spitfire chlubiła się tym, że tworząc nowe odmiany i typy samolotów potrafiła zawsze wykorzystać 70% elementów od poprzednich konstrukcji, a tylko 30% trzeba było zaprojektować od nowa. I tak ze Spitfire'a powstał Spitful z laminarnym płatem, następnie ze Spitefula odrzutowy Attacker, do którego wykorzystano skrzydła, usterzenie, podwozie, mechanizmy sterowania i wyposażenie kabiny od Spitefula, a następnie z Attackera powstał Swift o skośnym płacie. Podobnie wytwórnia Rolls-Royce zbudowała w ciągu 55 dni silnik odrzutowy Nene tylko dzięki temu, że wykorzystano w nim rozwiązania konstrukcyjne wypróbowane na znacznie mniejszym silniku Derwent. Wniosek: Drugim czynnikiem zapewniającym powodzenie — jest UMIEJĘTNOŚĆ DYSKONTOWANIA DOROBKU TECHNICZNEGO WYTWÓRNI.

Rynek lotniczy wymaga wciąż coraz doskonalszych wyrobów, a wszystkie wytwórnie konkurują w jak najszybszym zaspokajaniu potrzeb nabywców. Lecz czy poprzez ciągłe tworzenie nowych typów? Niekoniecznie. Np. wytwórnia samolotów lekkich Cessna produkuje całą rodzinę samolotów jednosilnikowych, które powstały przez ciągłe ulepszanie tej samej zasadniczej koncepcji. Ponadto stosując kilka typów

płatów, usterzeń, podwozi i kabin — przez ich różne kombinacje otrzymuje całą gamę samolotów. Dzięki ciągłemu ulepszaniu tego samego wyrobu wytwórnia osiągnęła najwyższą jakość swych wyrobów, a zarazem największe zyski w całym przemyśle lotniczym. A nasz Bocian, który już 20 lat utrzymuje się w produkcji dzięki stopniowym modyfikacjom, i jego główny konkurent ASK-13, będący modyfikacją szybowców K-7 i Ka-2 — czyż nie są przykładami dobrych wyników uzyskanych dzięki stałemu rozwojowi jednej konstrukcji. Wniosek: NAJLEPSZE WYNIKI DAJE STAŁE ULEPSZANIE WYROBU. Na odwrót, długa produkcja wyrobu, bez modyfikacji, czyli bez nadążania za wymaganiami rynku — nie daje zbyt dużych szans sukcesu.

Rozwój konstrukcji istniejących i tworzenie nowych typów — wymaga nowatorstwa. Lecz ile go ma być? Słynny konstruktor radziecki Andriej Tupolew — którego konstrukcje trudno posądzić o brak nowoczesności — w swym konstrukcyjnym biurze stosował następującą zasadę: W KAŻDYM NOWYM TYPIE SAMOLOTU TYLKO JEDNO ROZWIĄZANIE KONSTRUKCYJNE MOŻE BYĆ EKSPERYMENTALNE. Oznacza to, że nowatorstwo też musi być realizowane z dużą dozą rozsądku. Jak uczyć dzieje całej techniki, spośród bardzo wielu możliwych rozwiązań konstrukcyjnych każdej maszyny, tylko jedno czy dwa rozwiązania są optymalne. Trzeba umieć korzystać z dotychczasowego dorobku technicznego całego świata, a nie tylko mieć ambicję nowatorstwa za każdą cenę. Samolot jest zbyt skomplikowaną maszyną, by można było na jednym typie wyeksperymentować zbyt wiele problemów. Niejeden zbyt skomplikowany prototyp jak np. amerykański XB-70 Valkyrie, trafił do muzeum, a nie do produkcji.

Współczesny przemysł lotniczy ma za sobą wiele lat pracy. Stąd znajdujące się w produkcji samoloty, śmigłowce, szybowce i silniki lotnicze są owocem wieloletnich doświadczeń. Dlatego stworzenie nowej konstrukcji jest trudnym zadaniem. Nie jest bowiem sukcesem stworzenie samolotu, który ustępuje już istniejącemu. Trzeba tworzyć konstrukcje lepsze od znajdujących się w produkcji. A to wymaga bardzo rozległej optymalizacji. Optymalizacji wyboru układu samolotu, optymalizacji aerodynamiki i optymalizacji wytrzymałości konstrukcji poszczególnych zespołów czy elementów, przeprowadzonej zarówno za pomocą obliczeń jak i badań. Ponadto — optymalizacji metod produkcji, ze względu na koszty. Optymalizacji prostoty i kosztów eksploatacji w powietrzu i na ziemi, kosztów wymiany części zamiennych, remontów itd. Współczesne konstrukcje lotnicze osiągnęły bardzo wysoki poziom osiągnięć, trwałości i ekonomii. By im dorównać oraz by je przewyższyć KONIECZNA JEST WSZECHSTRONNA OPTYMALIZACJA ZARÓWNO PROJEKTU TECHNICZNEGO JAK I PROGRAMU PRODUKCYJNEGO. Jest to dość kosztowne, gdyż podniesienie osiągnięć czy ekonomii o 5% powyżej aktualnego poziomu — zazwyczaj zwiększa dwukrotnie koszt opracowania samolotu. Lecz bez optymalizacji nie uzyska się wyrobu, który może konkurować na rynkach światowych.

Dokończenie na str. 8



POLSKA

● Minister Przemysłu Maszynowego — w konkursie na najlepszą pracę naukowo-badawczą — wyróżnił specjalnymi nagrodami twórców szybowca Jantar z tworzywa wzmocnionego włóknem szklanym: konstruktora — mgra inż. A. Kurbieła i technologa — mgra inż. W. Gębale.

● Rewizytując misję polskiego przemysłu lotniczego, która odwiedziła Francję w kwietniu 1973 r., francuska delegacja przebywała w Polsce od 24 września do 4 października 1973 r. Delegacji przewodniczył p. Jacques Benichou pierwszy wiceprezes grupy „Wyposażenie” Branżowego Stowarzyszenia Przemysłu Lotniczego (USIAS).

Francuska delegacja była podejmowana przez przedstawicieli właściwych władz i zwiedziła zakłady, w których produkuje się samoloty, śmigłowce, silniki i wyposażenie. Przeprowadzono rozmowy mające na celu zbadanie możliwości rozwoju technicznych kontaktów oraz przemysłowej kooperacji pomiędzy Polską i Francją.

● Polski eksport prac agrolotniczych w 1967 r. przyniósł 300 tysięcy, zaś w 1973 r. — 13,9 mln złotych dewizowych. Terenem działalności naszych samolotów rolniczych są głównie kraje północno-wschodniej Afryki (Egipt, Sudan, Etiopia), gdzie chronią przed szkodnikami uprawy bawełny i ryżu, zwalczają hiacenty na jeziorach, tępią szarańczę. Wzdłuż Nilu, na przestrzeni 700 km od Aleksandrii do Luksoru, rozłożone są bazy samolotów, samochodów i zaopatrzenia oraz biwaki 160 pilotów mechaników oraz kilkuset robotników. W lutym br. nasze usługi agrolotnicze objęły uprawy pszenicy w Algierze, dokąd — trasą powietrzną liczącą ponad 2500 km — udała się eskadra rolniczych samolotów An-2.

● Zarząd główny SIMP podjął w ubr. roku decyzję w sprawie powołania Zespołu Ośrodków Rzeczoznawstwa i Postępu Organizacyjno-Technologicznego, w skrócie ZORPOT. ZORPOT powstał w wyniku połączenia Zespołu Rzeczoznawców SIMP, Zakładu Postępu Organizacyjno-Technologicznego oraz Zakładu Małej Poligrafii. Przedsiębiorstwo to w stosunkowo krótkim okresie swego istnienia wdrożyło wiele nowoczesnych technologii oraz metod organizacyjnych. Zwracamy uwagę naszych czytelników na tę nową agendę SIMP, pożyteczną dla zakładów przemysłu lotniczego.

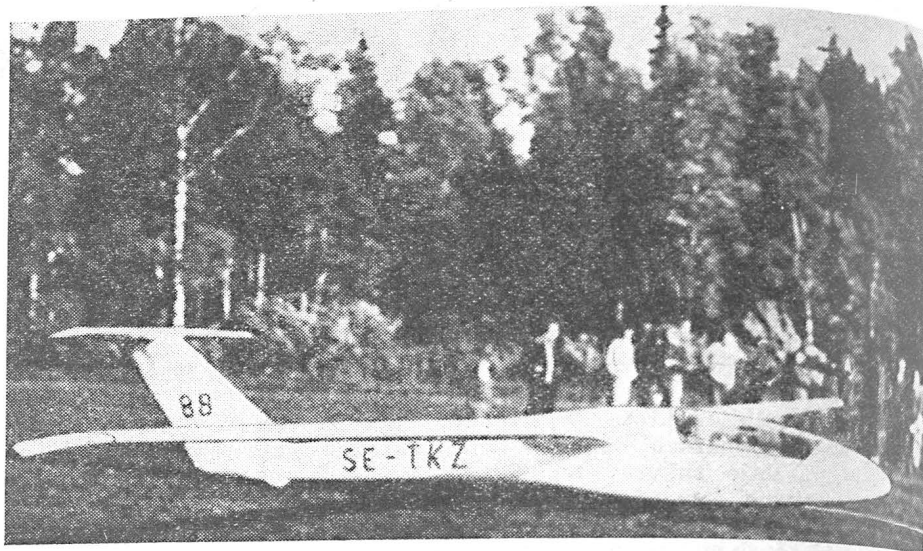
● 5-15 marca zorganizowany został w Centrum Wyszkołaenia Lotniczego APRL w Lesznie Wlkp. teoretyczny kurs dla pilotów na uprawnienia agrolotnicze.

● Przy Aeroklubie Rzeszowskim powołany został do życia Klub Seniorów Lotnictwa. Sekcja historyczna tego Klubu opracuje historię lotnictwa na Rzeszowszczyźnie.

● Na zaproszenie Instytutu Techniki Lotniczej i Hydroaerodynamiki Politechniki Warszawskiej w lutym br. przebywał w Polsce znany konstruktor lotniczy mieszkający stale w Australii Polak mgr inż. Henryk Millicer. Podczas swego pobytu w Warszawie inż. Millicer wygłosił w Politechnice cykl wykładów na temat konstrukcji samolotów lekkich.

● W roku 1974 Międzynarodowy Dworzec Lotniczy na Okęciu otrzyma nową halę o powierzchni 3 tys. m², do której przeniesiony zostanie dworzec towarowy, ten ostatni zaś zaadaptowany będzie do ruchu pasażerskiego. Zwiększona zostanie liczba punktów odprawy biletowej i pasażerskiej. W następnym pięcioleciu przewiduje się rozszerzenie obecnej hali głównej MDL o 10 przęseł.

● Ponieważ rozwój sytuacji zmusi nas w przyszłości do zastosowania w Warszawie komunikacji śmigłowcowej z lotniska do centrum miasta, przeto



Szybowiec SZD-36A Cobra używany w Szwecji

rodzi się postulat, by już dziś przystosować olbrzymią płaszczyznę przyszłego dworca Centralnego w stolicy do lądowania śmigłowców.

● Z powodu podwyżki cen paliwa zdrożały o 7% bilety na liniach zagranicznych LOTu. Natomiast w następstwie spadku frekwencji obniżono o 15% taryfę przelotów na pięciu liniach krajowych.

● Powodzenie linii amerykańskiej skłoniło LOT do zakupu dwóch dalszych transkontynentalnych odrzutowców Il-62. W ten sposób liczba Il-62 LOTu wzrosła do sześciu. Nowe samoloty otrzymają imiona Kazimierza Pułaskiego i Henryka Sienkiewicza. Poza obsługą linii atlantyckiej przewiduje się wprowadzenie tego typu samolotów na nowej trasie na Daleki Wschód.



BRAZYLIA

● Wśród 250 wystawców z 12 krajów, którzy eksponowali w ub. roku swoje wyroby na pierwszej w Brazylii (w Sao Paulo) wystawie lotniczej — z państw socjalistycznych znalazła się jedynie Czechosłowacja. Wystawa zdemontowała duże osiągnięcia brazylijskiego przemysłu lotniczego.

● W drugiej połowie ub. r. wzrosła miesięczna produkcja brazylijskiej fabryki lotniczej Embraer z 3 do 6 samolotów rolniczych typu EMB-200 Ipanema.

● Zgodnie z porozumieniem włoskiej firmy z brazylijskim przedsiębiorstwem AUDI Helicopteres e Aviones-Sao Paulo, w Brazylii będzie budowany licencyjny śmigłowiec Silvercraft SH-4. Urządzenia i oprzyrządowanie będą wykonane przez AUDI.



CZECHOSŁOWACJA

● Podstawowymi materiałami konstrukcyjnymi samolotów rolniczych Cmelak Z-37 są chromansil i dural D-16, które wymagają ochronnej powłoki. Urządzenia agro i pojemniki na chemikalia wykonywane są w zasadzie ze stali X18H10T, dla której zbędne jest pokrycie antykorozyjne. Dobre właściwości przeciwykorozyjne ma wielowarstwowa powłoka z poliuretanów, która odznacza się doskonałą przyczepnością oraz wytrzymałością na działanie atmosferyczne, chemiczne i uszkodzenia mechaniczne.



FRANCJA

● Kryzys energetyczny zadał dodatkowy cios planom produkcyjnym samolotu Concorde, który zużywa na pasażera trzykrotnie więcej paliwa niż współczesny odrzutowiec pasażerski. Na konferencji prasowej 19 lutego minister transportu zapowiedział, iż postanowiono zwolnić tempo produkcji i, że co roku, zamiast ośmiu, będzie się produkować tylko cztery lub pięć samolotów.

● Na samoloty bojowe Mirage III, produkowane przez concern Dassault-Breguet, jest wciąż popyt. Specjaliści przypisują to zarówno wysokiej jakości i osiągomu sprzętu (Ma > 2), jak również jego względnej tanioci (1,6-1,75 mln dol.). Ważne jest, że samoloty Mirage są tanie w obsłudze, bowiem na 1 godzinę lotu przypada tylko 15 godzin przeglądów.

● We Francji wyrażana jest opinia, że tempo rozwoju lekkiego lotnictwa w Europie będzie szybsze niż w USA. Około 10 tys. samolotów lekkich użytkuje się w Europie, zaś 150 tys. w USA. Roczny przyrost liczby samolotów w Europie wyniesie przypuszczalnie — w okresie najbliższych dwóch lat — 12-14%, a pomiędzy 1975-1980 t. średnio 10%. Prognozy dla rynku w USA przewidują przyrost roczny po 8,5% do 1975 r. i po 8% na dalsze pięć lat.



JAPONIA

● Z bazy kosmicznej uniwersytetu tokijskiego Uchinoura wystrzelono trzystopniową raketę nośną, która wyniosła na orbitę okołoziemską japońskiego sztucznego satelitę o masie 56 kg.

**RFN**

- **Przemysł lotniczy i raketowy RFN** zatrudnia obecnie 55 tysięcy ludzi a jego roczne obroty wynoszą ok. 2,5 mld marek.
- **W salonie lotniczym w Hanowerze** (27 kwietnia do 5 maja) uczestniczy 13 wystawców zagranicznych, reprezentowanych przez 435 firm lotniczych.

**USA**

- Można zaobserwować liczne przykłady współpracy lotniczych przedsiębiorstw USA i ZSRR.

— Firma Rockwell International rozważa ewentualność przejęcia przedstawicielstwa sprzedaży samolotów odrzutowych Jak-40 w Stanach Zjednoczonych. Firma przeprowadziła ankietę wśród 10 ewentualnych użytkowników samolotów Jak-40 i przewiduje sprzedaż 250 egzemplarzy w przeciągu 5 lat. ZSRR będzie dostarczał samoloty bez wyposażenia, natomiast bardziej dostosowane do przewozu towarów oraz z dwukrotnie powiększoną trwałością silników (30 000 godzin). Cenę kompletnego samolotu z awioniką określił Rockwell na 1,5 mln dolarów. Wymieniona firma przygotowuje samolot Jak-40 do uzyskania atestu federalnych władz lotniczych USA i współpracuje z radzieckim przemysłem przy opracowaniu nowej, zmodernizowanej wersji tego samolotu (Jak-42).

— Koncern Boeing jest konsultantem przy projekcie autobusu powietrznego — H-76. Nie jest wykluczone, że Boeing będzie w przyszłości współpracował z radzieckim przemysłem lotniczym przy budowie samolotów naddźwiękowych drugiej generacji, o prędkości równej liczbie Macha 4,5 do 6.

● Zgodnie z programem współpracy między ZSRR i Francją w dziedzinie badania i wykorzystania przestrzeni kosmicznej do celów pokojowych, wystrzelono w Związku Radzieckim satelitę Ziemi Aureole-2. Satelita przeznaczony jest do badania zjawisk fizycznych w górnych warstwach atmosfery oraz zjawiskom zorzy polarnej. Badania te zapoczątkował satelita Aureole-1 w 1971 roku.

● Jeden egzemplarz naddźwiękowego bombowca strategicznego B-1 kosztować będzie 50 mln dol. Zamówiono 240 maszyn. Równocześnie buduje się naddźwiękowe samoloty myśliwskie nowej generacji dla potrzeb sił lądowych i sił morskich USA.

● Wytwórnia Rockwell International wyprodukowała w ub. r. 145 samolotów Thrush-Commander, podczas gdy 59 w roku 1970. Zwiększona produkcja wymagała przeniesienia wytwarzania niektórych elementów samolotu z wytwórni w Albany do wytwórni w Bethany.

● Wytwórnia Schweizer rozpoczyna na wiosnę produkcję metalowego szybowca klasy standard SGS 1-35. Szybowiec ma ciężar całkowity (z balastem wodnym) 260-410 kg, rozpiętość 15 m i doskonałość ok. 38.

● Wytwórnia Laister rozpoczęła produkcję pierwszych 30 egzemplarzy metalowego szybowca wyczynowego klasy standard Nugget. Rozpiętość 15 m, doskonałość ok. 35.

**W. BRYTANIA**

● Przedsiębiorstwo British Airways zamierza wprowadzić samoloty Concorde do regularnej eksploatacji w 1975 r. Latać one będą na liniach: Londyn — Sydney z lądowaniem w Bahrein i Singapurze (przelet — 13 godz. 30 min.), Londyn — Tokio oraz Londyn — Nowy Jork. Na tej ostatniej trasie zaplanowano dwa połączenia na dobe. Taryfa zostanie podwyższona o 10-20% w porównaniu z obecną I klasy.

● 17, 18 i 19 maja br. odbędą się wystawa i pokazy lotnicze w Biggin Hill.

● Tegoroczna Międzynarodowa Wystawa Lotnicza w Farnborough będzie czynna od 2 do 8 września. Przewiduje się, że w wystawie uczestniczyć będzie 700 wytwórni i firm związanych z przemysłem lotniczym.

● Dla zachowania ciszy nocnej w porcie lotniczym Heathrow wprowadza się w okresie od 1 kwietnia do 31 października zakaz startów i lądowań w niedziele przed godziną 8 rano, zaś w pozostałe dni tygodnia — przed 6.30. Zakaz nie dotyczy samolotów odpowiadających wymogom akustycznym ICAO.

**WŁOCHY**

● Amerykańska rakietka Scout wyniosła na orbitę włoskiego satelitę meteorologicznego San Marco-4. Satelita będzie badał zjawiska burz magnetycznych w górnych warstwach atmosfery i jonosfery.

**ZSRR**

● W ubiegłym roku odbyła się w Kijowie III Wszechzwiązkowa Konferencja Naukowo-Techniczna Mechaniki Stosowanej poświęcona 50-leciu Aeroflotu, a zorganizowana przez Radę Naukową ds. Mechaniki Cieczy i Gazów Akademii Nauk ZSRR, Ministerstwo Lotnictwa Cywilnego, Centralny Instytut Lotnictwa Cywilnego, Centralny Instytut Hydroaerodynamiki im. N. E. Żukowskiego i Instytut Lotnictwa Cywilnego z Kijowa.

W konferencji uczestniczyło 800 specjalistów reprezentujących radziecką naukę i przemysł.

Głównym tematem referatów i komunikatów było wytyczenie kierunków dla różnych dyscyplin radzieckiej nauki i techniki służących rozwojowi lotnictwa.

● Samolot lokalnej komunikacji Jak-40B został wyposażony w silniki o ciągu 1750 kg, czyli większym o 250 kg. Silniki odbywają badania w locie.

● Uruchomienie bezpośredniej łączności telewizyjnej Hawana-Moskwa było możliwe dzięki wybudowaniu stacji kosmicznej łączności telewizyjnej Karibe.

Sygnaly z Karibe przyjmują retransmitory zainstalowane w satelitach typu Molnia 2, a kolorowy odbiór rejestrowany jest na magnetowidach w Ostanokino, skąd z kolei retransmitowany jest przez telewizję ZSRR i innych krajów.

OGÓLNE

● Zakończone 26 stycznia Szybowcowe Mistrzostwa Świata w Waikerie, w Australii przyniosły następujące wyniki. W klasie otwartej mistrzostwo świata uzyskał pilot Moffat z USA, zaś wice-mistrzami zostali Zegels z Belgii i Grosse z NRF. Poza nimi w pierwszej szóstce uplasowało się: 2 Francuzów (na pozycji 4 i 6) i 1 pilot z NRF. W klasie standard mistrzem został pilot Reichmann z NRF, a wicemistrzami: Renner z Australii i Franciszek Kepka z Aeroklubu Bielsko-Bialskiego. Lokatę czwartą uzyskał Anglik, zaś 5 i 6 — Nowozelandzcy. Kepkę od złotego medalu i mistrzowskiego tytułu dzieliło zaledwie — 59 punktów. Dodajmy, że na żadnych jeszcze światowych mistrzostwach szybowcowych nie rozegrało tytułu — bo aż 10 konkurencji.

● W październiku ub. r. odbyło się w Taszkencie posiedzenie sesji stałej komisji RWPG ds. transportu lotniczego,

poświęcone omówieniu problemów współpracy krajów członkowskich w dziedzinie opracowania i stosowania systemu automatycznego sterowania ruchem powietrznym. W obradach wzięli udział przedstawiciele krajów Demokracji Ludowych, łącznie z Kubą, Mongolią oraz Jugosławią.

● Liczbę samolotów rolniczych w krajach socjalistycznych ocenia się na 7000. W 1972 r. agrolotnictwo ZSRR obrobiło 85 795 mln ha w czasie około 3 000 000 godzin (głównie przez samoloty An-2). W 1971 r. w Stanach Zjednoczonych działało 2200 przedsiębiorstw agrolotniczych, posiadających 5500 samolotów i 600 śmigłowców. Mimo 5-krotnie wyższych kosztów eksploatacji — ogromnie wzrasta liczba godzin wylatanych przez śmigłowce.

● Żenujący i żalony był wynik nadzwyczajnej sesji ogólnego zgromadzenia ICAO, zwołanego dla ustanowienia skutecznych środków prawnych przeciwko piractwu powietrznemu. 43 kraje nie zadeklarowały swoich stanowisk, mimo że konkretne propozycje zgłoszone przez Francję, Wielką Brytanię i Szwajcarię uzyskały 43 głosy za — a tylko 2 przeciw.

● W związku z zakupami przez towarzystwa grupy ATLAS (Alitalia, Sabena, Lufthansa i Iberia) nowego tabo-ru, przewiduje się poważną rozbudowę zakładów remontowych linii Air France. W szczególności poważnie zwiększy się zdolność remontowa działu silnikowego, który ma być przygotowany do generalnych przeglądów silników CF 6-50, w które będą wyposażone samoloty DC-10-30 i A 300B grupy ATLAS.

● Wskutek ograniczenia eksportu ropy naftowej przez państwa arabskie 4 wielkie towarzystwa lotnicze — Pan American, Trans-World Airlines, British Airways i British Caledonian zawarły porozumienie o zmniejszeniu liczby lotów między W. Brytanią a Stanami Zjednoczonymi o 68 tygodniowo, co pozwoli zaoszczędzić 28% normalnego zużycia paliwa.

● Sygnalizujemy o podjętych i realizowanych decyzjach budowy kilku nowych międzynarodowych portów lotniczych:

— Jak już informowała nasza rubryka powstaje trzeci port lotniczy Londyn — Maplin, przewidziany do obsługi 125 mln pasażerów rocznie. Port zlokalizowany nad kanałem na zmodernizowanych wydmach i mokradłach będzie miał drogi startowe przystosowane do przyjmowania samolotów o ciężarze do 450 ton i rozpiętości do 90 m. Powierzchnia portu zajmie ok. 4050 ha. Port będzie miał połączenie z Londynem autostradą oraz linią kolei szybkiej.

— W związku z osiągnięciem maksymalnej zdolności przez port lotniczy Lyon — Bron przystąpiono do budowy nowego portu lotniczego Lyon — Satolas, położonego 20 km od centrum miasta. Port ten zajmie ok. 3000 ha i obsługiwać będzie rejon Alp francuskich. Przepustowość portu oblicza się na 90 operacji na godzinę.

— W Stanach Zjednoczonych, w Teksasie — pomiędzy miastami Dallas i Fort Worth — powstaje najrozleglejszy port lotniczy świata o powierzchni 7100 ha. Po ukończeniu budowy port będzie mógł obsłużyć do 50 mln pasażerów rocznie. W roku 1975 w porcie zatrudnionych będzie 23 tys. pracowników portu i ok. 23 tys. innych, związanych z pracą portu.

— Zlokalizowano nowy port lotniczy dla Montrealu. Powstanie on w odległości 50 km na północ od miasta. W pierwszym etapie, do 1975 r. wykonane będą prace za sumę 215 mln dol.; dworzec będzie miał przepustowość 4000 pas/godz., zaś płyta przeddworcowa — 22 stanowiska dla samolotów.

— W kwietniu 1974 r. oddane zostało do eksploatacji nowe lotnisko tokijskie Narita, oddalone o 60 km od centrum stolicy.

● W ub. roku w katastrofach lotniczych uległo zniszczeniu 30 odrzutowych samolotów pasażerskich o łącznej wartości ok. 158 mln dol. Podczas tych katastrof poniosło śmierć 933 pasażerów.



LOT PROBLEMY

056.74

Nowe lotnisko komunikacyjne Gdańsk-Rębiechowo

Przyczyny likwidacji lotniska Gdańsk — Wrzeszcz

Budowa lotniska komunikacyjnego jest dzisiaj przedsięwzięciem bardzo skomplikowanym i kosztownym, co wynika nie tylko ze złożoności problematyki technicznej wiążącej się z samą budową nowoczesnego portu lotniczego. Lotnisko komunikacyjne nie jest bowiem budowlą samą dla siebie, jak dom mieszkalny czy fabryka, lecz elementem wielu różnych zagadnień o przeciwstawnych nierzadko wymaganiami.

Współczesne lotnisko jest więc przede wszystkim istotnym elementem układu komunikacyjnego kraju — w skali wewnętrznej i międzynarodowej, jest także jednym z dworców zaspokajających potrzeby komunikacyjne określonego rejonu, i to potrzeby bardzo zróżnicowane — od podróży na odległość 300 km, gdzie samolot musi konkutować z koleją i samochodem, do podróży długodystansowych, w których krótki czas trwania podróży stwarza dla danego rejonu niedostępne inaczej możliwości rozwoju życia gospodarczego, turystyki, kontaktów naukowych itd.

Z drugiej znów strony lotnisko jest uciążliwym sąsiadem, wytwarzającym hałas, ograniczającym swobodę zabudowy obszaru przylotniskowego itp., a jednocześnie musi — jeśli ma dobrze spełniać swoje funkcje regionalne — być dostępne dla mieszkańców tego regionu w jak najkrótszym czasie, w najdogodniejszych warunkach. Pogodzenie tak przeciwstawnych zagadnień jest możliwe tylko na drodze rozsądnych kompromisów.

Mimo tych wszystkich trudności podjęto decyzję likwidacji istniejącego w Gdańsku lotniska i zbudowania dla zespołu portowo-miejskiego Gdańsk—Gdynia nowego lotniska komunikacyjnego. Jest to decyzja precedensowa w skali naszej powojennej, socjalistycznej gospodarki, toteż niezbędne wydaje się przedstawienie jej motywów w sposób bardziej fachowy, niż można to zrobić w relacjach dziennikarskich.

Perspektywy rozwoju przewozów lotniczych Trójmiasta

Przewozy lotnicze PLL LOT rosną bardzo szybko, przekraczając średnie tempo światowe. Dotrzymujemy

W artykule przedstawiono perspektywę przewozów lotniczych w porcie lotniczym w Gdańsku.

Podano i omówiono dane ogólne lotniska, pas startowy, zabudowę portu, wyposażenie nawigacyjne oraz centrum kontroli ruchu lotniczego TMA. Omówiono też organizację pracy przy budowie lotniska.

również kroku naszym partnerom i konkurentom zagranicznym w nowoczesności statków powietrznych — coraz większych, coraz szybszych i coraz bardziej wymagających w stosunku do lotnisk, z których korzystają.

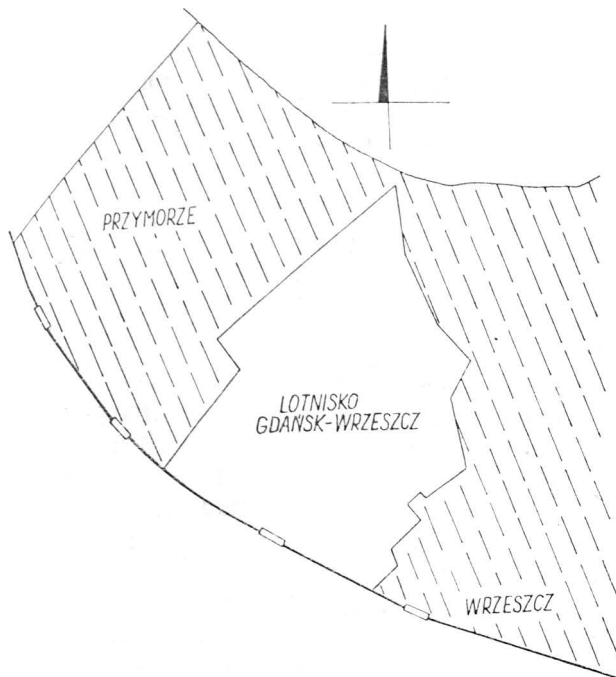
Zespół portowo-miejski Gdańsk—Gdynia, zwany popularnie Trójmiastem, jest jednym z najważniejszych w kraju ośrodków gospodarczych z racji swoich portów morskich i przemysłu stoczniowego, ośrodkiem turystyczno-wypoczynkowym, rozwijającym się ośrodkiem naukowym, a na ich bazie stale rosnącym skupiskiem ludności.

Bazując na dotychczasowym tempie rozwoju przewozów LOT oraz na prognozach światowych zakłada się, że zapotrzebowanie na przewozy lotnicze dla Trójmiasta będzie rosło stosunkowo szybko, a mianowicie:

Pokazane przewozy w skali rocznej dają następujący obraz nasilenia ruchu lotniczego:

Przewozy	1970	1975	1980	1985	2000
Pasażerowie w tys. osób,	190	320	550	800	2000
w tym w ruchu zagr.	—	20	50	100	300
Towary w tys. ton,	1	4	10	20	80
w tym w ruchu zagr.	—	1	4	10	40

Przewozy	1975	1980	1985	2000
Liczba pasażerów w godzinie szczytu — w roku	200	300	400	950
— w szczyt. miesiącu	350	420	950	1 800
Dzienny przewóz towarów [T]	3	13	33	130
Liczba operacji lotniczych				
— w roku	5 800	9 950	14 400	30 500
— w dniu szczytowym	25	41	63	136
— w godzinie szczytu	5	6	9	17
— częstotliwość [min.]	12	10	7,6	3,5



1. Usytuowanie lotniska we Wrzeszczu

Zestawienie wykazuje, że sprawne wykonanie tak znacznych zadań przewozowych będzie możliwe jedynie w oparciu o lotnisko, dysponujące odpowiednio wyposażonym polem wzlotów, zabudową techniczną, dworcem pasażerskim i towarowym itd.

Charakterystyka lotniska Gdańsk — Wrzeszcz i jego wpływ na rozwój miasta

Według danych, zawartych w międzynarodowych NOTAM-ach z 30 września 1970 r., lotnisko Gdańsk-Wrzeszcz dysponowało jedną drogą startową o wymiarach 1800 × 80 m z nawierzchnią betonową o nośności LCN — 40. Istniejące pomoce świetlne lotniska (uproszczony świetlny system podejścia LIL oraz progowe, krawędziowe i zakresowe światła drogi startowej) oraz pomoce nawigacyjne umożliwiły korzystanie z lotniska w dzień i w nocy w dobrych warunkach atmosferycznych, przy czym w nocy start dozwolony jest jedynie w kierunku morza, a lądowanie — od strony morza. Podejście od strony przeciwnej jest bowiem przecięte biegnącym na wysokim nasypie torem kolejowym oraz ograniczone zabudową Wrzeszcza.

Zabudowę dworcową stanowił prymitywny budynek, który z trudem zaspokajał obecne potrzeby ruchu lotniska. Odprawa pasażerów odlatujących odbywała się jeszcze pod dachem, ale pasażerowie przylatujący do Gdańska byli załatwiani pod wiatą, pod którą mieścił się zaledwie podręczny bagaż pasażerów małego AN-24, gdy sami pasażerowie musieli na niego oczekiwać nie osłonięci nawet od góry.

Tak więc poprzednie lotnisko w Gdańsku-Wrzeszczu już nie było lotniskiem pełnowartościowym. Jego unowocześnienie byłoby możliwe jedynie przez wzbogacenie wyposażenia świetlnego i radionawigacyjnego, rozbudowę zaplecza technicznego i dworca pasażerskiego, co na pewno umożliwiłoby jego eksploatację przez następne około 10 lat, nie usunęłoby jednak podstawowych ograniczeń wynikających z istnie-

jących przeszkód wysokościowych i ograniczonej długości drogi startowej. W tych warunkach inwestować w lotnisko byłoby niecelowe, ponieważ wszelkie inwestycje poprawiałyby jedynie sytuację „na dziś” bez rozwiązywania problemów jutrzejszych, wynikających z ilościowego wzrostu przewozów i wprowadzania nowocześniejszych statków powietrznych. Komunikacja lotnicza, prowadzona w oparciu o takie lotnisko, musiałaby zamierać.

Patrząc na rysunek 1 widzimy, że teren lotniska rozdzielało dwie dzielnice Gdańska: Wrzeszcz i Przymorze. Ulice obydwóch dzielnic kończyły się ślepo na ogrodzeniu lotniska, które uniemożliwiało uporządkowanie układu komunikacyjnego tej części miasta, a także ograniczało wysokość zabudowy Przymorza będącego jednym z najważniejszych frontów budownictwa mieszkaniowego w Gdańsku. Front ten kończył się jednak i władze miejskie widziały celowość jego rozszerzenia właśnie przez likwidację lotniska, za czym przemawiały nie tylko względy urbanistyczne, jak przede wszystkim integracja izolowanych obecnie osiedli i ich urządzeń komunalnych naziemnych i podziemnych w jednolity, wielkomiejski organizm. Przemawiała za tym także kalkulacja ekonomiczna, gdyż teren lotniska może być traktowany jako teren uzbrojony, a przy tym z racji swego charakteru płaski i suchy, łatwy do zabudowy, co w warunkach Gdańska, gdzie linia kolejowa biegnie wzdłuż krawędzi ponad 100-metrowej skarpy, ma istotne znaczenie.

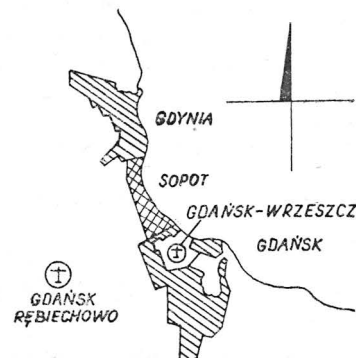
Dodatkowe nakłady na infrastrukturę miejską w przypadku pozostawienia lotniska we Wrzeszczu oszacowano na 900—1 200 mln zł, co równa się mniej więcej wartości realizacyjnej docelowego (rok 1985) programu budowy nowego lotniska w Rębiechowie.

Wspólnota interesów lotnictwa i miasta ułatwiła więc podjęcie decyzji o likwidacji lotniska w Gdańsku-Wrzeszczu i budowie nowego lotniska komunikacyjnego dla Trójmiasta, gdyż kłopoty organizacyjne i finansowe związane z tą budową wzięły na swoje barki solidarnie zarówno Ministerstwo Komunikacji, jak też Wojewódzka Rada Narodowa w Gdańsku.

Charakterystyka techniczna lotniska Gdańsk-Rębiechowo

Dane ogólne

Nowe lotnisko komunikacyjne dla Trójmiasta jest zaprojektowane do obsługi ruchu lotniczego o śred-



2. Usytuowanie lotniska Gdańsk — Rębiechowo

nim zasięgu, a więc w zasadzie o zasięgu europejskim. Istnieje także możliwość sporadycznego wykonywania go przez samoloty dalekiego zasięgu o niepełnym obciążeniu (przy częściowym zatankowaniu), co kwalifikuje je jako pełnowartościowe lotnisko zapasowe dla Warszawy.

Ogólny plan zagospodarowania lotniska uwzględnia przewidywane potrzeby dla roku 2000 z możliwością perspektywicznej rozbudowy dla przewozów do 8 mln pasażerów rocznie.

Lotnisko położone jest około 15 km na zachód od centrum Gdańska, koło miejscowości Rębiechowo (stąd tymczasowa nazwa lotniska Gdańsk-Rębiechowo), w bezpośrednim sąsiedztwie fabryki domów Kokoski, z którą lotnisko ma wiele wspólnych urządzeń ogólnotechnicznych (kotłownia, oczyszczalnia ścieków). Średnia wysokość terenu nad poziom morza wynosi 135 m, tj. o 130 m wyżej od lotniska we Wrzeszczu.

Przed otwarciem planowanych do budowy miejscowych dworców lotniczych w Gdańsku i Gdyni, dowóz pasażerów z istniejącej placówki LOT w Gdańsku przewiduje się po trasie ul. Grunwaldzka — ul. Słowackiego i jej pozamiejskie przedłużenie o łącznej długości 17 km. Przy zakładanej średniej prędkości 45 km/h czas dojazdu wyniesie 23 min. Znajdująca się w budowie trasa obwodowa Trójmiasta dla ruchu szybkiego skróci czas dojazdu do 15 min. Trasa ta zapewni także dogodny połączenie drogowe Gdyni z lotniskiem, skąd czas dojazdu wyniesie 20 min. Dla pasażerów dojeżdżających indywidualnie trasa ta zapewni szybką komunikację z lotniskiem bez względu na ich miejsce zamieszkania na terenie Trójmiasta.

Pas startowy

Pas startowy, obejmujący drogę startową oraz boczne i czołowe pasy bezpieczeństwa, ma wymiary

3100 × 300 m, w tym sama droga startowa (DS) 2800 × 45 m, a ponadto jej utwardzone pobocza o szerokości po 7,5 m i czołowe pasy bezpieczeństwa po 30 m długości.

Główna droga kołowania (DK), równoległa do DS, ma szerokość 23 m plus utwardzone pobocza po 7,5 m. Cztery drogi zejścia z DS o tej samej szerokości zapewnią możliwość szybkiego (do 100 km/h) opuszczenia DS przez lądujący samolot.

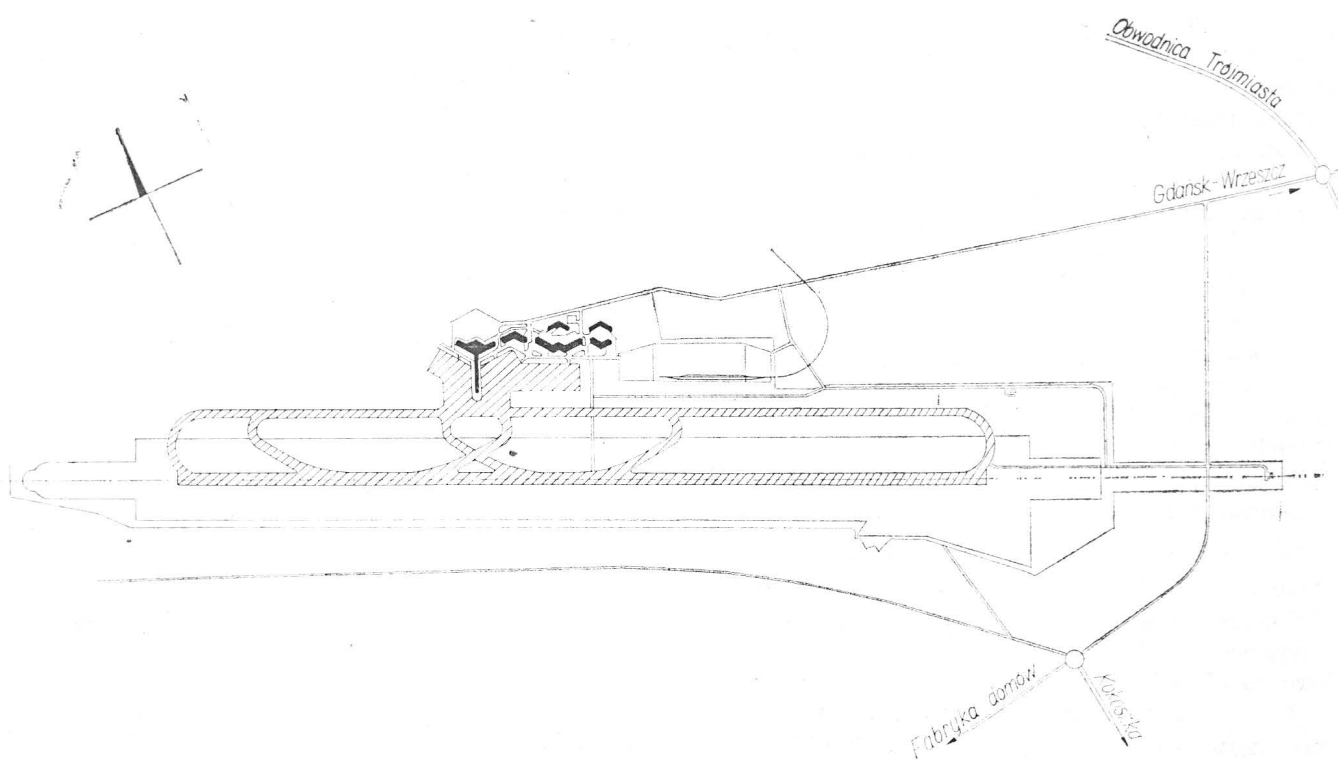
Wszystkie drogi samolotowe mają nawierzchnie z betonu cementowego o wysokiej wytrzymałości. Ich nośność ustalono dla obciążenia statycznego, przyjmując jako samolot obliczeniowy samolot Tu-154.

Powyższe parametry DS oraz omówione dalej wyposażenie w pomoce nawigacyjne kwalifikują lotnisko do II klasy technicznej wg klasyfikacji lotnisk cywilnych ujętej w zarządzeniu nr 10 Ministra Komunikacji z dnia 15.01.1966 r. (Dz. Bud. nr 5 z 9.05.1966 roku, poz. 22). Mając na uwadze korzystne ukształtowanie terenu w rejonie lotniska, przy ustalaniu ograniczeń zabudowy przylotniskowej oraz usytuowaniu elementów nawierzchni lotniskowych uwzględniono możliwość wydłużenia DS w kierunku wschodnim do rzeczywistej długości 3300 m + 2 × 150 m, co podniosłoby lotnisko do I klasy technicznej.

Zabudowa portowa

Zabudowa portowa usytuowana została po północnej stronie DS, w rozwidleniu dróg Matarnia—Rębiechowo i Bysewo—Klukowa. Takie usytuowanie zapewnia dogodny dojazd od strony Trójmiasta oraz perspektywiczną możliwość rozbudowy podstawowych obiektów: budynków dworcowych i płyt postojowych.

Płyty przeddworcowe — pasażerska i towarowa — są usytuowane obok siebie. Wymiary płyty pasażerskiej zapewniają jednoczesny postój 6 sa-



3. Schemat sytuacyjny lotniska Gdańsk — Rębiechowo

molotów obliczeniowych Tu-154, z tym że dwa stanowiska dostosowane do postoju samolotów dalekiego zasięgu typu IL-62. W przypadku wyciągania samolotów ze stanowisk na start za pomocą ciągników można ustawić na płycie nawet 10 samolotów obliczeniowych. Kształt płyty i jej powiązanie z budynkami dworcowymi umożliwi dojazd pasażerów do każdego stanowiska postojowego bez skrzyżowania z trasą kołowania samolotów.

Płyta towarowa zapewni postój 3 samolotów obliczeniowych przy ich ruchu na własnym ciągu, przy czym przewiduje się wykonywanie na niej czynności małej obsługi samolotów czasowo unieruchomionych.

Budynek dworca pasażerskiego o kubaturze 33 910 m³ (powierzchnia użytkowa 6900 m²) jest budynkiem trzykondygnacyjnym w formie trzech symetrycznie usytuowanych skrzydeł z dominującą nad nimi częścią środkową, rozwiązana w postaci trzech stykających się bokami sześciokątnych parasoli. W części środkowej mieścić się będzie hala recepcyjna, odprawy i poczekalnia pasażerów oraz holl i sale kawiarni i restauracji. Ponadto przewidziano w budynku pomieszczenia dla PLL LOT i towarzyszt obcych, administracji lotniska, urzędu celnego, MO, poczty, służby zdrowia oraz duże zaplecze gastronomiczne.

Budynek dworca towarowego — parterowy — mieścić będzie pomieszczenia bezpośredniej obsługi interesantów oraz powierzchnie dla pocztowego punktu przekazującego.

Budynek technicznej obsługi startowej — parterowy, o kubaturze 7935 m³ (pow. użytk. 1816 m²) — został usytuowany w pobliżu dworca pasażerskiego. W budynku tym znajdują się pomieszczenia dla służb technicznej obsługi startowej i służby meteorologicznej, powiązanej z obsługą odprawianych załóg samolotowych. Tu również jest główna stacja transformatorowa i garaże dla sprzętu do naziemnej obsługi samolotów na płytach przeddworcowych.

Ponadto wykonany zostanie wspólny budynek dla straży pożarnej i służby ochrony lotniska, a także wiele niezbędnych obiektów technicznych, np. ogródek meteorologiczny itp.

Energia elektryczna — przewidziana do zainstalowania moc ogólna wyniesie 3180 kW. Podstawowym źródłem zasilania jest państwowa sieć energetyczna.

Łączność telefoniczna — poprzez centralę automatyczną Gdańsk-Wrzeszcz, z którą centrala będzie połączona około 150 łączami.

Drogi samochodowe i parkingi zapewnią połączenia drogowe wewnątrzlotniskowe oraz powiązanie z siecią dróg publicznych w oparciu o znajdującą się w budowie drogę szybkiego ruchu wzdłuż Trójmiasta. Liczba stanowisk na parkingach i podjazdach — na około 300 wozów. Ponadto przewiduje się powiązanie lotniska z siecią szybkiej kolei miejskiej.

Wyposażenie nawigacyjne lotniska

Zgodnie z międzynarodowymi przepisami lotnictwa cywilnego lotnisko jest wyposażone we wszystkie urządzenia nawigacyjne niezbędne do zapewnienia bezpieczeństwa ruchu lotniczego i płynnego kierowania tym ruchem. Są to mianowicie:

- a) świetlne pomoce nawigacyjne, w skład których wchodzi:
- światła krawędziowe DS, DK oraz płyt przeddworcowych, montowane na umocnionych pobożach nawierzchni,
 - światła osiowe DS i DK,
 - światła progowe DS,
 - światła systemu podejścia precyzyjnego typu Calvert na podejściu głównym (wschodnim),
 - światła systemu podejścia uproszczonego („krzyż”) na podejściu drugorzędnym,
 - światła ścieżki schodzenia typu VASIS na obydwu kierunkach DS,
 - światła przyziemiania, wtapiane w nawierzchnię DS na odcinkach po 900 m od jej progów,
 - sygnalizacja świetlna przy DS, wyznaczająca miejsce zatrzymania samolotu kołującego na start,
 - oznakowanie przeszkód lotniczych, w tym budowane u nas po raz pierwszy dzienne i nocne oznakowanie napowietrznej linii energetycznej na podejściu wschodnim;
- b) radiowe i radarowe pomoce nawigacyjne, w skład których wchodzi (I etap budowy):
- radar precyzyjnego lądowania PAR jako główna pomoc radiolokacyjna na głównym i rezerwowa na drugorzędnym kierunku lądowania,
 - radiolatarnia dolotowa T-VOR, zlokalizowana w odległości około 17 km na płd. zachód od lotniska, w rejonie Kartuz.

Centrum kontroli ruchu lotniczego TMA — Gdańsk

Zapewnienie bezpieczeństwa ruchu lotniczego w rejonie lotniska i usytuowanych w jego pobliżu strefach lotów innych lotnisk wymagało wyznaczenia tzw. rejonu kontrolowanego lotniska (TMA) i powołania specjalnego organu kontroli ruchu lotniczego w tym rejonie. W skład TMA-Gdańsk będą wchodziły następujące obiekty:

- budynek techniczno-ruchowy o kubaturze 12 439 m³ (pow. użytkowa 2645 m²) z wieżą kontroli ruchu o wysokości 35 m, zlokalizowany w północnej części zabudowy portowej. W budynku, oprócz organów kontroli ruchu powietrznego i naziemnego na lotnisku, umieszczone są również i związane z pracą kontroli urządzenia techniczne,
- radiowe centrum nadawcze, zlokalizowane w odległości około 2,2 km od lotniska,
- radiowe centrum odbiorcze w budynku techniczno-ruchowym.

Tak zorganizowane i wyposażone centrum kontroli ruchu lotniczego zapewni:

- pełną kontrolę ruchu naziemnego na lotnisku,

- stałą obserwację przebiegu ruchu lotniczego w rejonie Gdańska,
- lokalizację, identyfikację i ukierunkowanie ruchu wszystkich samolotów cywilnych, znajdujących się w kontrolowanym rejonie,
- dwustronną łączność radiową z samolotami,
- wprowadzanie samolotów, lądujących na własnym lotnisku.

Inwestycje i przedsięwzięcia towarzyszące

Budowa lotniska, poza inwestycjami bezpośrednio związanymi z jego działalnością, wymagała realizacji wielu przedsięwzięć organizacyjnych i inwestycji towarzyszących, a mianowicie:

- likwidacji budynków mieszkalnych i gospodarczych, znajdujących się w obrębie lotniska,
 - przebudowy istniejących w rejonie nowego lotniska sieci energetycznych i telekomunikacyjnych,
 - przebudowy układu komunikacji drogowej, obsługującej leżące w rejonie lotniska osiedla oraz zapewniającej dojazd do lotniska do czasu wybudowania drogi objazdowej szybkiego ruchu dla Trójmiasta,
 - przebudowy linii kolejowej.
- Podczas gdy budowę lotniska i urządzeń bezpośrednio związanych z jego pracą finansuje Ministerstwo Komunikacji, całość inwestycji towarzyszących zrealizowana zostanie przez zainteresowane instytucje lokalne, w zasadzie na ich koszt, pod ogólnym kierownictwem organizacyjnym Prezydium Wojewódzkiej Rady Narodowej w Gdańsku.

Organizacja wykonawstwa i koszty budowy

Całość robót została podzielona na dwa etapy. Wykonanie robót I etapu, realizowanego od jesieni 1971 roku, zapewniło w I półroczu 1974 r. możliwość podjęcia eksploatacji nowego lotniska, a tym samym likwidację poprzedniego lotniska we Wrzeszczu, na co czekali niecierpliwie budowniczywie dzielnicy Gdańsk-Przymorze, której zabudowa już od kilku lat systematycznie zagarnia fragmenty pola wzlotów gdańskiego lotniska.

Zakres robót I etapu został tak pomyślany, by zapewnić możliwie jak najszersze, choć jeszcze niepełne wyposażenie lotniska w urządzenia związane z bezpieczeństwem lotów, ale tylko minimalne zabezpieczenie obsługi pasażerów i samolotów na ziemi. Tak więc droga startowa została wykonana od razu w pełnych wymiarach, ale nie będzie jeszcze równoleg-

łej drogi kołowania, która umożliwiłaby zejście samolotu bez kołowania po DS; nie będzie na razie pewnych elementów systemu świetlnych pomocy nawigacyjnych (np. osiowych świateł DS) co ograniczy czasowo możliwość eksploatacji lotniska w trudnych warunkach meteorologicznych, choć umożliwi przyjmowanie samolotów nocą; pasażerowie będą musieli się zadowolić estetycznymi wprawdzie, lecz ciasnymi pomieszczeniami tymczasowymi w przystosowanej do ich obsługi części pomieszczeń budynku dworca towarowego; personel techniczny lotniska nie otrzyma również wielu innych urządzeń technicznych lub też otrzyma je w ograniczonym zakresie.

Są to wszystko dość istotne niewygodności, ale bez decyzji o podziale inwestycji na dwa etapy likwidacja starego lotniska musiałaby zostać odłożona o dalszych kilka lat, co byłoby z każdego punktu widzenia (komunikacji lotniczej i rozbudowy miasta) niewłaściwe. W ten zaś sposób możliwa jest dalsza, prawidłowa rozbudowa Gdańska, pasażerowie LOT nie ucierpią na jakości obsługi w stosunku do obecnych warunków, a lotnicy — mimo wymienionych ograniczeń — odczują nawet istotną poprawę warunków startu i lądowania.

Dokumentację techniczną opracowało Wojskowe Biuro Studiów i Projektów Lotniskowych z Warszawy, jako biuro wiodące, oraz współpracujące z nim przy rozwiązaniu poszczególnych zagadnień branżowych trzy inne biura projektowe.

Roboty I etapu wykonuje kilkanaście przedsiębiorstw z Gdańska i spoza niego pod ogólnym kierownictwem generalnego wykonawcy — Gdańskiego Przedsiębiorstwa Robót Drogowych, które jest bezpośrednim wykonawcą większości robót, a zwłaszcza robót związanych z ukształtowaniem terenu pola wzlotów i budową nawierzchni samolotowych i samochodowych.

Ogólny koszt robót wyniesie około 1 miliarda zł, w tym koszt I etapu (wraz z budową TMA) — nieco ponad połowę tej sumy.

* * *

Jak widać, budowa lotniska komunikacyjnego w Rębiechowie k. Gdańska jest poważnym przedsięwzięciem inwestycyjnym, lotniskiem po raz pierwszy zaprojektowanym w Polsce kompleksowo dla dalekiej perspektywy potrzeb przewozowych. Zarówno więc dla projektantów, jak też wykonawców robót, a także aparatu inwestorów, budowa ta jest trudnym egzaminem sprawności, wykładnikiem współczesnej myśli i czynu polskiego budownictwa lotniskowego.

WCT/537/K/74

Dokończenie ze str. 1

PODSTAWY SUKCESÓW WYTWÓRNI LOTNICZYCH

Współczesny samolot czy śmigłowiec składa się nie tylko z płatowca, lecz także z silnika oraz osprzętu i wyposażenia. Jeśli koszt płatowca wynosi 50% całości kosztu samolotu, to koszt silnika 20%, a wyposażenia 30% lub więcej. Nie da się produkować nowoczesnych samolotów bez lekkiego i nowoczesnego wy-

posażenia. Dlatego dodatkowym elementem sukcesów jest **RÓWNOMIERNY ROZWÓJ WSZYSTKICH DZIEDZIN PRODUKCJI LOTNICZEJ** niezbędnych do budowy nowoczesnych samolotów, śmigłowców i szybowców, **CZYLI PRODUKCJI PŁATOWCÓW, PRODUKCJI SILNIKÓW LOTNICZYCH I PRODUKCJI OSPRZĘTU I WYPOSAŻENIA LOTNICZEGO.**

Turbinowe

silniki odrzutowe Viper

Część 1

Spśród opracowanych w ciągu ostatnich 25 lat turbinowych silników odrzutowych o ciągu do 2000 kG szerokie rozpowszechnienie w lotnictwie wojskowym i cywilnym znalazły tylko dwa typy: silniki General Electric J85 (oznaczenie cywilne — CJ610) i silniki Rolls-Royce Ltd. Viper. Jest przy tym pewnym paradoksem, że silniki te reprezentują dwie zupełnie różne „filozofie” budowy silników turbinowych. O ile bowiem silniki J85 mają silnie — jak na okres ich powstania — obciążone zespoły, w szczególności sprężarkę, i stosunkowo wysokie parametry gazodynamiczne, co stawia ostre wymagania konstrukcyjne, wykonawcze i materiałowe, o tyle silniki Viper — wywodzące się z silnika przeznaczonego do napędu latającego celu — odznaczają się bardzo prostą budową, będącą m.in. wynikiem przyjęcia umiarkowanych parametrów gazodynamicznych.

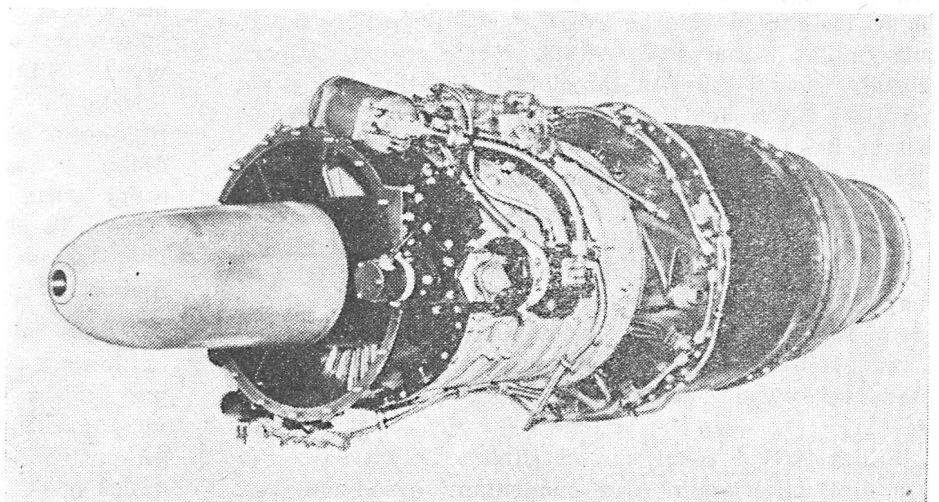
Odmienne zasady budowy silników zadecydowały oczywiście o ich wskaźnikach i własnościach eksploatacyjnych. Silniki J85 są mianowicie bezkonkurencyjne w swej klasie pod względem ciężaru i gabarytów, natomiast niewątpliwymi zaletami silników Viper są niskie koszty produkcji, niskie koszty i prostota obsługi, odporność na zanieczyszczenia w powietrzu, niezawodność pracy i duża trwałość między naprawczą. W związku z tym silniki J85, w wersji z dopalaczem, są szczególnie predestynowane do napędu samolotów o wysokich osiąгах, jak np. lekkie samoloty myśliwskie Northrop F-5 i naddźwiękowe samoloty treningowe Northrop T-38 (niemniej jed-

Turbinowe silniki odrzutowe Rolls-Royce Viper o ciągu od 1134 kG do 1815 kG są obecnie, obok silników General Electric J85, najbardziej rozpowszechnionym napędem samolotów szkolno-treningowych, treningowych i lekkich samolotów szturmowych COIN; okazały się one również ekonomiczne jako napęd samolotów służbowych. Wielkie powodzenie silników Viper przypisać należy ich niskim kosztom produkcji, łatwej obsłudze, dużej niezawodności i dużej trwałości między naprawczej. Właściwości te są wynikiem ciągłego, wieloletniego doskonalenia silników, przy konsekwentnie przestrzeganej zasadzie maksymalnej prostoty ich konstrukcji. W pierwszej części artykułu przedstawiono historię rozwoju silników Viper od 1948 r. opisując kolejne zmiany jakim one podlegały i dzięki którym ich ciąg wzrósł z 744 kG do 1815 kG.

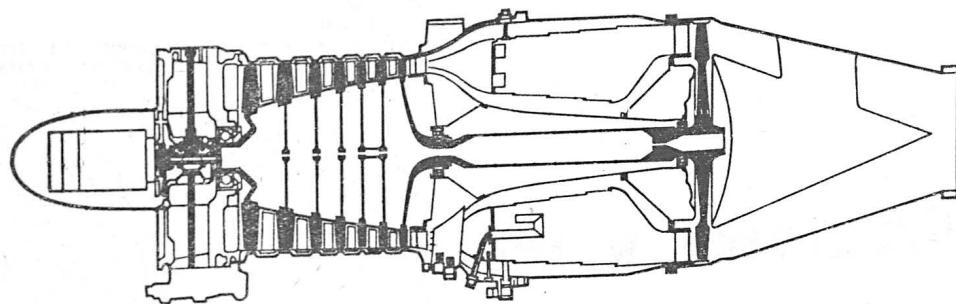
nak znalazły one również zastosowanie jako napęd samolotów szkolno-treningowych i treningowo-bojowych, samolotów formuły COIN oraz samolotów służbowych), a silniki Viper — do napędu samolotów szkolno-treningowych i treningowo-bojowych, samolotów COIN i samolotów służbowych. Dla tych bowiem rodzajów samolotów decydujące znaczenie mają niskie koszty wytwarzania silnika, prostota jego obsługi, mała ilość przeglądów, krótkie czasy przygotowawcze, niezawodność w ciężkich warunkach eksploatacyjnych i duża trwałość między naprawczą.

Silniki J85 i Viper odróżnia również przebieg ich rozwoju. Silnik J85 do dnia dzisiejszego przetrwał w swej pierwotnej postaci. Istnieje kilka jego wersji, wojskowych i cywilnych, różniących się tylko wartościami ciągu (1100—1350 kG) i wersja z dopalaczem. Dopiero w ostatnich latach powstała pod wpływem doraźnej potrzeby zapewnienia napędu nowej odmianie, o wyższych osiąгах, samolotu F-5 wersja silnika z dodatkowym, zerowym stopniem sprężarki i zmienionym systemem jej mechanizacji (przeznaczalne łopatki kierownicze trzech pierwszych stopni zamiast zaworów upustowych). Silnik ten, J85-21, ma ciąg ok. 1500 kG bez dopalania i ok. 2200 kG z dopalaniem oraz zmniejszony ciężar jednostkowy.

W przeciwieństwie do rozwoju silników J85 rozwój silników Viper cechuje stałe i konsekwentne ich modyfikowanie i doskonalenie w celu dostosowania do aktualnych potrzeb użytkowników. Rozwój ten dał w wyniku wzrost ciągu silników od 744 kG do 1815 kG. W opracowaniu znajdują się dalsze wersje



1. Silnik Viper ASV.5



rozwojowe, które mają zapewnić silnikom Viper perspektywę zastosowań również w latach osiemdziesiątych. Firma Rolls-Royce uważa, że właśnie temu stopniowemu rozwijaniu silników zawdzięczać należy ich wysokie walory eksploatacyjne.

Dlatego wydaje się celowe dokładniejsze prześledzenie rozwoju silników Viper oraz zapoznanie się z ich konstrukcją i własnościami użytkowymi.

Pierwszy etap rozwoju silników

W 1948 r. ówczesna firma Armstrong Siddeley zaprojektowała do napędu australijskiego latającego celu GAF Jindivik pierwszą wersję silnika Viper. Była to pierwsza w Anglii próba — nie licząc silnika Armstrong Siddeley Adder, przerobionego ze śmigłowego silnika Mamba — zbudowania małego i taniego turbinowego silnika odrzutowego.

W związku z przeznaczeniem silnika jego trwałość miała nie przekraczać 10 h. Pozwoliło to na maksymalne uproszczenie konstrukcji zespołów i uniknięcie stosowania „egzotycznych” żarowytrzymałych materiałów — w celu obniżenia kosztów produkcji silników. Silnik miał 7-stopniową sprężarkę o sprężu 3,8:1 i wydatku powietrza 13,6 kG/s przy prędkości obrotowej 13 400 obr/min, pierścieniową komorę spalania z odparowywaczami paliwa i jednostopniową turbinę. Wirnik sprężarki był wykonany jako konstrukcja bębnowo-tarczowa. Próby stoiskowe silnika rozpoczęto w kwietniu 1951 r. Do produkcji został on wprowadzony jako Viper ASV.3 o ciągu 744 kG.

Zwrot w rozwoju silnika nastąpił w 1952 r., gdy stwierdzono, że może on stanowić, po niezbędnych przeróbkach, idealny napęd samolotu szkolno-treningowego, którego budowę dla RAF-u wówczas rozważano. W styczniu 1953 r. zmodyfikowany silnik ukończył 50-h próbę maksymalnej prędkości obrotowej, a w lecie tego samego roku — 150-h próbę typu, otrzymując oznaczenie ASV.5. Nowe silniki Viper zostały zastosowane na samolotach Hunting Percival (później BAC) Jet Provost Mk.1, które były pierwszymi na świecie odrzutowymi samolotami szkolno-treningowymi, tj. samolotami umożliwiającymi szkolenie wstępne i podstawowe — z pominięciem samolotów tłokowych. Silniki ASV.5 zabudowano poza tym na samolotach doświadczalnych o mieszanym napędzie, turbinowo-rakietowym, Sud-Aviation Trident 1, Dassault Mirage i Saunders Roe SR.53. Na samolotach tych pracowały one przy prędkościach naddźwiękowych ($Ma = 1,5$) i na dużych wysokościach.

Silnik ASV.5 różni się od silnika ASV.3 zastosowanymi materiałami oraz elementami aerodynamiki,

konstrukcji i wyposażenia. W związku z drganiami łopatek pierwszych stopni sprężarki wywołwanymi przez wirujące obszary zaburzeń (w przypadku silnika ASV.3 drgania te nie były groźne ze względu na krótki czas użytkowania silnika i pracę na maksymalnej prędkości obrotowej) na łopatki wirnikowe pierwszego stopnia zastosowano zamiast stopu aluminiowego RR57 stal nierdzewną S.62 obrabianą cieplnie do wytrzymałości zmęczeniowej 43 kG/mm²; wykonane ze stopu RR57 łopatki wirnikowe drugiego stopnia zostały wzmocnione. Podczas gdy w silniku ASV.3 łopatki kierownicze sprężarki były wycinane z taśmy ze stali nierdzewnej S.80 i następnie lutowane ze stopką, w silniku ASV.5 zastosowano łopatki kute ze stopu RR57 jako całość ze stopką w kształcie jaskółczego ogona. Ponieważ przypuszczano, że występujące w silniku ASV.3 uszkodzenia zmęczeniowe łopatek wirnikowych siódmego stopnia sprężarki były powodowane przez zaburzenia pochodzące od dwóch wieńców łopatek kierowniczych (wylotowych), silnik ASV.5 otrzymał pojedynczy wieńiec łopatek o zwiększonej cięciwie. Na łopatki kierownicy turbiny zastosowano Nimonic 80 zamiast stali Max Crown, na łopatki wirnikowe — Nimonic 90 zamiast stali Rex 467, a na tarczę wirnika — stal austenityczną Rex 448 zamiast stali Rex 461. W związku z powstającymi podczas dłuższej pracy silnika uszkodzeniami przedniego łożyska zastąpiono otwarty obieg olejenia tego łożyska (polegający na dawkowaniu oleju) obiegiem zamkniętym, zachowując jednak obieg otwarty dla łożyska środkowego i tylnego. Znaczne zmiany wprowadzono do układu zasilania silnika. Silnik ASV.3 miał zębatą pompę paliwową, regulator odśrodkowy, regulator barometryczny i elektrycznie sterowany zawór dławiący, który działał równocześnie jako regulator przyspieszania dzięki ściśle określone-
mu czasowi jego otwierania (14 s w przypadku przyspieszania od biegu jałowego do warunków startowych). Silnik ASV.5 wyposażono w pompę wielotłoczkową o zmiennym wydatku, z ogranicznikiem prędkości obrotowej, a elektrycznie sterowany zawór dławiący zastąpiono zaworem sterowanym ręcznie — który wraz z regulatorem barometrycznym utworzył sterownik silnika — oraz regulatorem przyspieszania (zwiększającym wydatek paliwa w zależności od ciśnienia za sprężarką).

Z kolei na wzór silnika ASV.5 zmodyfikowano układ zasilania silnika ASV.3 (z wyjątkiem regulatora przyspieszania) i wprowadzono odpowiednie zmiany do jego sprężarki, dzięki czemu pułap pracy silnika zwiększył się z 12 200 m do 16 700 m, a trwałość — do 65 h.

Silnik ASV.5 stał się podstawą rozwoju następnych wersji przeznaczonych do napędu samolotów. Doświadczenia wyniesione ze szkolenia pilotów na samolotach Jet Provost wykazały celowość zwiększenia roli szkolenia „ab initio” na samolotach odrzutowych, w związku z czym RAF wystąpił z żądaniem zwiększenia ciągu i trwałości międzynaprawczej silników Viper. Aby spełnić te wymagania udoskonalono gazodynamikę sprężarki silnika ASV.5, co pozwoliło na zwiększenie jej prędkości obrotowej (z 13 400 do 13 800 obr/min) i na zmianę o 5° , w kierunku „otwarcia”, kąta ustawienia łopatek kierownicy wlotowej. Uzyskano dzięki temu zwiększenie wydatku powietrza prawie o 1 kG/s (do 14,5 kG/s) i wzrost sprężu z 3,8:1 do 4,13:1. Temperatura przed turbiną została podwyższona b. nieznacznie — do 838°C . Konieczne było wprowadzenie pewnych zmian konstrukcyjnych, jak wzmocnienie szóstej tarczy sprężarki przez wykonanie jej ze stali DTD 551 zamiast ze stopu RR56, wzmocnienie tylnego wału sprężarki, łopatek kierowniczych siódmego stopnia — w związku ze zwiększeniem obciążenia sprężarki — i łopatek wirnikowych siódmego stopnia. Łopatki wirnikowe zostały wzmocnione z powodu powtarzających się uszkodzeń zmęczeniowych, które początkowo przypisywano łopatom kierowniczym ostatniego stopnia, a później zaczęto łączyć z zastrzałami znajdującymi się w korpusie za sprężarką. Ponieważ nie można było zmienić ilości zastrzałów, musiano zwiększyć częstość drgań własnych łopatek. Nie jest jednak wykluczone, że uszkodzenia te były wywoływane przez niestateczność strumienia na wlocie do komory spalania związaną z dosyć dużym kątem rozwarcia dyfuzora wlotowego. Niestateczność ta powodowała również pojawianie się gorących miejsc w rurze wylotowej silnika, co w późniejszych silnikach zostało usunięte w sposób doraźny przez umieszczenie w dyfuzorze jako „ciała centralnego” pierścienia o przekroju V, a następnie — przez zmianę całego dyfuzora. Komora spalania nowego silnika została tak skonstruowana, że niektóre jej części, jak np. płyta czołowa z odparowywaczami i wtryskiwaczami, stanowią oddzielne całości, które w czasie napraw mogą być łatwo wymieniane.

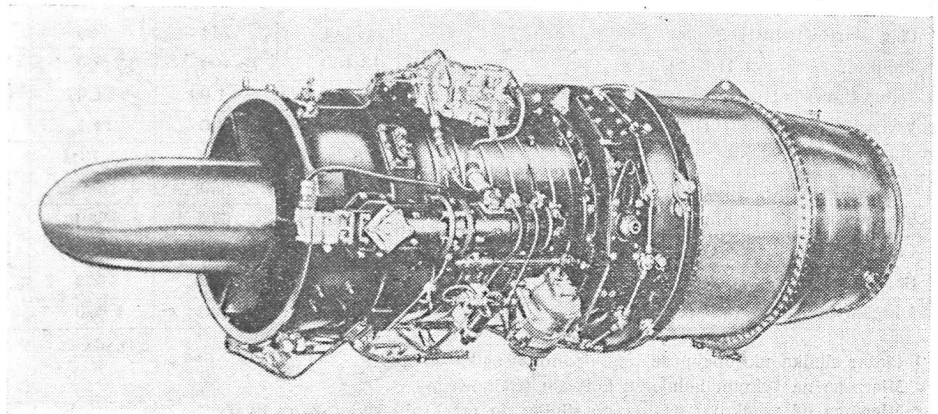
Powstał w ten sposób silnik ASV.8 o ciągu 795 kG, który w sierpniu 1958 r. ukończył pomyślnie 150-h próbę typu. Był on produkowany w znacznych ilościach do samolotów szkolno-treningowych Jet Provost Mk.3 i Macchi MB.326, a także do latających celów

Jindivik 2B. Viper ASV.8 był pierwszym silnikiem, który niezależnie od próby typu ukończył 150-h próbę według programu ustalonego przez ministerstwo lotnictwa dla silników samolotów myśliwskich. Umożliwiło to dopuszczenie silnika do pracy na ciągu startowym przez 20 min w czasie 1 h lotu. Poza tym przeprowadzono na nim serię prób mających wykazać mechaniczną niezawodność silnika. Program tych prób, opracowany wspólnie przez Aeroplane and Armament Experimental Establishment i RAF Flying Training Command, obejmował serię 500-h intensywnych prób w locie na samolocie Jet Provost. Stan silnika po zakończeniu tych prób był w pełni zadowalający.

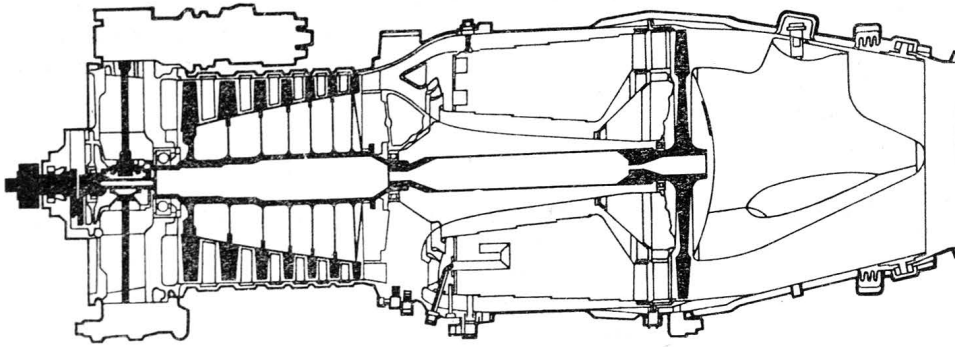
Przez podwyższenie temperatury przed turbiną do 907°C powstał z silnika ASV.8 silnik ASV.9 o ciągu 862 kG. Podwyższenie temperatury spowodowało również niewielki wzrost sprężu, ponieważ zmniejszając przekrój dyszy wylotowej pozostawiono prawdopodobnie nie zmieniony przekrój kierownicy turbiny. Silnik ASV.9 został zastosowany na amerykańskim samolocie doświadczalnym VTOL Bell X-14.

W związku ze zwiększeniem ciężaru samolotów Jet Provost i przewidywaniami, że w przypadku ich eksportu będą one musiały startować z wyżej położonych lotnisk i w wyższych temperaturach otoczenia, stało się konieczne dalsze zwiększenie ciągu silników Viper, przy czym należało to osiągnąć bez zmniejszenia ich trwałości międzynaprawczej. Aby zwiększyć ciąg silnika ASV.8 bez podwyższania temperatury przed turbiną musiano zwiększyć wydatek powietrza przez sprężarkę. Zwiększenie wydatku powietrza (do ok. 17,5 kG/s przy 13 400 obr/min) uzyskano przez zwiększenie zewnętrznej i zmniejszenie wewnętrznej średnicy kanału sprężarki. Zwiększono również nieznacznie średnicę turbiny utrzymując ją jednak w obrysie komory spalania silnika ASV.8, co było ważne ze względu na możliwość zabudowy silnika na samolotach Jet Provost. Nowy silnik, ASV.10, miał ciąg 907 kG przy temperaturze przed turbiną wynoszącej tylko 805°C . Obniżenie temperatury przed turbiną nie tylko zwiększyło trwałość międzynaprawczą silnika, lecz również zmniejszyło jednostkowe zużycie paliwa mimo pewnego zmniejszenia sprężu. W związku z niską temperaturą przed turbiną silniki ASV.10 były przewidziane przede wszystkim do napędu samolotów pasażerskich i transportowych.

Dla samolotów szkolno-treningowych i samolotów COIN opracowano wersję ASV.11 o ciągu 1134 kG.



3. Silnik Viper ASV.11



Powstała ona z silnika ASV.10 przez podwyższenie temperatury przed turbiną do 858 °C i przez zwiększenie prędkości obrotowej do 13 800 obr./min. Można jednak przypuszczać, że równocześnie udoskonalono aerodynamikę sprężarki zwiększając jej sprawność, na co wskazuje — poza uzyskanym ciągiem — zmniejszony, w porównaniu z poprzednimi wersjami, spadek temperatury na turbinie (tablica 1).

Silniki ASV.11 znalazły znacznie szersze zastosowanie niż silniki wcześniejszych wersji. Zostały one wykorzystane do napędu większości samolotów szkolno-treningowych drugiej generacji, a mianowicie Jet Provost Mk.4 i Mk.5, Macchi MB.326, jugosłowiańskiego SOKO Galeb i indyjskiego HAL HJT-16 Kiran oraz latającego celu Jindivik 3B. Poza tym jako silnik wspomagający zabudowano je na samolotach dalekiego rozpoznania Shackleton. W tym ostatnim zastosowaniu mają one ciąg zwiększony do 1225 kG — przez podwyższenie temperatury przed turbiną — i są niekiedy oznaczane jako ASV.12. Miarą sukcesu osiągniętego przez silniki ASV.11 (obecnie nazywane wprost Viper 11) może być fakt, że samoloty z tymi silnikami są użytkowane przez siły powietrzne 13 krajów, a licencję na ich budowę zakupiły firmy: Piaggio (Włochy), Atlas Corp. (Płd. Afryka) i Commonwealth Aircraft Corp. (Australia).

Silniki ASV.10 i ASV.11 (ASV.12) tworzą drugą serię silników Viper, serię 200, podczas gdy wcześniejsze wersje zalicza się do serii 100. Silniki serii 200 różnią się poza zwiększonym wydatkiem powietrza poważnymi zmianami wprowadzonymi do konstrukcji

dyfuzora wlotowego komory spalania i wirnika sprężarki. Dyfuzor komory spalania poprzednich wersji miał czołową pierścieniową szczelinę powietrza pierwotnego, przy czym podział na powietrze pierwotne i wtórne odbywał się już na kierownicy ostatniego stopnia sprężarki (rys. 2). Nowy dyfuzor, przypominający w przekroju paszczę rekina, ma linię podziału powietrza odsuniętą od kierownicy sprężarki, a szczelina powietrza pierwotnego znajduje się na wewnętrznej ścianie dyfuzora i jest zaopatrzona w pierścienie kierujące (rys. 4). Taki typ dyfuzora zapewnia bardziej prawidłowy rozdział powietrza i zapobiega odrywaniu strumienia, w szczególności przy mniejszych liczbach Reynoldsa. Dzięki temu uzyskuje się zmniejszenie strat ciśnienia i, co ważniejsze, bardziej równomierny rozkład temperatury przed turbiną. Konstrukcję wirnika sprężarki zmieniono na wzór wirnika silników Armstrong Siddeley Sapphire. Wirnik silników serii 100 miał tarcze środkowe na walcowych odsadzeniach tarcz i ich półek (rys. 5). Konstrukcja taka stwarzała poważne trudności wykonawcze i montażowe oraz nie zapewniała odpowiedniej stabilności wyważenia wirnika. Łopatki wirnikowe były mocowane w rowkach teowych między tarczami i półkami. Wirnik sprężarki silników serii 200 ma konstrukcję tarczowo-wałową; tarcze są osadzone na wielostopniowym wale, przy czym moment obrotowy wału jest przekazywany w sposób bezpośredni tylko na dwie tarcze środkowe, z których jest dopiero przenoszony na pozostałe tarcze (rys. 6). Łopatki wirnikowe pierwszego stopnia mocowane są

Tablica 1. Dane silników Viper z pierwszego etapu rozwoju

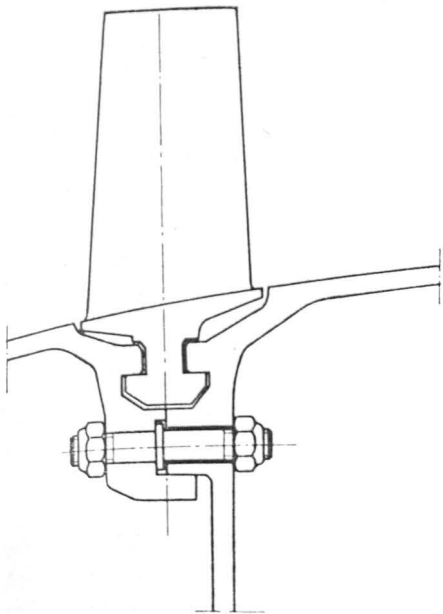
	ASV.3	ASV.5	ASV.8	ASV.9	ASV.10	ASV.11	MDR.7 Farandole
Ciąg startowy [kG]	744	744	795	865	907	1 134	1 450
Prędkość obrotowa [1/min]	13 400	13 400	13 800	13 800	13 400	13 800	11 800
Jednostkowe zużycie paliwa [kG/kGh]	1,09	1,09	1,07	1,13	1,01	1,05	1,09
Wydatek powietrza [kG/s]	13,6	13,6	14,5	14,5	17,5	19	25
Spręż	3,8:1	3,8:1	4,13:1	4,25:1	4,0:1	4,37:1	4,0:1
Temperatura przed turbiną [°C]	830	830	838	907	805	858	860
Temperatura za turbiną [°C]	670	670	680	750	645	715	715
Ciężar [kG] ¹	196	238	238	238	260	284	341
Średnica [mm] ²	590	622	622	622	622	622	730
Długość [mm] ³	1 660	1 660	1 670	1 670	1 730	1 730	2 000

¹ Ciężar silnika nie obejmuje prądnic-rozrusznika

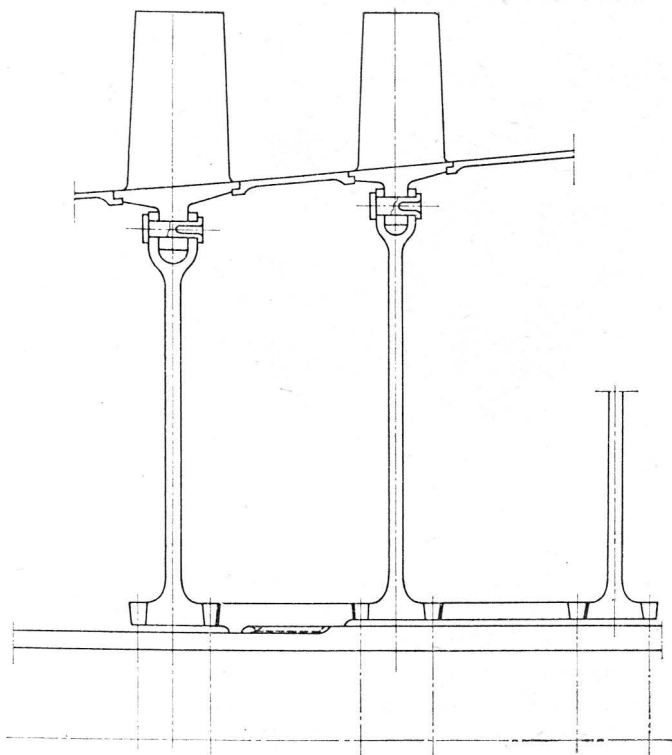
² Mierzona na tylnym kołnierzu korpusu środkowego

³ Mierzona od przekroju wlotowego silnika do przekroju wylotowego dyszy

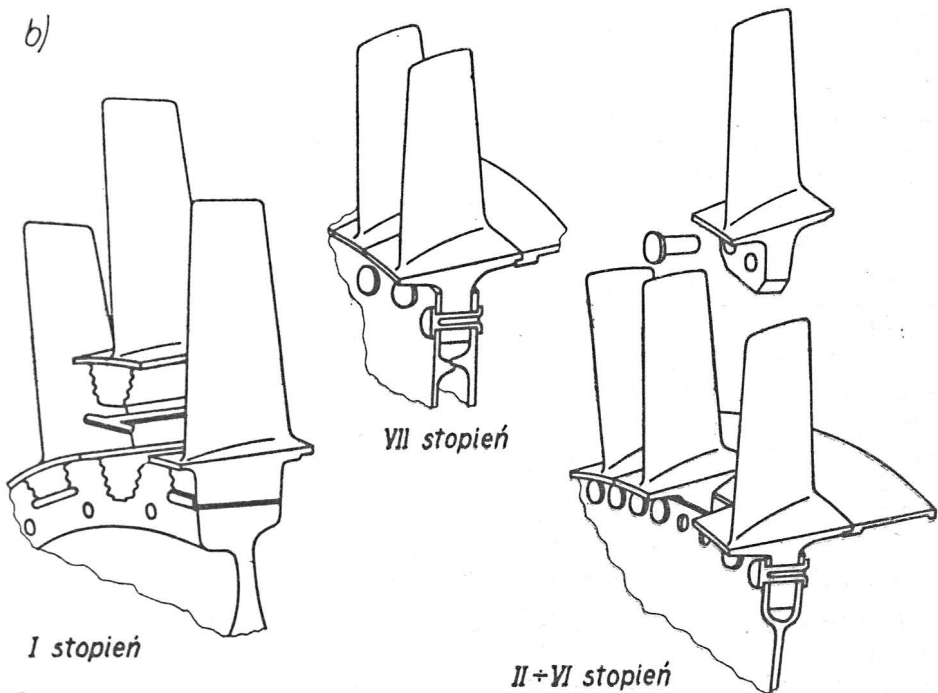
5. Szczegół łą-
czenia tarcz i
mocowania ło-
patek sprężarki
silników serii 100



a)



b)



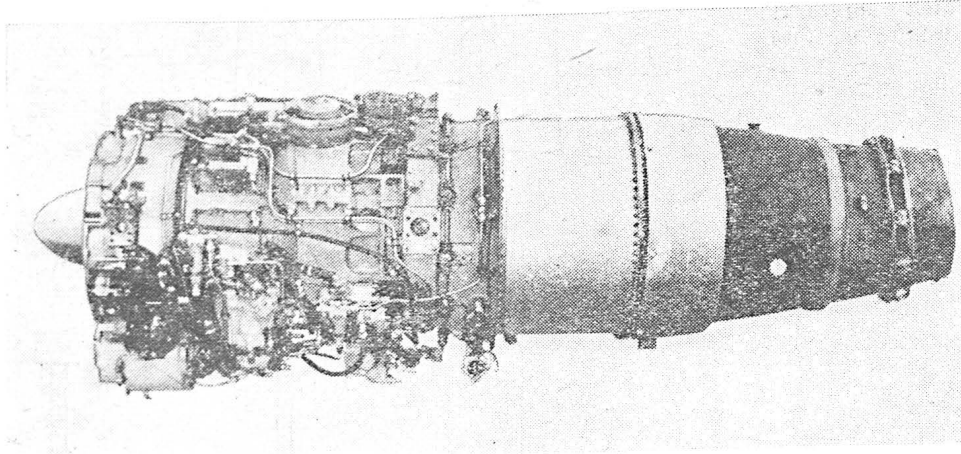
6. Konstrukcja wirnika sprężarki
silników serii 200

za pomocą zamków jodełkowych, a łopatki pozosta-
łych stopni — za pomocą nitów.

Warto tu wspomnieć, że francuska firma Marcel
Dassault, która zakupiła licencję na silniki Viper,
zbudowała własną ich wersję, MDR.7 (ASV.100)
Farandole o ciągu 1450 kG. Stanowił on powiększe-
nie geometryczne silnika ASV.5 lub ASV.8, przy-
czym jednak nie zastosowano prostego modelowania,
na co wskazują wartości wydatku powietrza i pręd-
kości obrotowej w porównaniu z odpowiednimi war-
tościami silników Viper. Istniała również odmiana
z dopalaczem o ciągu ok. 1800 kG. Silnik miał być
używany na samolotach treningowych o wyższych
osiągach i na lekkich dwusilnikowych samolotach
myśliwskich.

Drugi etap rozwoju silników

Nowy rozdział w rozwoju silników Viper otworzył
się na początku lat sześćdziesiątych, po połączeniu
firm Armstrong Siddeley i Bristol Aircraft w firmę
Bristol Siddeley. Silniki ASV (BSV).11 szybko zys-
kały opinię wysoce niezawodnych w eksploatacji.
Portfel zamówień był pełny. Zdawać by się mogło,
że są to wystarczające powody do utrzymania „status
quo” w zakresie konstrukcji i zastosowania silników
zamiast dalszego ich rozwijania. Jednak właśnie w
tym czasie zaczęto rozważać możliwości wprowadzenia
odrzutowych samolotów służbowych. Wymagany był
przy tym samolot lekki, zabierający na pokład ok.
6 pasażerów i latający na wysokości 12 000 m z pręd-
kością powyżej 700 km/h. Ponieważ koncepcja samo-



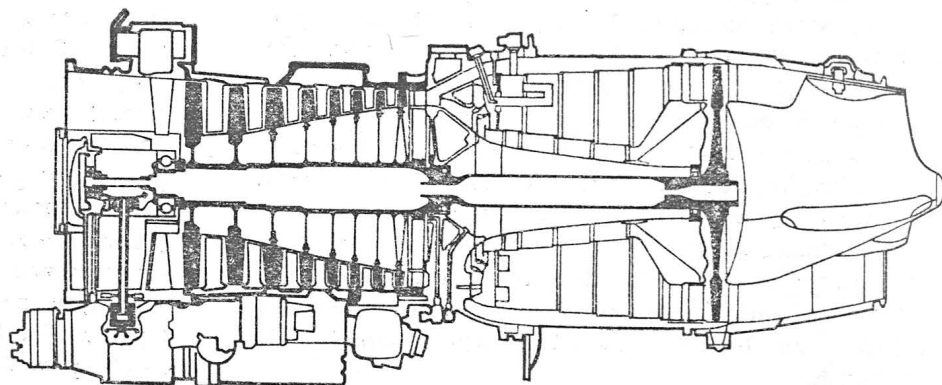
lotu była nowa, firmy stały przed problemem wyboru silnika do jego napędu. Oczywiście, w przypadku samolotów służbowych koszty eksploatacji są b. ważnym czynnikiem, jednak jeszcze ważniejsza (nawet obecnie, w okresie kryzysu paliwowego) jest niezawodność samolotu. Dlatego uznano, że wypróbowane silniki Viper mogą stanowić idealny napęd tych samolotów. Skłoniło to w 1961 r. firmę Bristol Siddeley do realizacji — za pomocą własnych środków finansowych — programu poważnej modyfikacji silnika Viper 11 w celu zwiększenia jego ciągu do 1360 kG. Postanowiono to osiągnąć przez zastosowanie dodatkowego, „zerowego” stopnia sprężarki. Ze względu na przednie łożysko nie można było zmniejszyć wewnętrznej średnicy wlotu kanału sprężarki, wobec czego konieczne było zwiększenie średnicy zewnętrznej, tj. zastosowanie stożkowego korpusu na stopniu zerowym. Łożysko zostało przesunięte do przodu. Stopień zerowy, przydźwiękowy, pozwolił na zwiększenie sprężu do 5,35:1 i wydatku powietrza do 23 kG/s przy zmniejszonej do 13 400 obr/min prędkości obrotowej. Temperatura przed turbiną została cokolwiek obniżona, co łącznie ze zmniejszoną prędkością obrotową umożliwiło zwiększenie trwałości międzynaprawczej silnika. Jednostkowe zużycie paliwa zostało pokaźnie zmniejszone dzięki zwiększeniu sprężu i obniżeniu temperatury przed turbiną.

Przeprowadzona modyfikacja sprężarki miała też swoje słabe strony związane nieodłącznie z większym sprężem. Stało się mianowicie konieczne zastosowanie zaworu upustowego za piątym stopniem sprężarki, zapobiegającego niestatecznej pracy sprężarki w czasie przyspieszania silnika. Jednak zawór ten nie

zdołał na tyle zmniejszyć intensywności obszarów wirujących zaburzeń, powstających przy mniejszych prędkościach obrotowych i w konkretnym przypadku wywoływanych prawdopodobnie głównie przez przydźwiękowy stopień zerowy, aby nie wzbudzały one drgań łopatek sprężarki. W każdym razie wskazuje na to „obandażowanie” łopatek kierownicy drugiego stopnia.

Do poważniejszych zmian wprowadzonych do silnika należy również zastosowanie układu przeciwoblodzeniowego, zapobiegającego oblodzeniu zespołu wlotowego, tj. łopatek kierownicy wlotowej, zastrzałów korpusu wlotowego i kołpaka, i zasilanego gorącym powietrzem z za sprężarki. Dotychczasowe łopatki kierownicy turbiny zastąpiono łopatkami chłodzonymi oraz zmieniono niektóre materiały w celu spełnienia wymagań ARB. Prądnico-rozrusznik został zabudowany pod korpusem wlotowym, a agregaty układu zasilania zostały zgrupowane pod sprężarką.

Powstał w ten sposób pierwszy silnik serii 500, Viper 520 o ciągu 1360 kG. W 1964 r. znalazł on zastosowanie jako napęd wojskowego samolotu służbowego De Havilland DH.125 (późniejszy Hawker Siddeley HS.125) Dominie i samolotu służbowego Piaggio-Douglas PD-808. Na cywilnych samolotach służbowych HS.125 zabudowano wersje 521 i 522. Pierwsza ma ciąg zwiększony do 1415 kG, a druga — do 1525 kG. Wzrost ciągu uzyskano przez zwiększenie prędkości obrotowej do 13 760 obr/min. W przypadku wersji 522 temperatura przed turbiną została podwyższona do ok. 890 °C. Nowsze wersje samolotów PD-808 wyposażono w silniki 525 i 526, różniące



8. Przekrój silnika Viper serii 500

się od poprzednio wymienionych tylko szczegółami zabudowy.

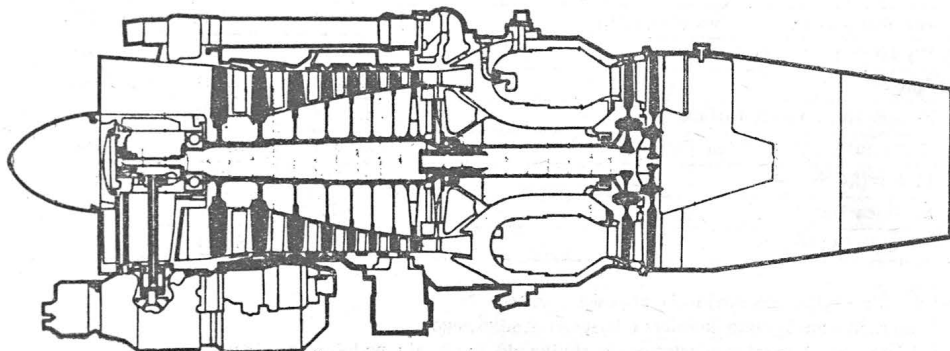
Należy tu podkreślić sukces, jaki odniosły samoloty służbowe HS.125. W końcu 1971 r. znajdowały się w eksploatacji 233 samoloty tego typu, przy czym od 1964 r. do końca czerwca 1971 r. wylatały one 300 000 h.

Logicznym następstwem rozwoju silników serii 500 było ich wykorzystanie do nowych zastosowań wojskowych. Pomyślne wyniki eksploatacji odrzutowych samolotów szkolno-treningowych doprowadziły do powstania nowej ich generacji, a mianowicie samolotów treningowych mogących również wypełniać zadania samolotów COIN, tj. prostsze zadania bojowe z zakresu bezpośredniego wsparcia i rozpoznania. Do napędu tych samolotów zostały przewidziane wojskowe odmiany silników 520, 521 i 522, a mianowicie 530 o ciągu 1385 kG, 531 o ciągu 1439 kG oraz 535 i 540 o ciągu 1548 kG. Wojskowe silniki serii 500 stanowią obecnie napęd samolotów BAC 167 Strike-master (odmiana COIN samolotu Jet Provost), Macchi MB.326 G oraz SOKO Jastreb i Galeb 3.

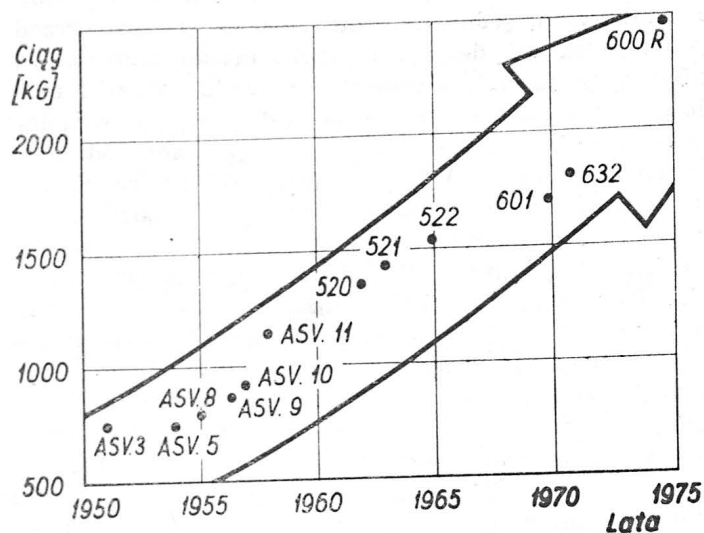
W drugiej połowie lat sześćdziesiątych nastąpiło przejście firmy Bristol Siddeley przez firmę Rolls-Royce (odtąd dawna firma Bristol Siddeley tworzy jeden z oddziałów firmy Rolls-Royce, Bristol Engine Division). Jak wiadomo, firma Rolls-Royce — która od maja 1971 r. jest przedsiębiorstwem państwowym, a jej pełna nazwa brzmi Rolls-Royce (1971) Limited — stanowi jedną z największych organizacji produkujących silniki turbinowe. Firma ma blisko 60-letnie doświadczenie w dziedzinie budowy i eksploatacji silników lotniczych. Zakres ciągu produkowanych obecnie silników odrzutowych wynosi od 1000 do 20 000 kG, a zakres mocy silników wałowych od 700 do 6000 KM. Silniki cywilne Rolls-Royce'a są eksploatowane przez przeszło 200 linii lotniczych, a silniki wojskowe — przez 80 państw. Tradycje firmy w zakresie współpracy międzynarodowej wynoszą przeszło 50 lat. Obecnie współpracuje ona z Francją, NRF, Włochami i Stanami Zjednoczonymi w realizacji programów cywilnych i wojskowych, a silniki Rolls-Royce lub ich zespoły są produkowane z licencji przez 11 krajów. Oprócz silników lotniczych (w tym także tłokowych silników licencyjnych Continental) działalność firmy obejmuje turbinowe silniki przemysłowe, trakcyjne i okrętowe, które w ciągu 15 lat zostały sprzedane w liczbie powyżej 1000 do 34 krajów. Główne ośrodki firmy znajdują się w miejscowościach: Bristol, Coventry, Derby, Glasgow, Leavesden i Dundonald. Pracuje w nich łącznie 61 000 osób.

W 1969 r. zapadła decyzja opracowania następnej serii silników Viper, serii 600, o większym ciągu i mniejszym jednostkowym zużyciu paliwa. Przed powzięciem tej decyzji przeprowadzono szczegółową analizę przyszłych kierunków rozwoju rynku samolotów służbowych oraz następnej generacji samolotów COIN. Doświadczenia z eksploatacji odrzutowych samolotów służbowych wykazały, że średni czas lotu w podróży służbowej wynosi w Europie ok. 60 min, a w USA — ok. 45 min. Stawia to pod znakiem zapytania celowość dążenia do uzyskania dużego zasięgu samolotów służbowych, a tym samym stosowania do ich napędu silników dwuprzepływowych. Oczywiście, silnik dwuprzepływowy jest bardzo korzystnym rodzajem napędu samolotów — w szczególności pod względem zużycia paliwa — jednak biorąc pod uwagę fakt, że w przypadku samolotów służbowych na pierwszym miejscu stawia się niskie koszty samolotu i jego obsługi oraz niezawodność, firma Rolls-Royce nie uznaje silnika dwuprzepływowego za najlepsze rozwiązanie napędu tych samolotów. Podobnie w zastosowaniu do samolotów szkolno-treningowych i samolotów COIN prosty, niezawodny i tani silnik jednoprzepływowy w dalszym ciągu wydaje się lepszym napędem niż wprowadzić sprawniejszy lecz bardziej złożony silnik dwuprzepływowy. Należy przy tym przewidywać, że obecny kryzys paliwowo-energetyczny nie będzie miał żadnego wpływu na ten problem, ponieważ zużycie paliwa przez omawiane grupy samolotów stanowi nie znaczący procent w ogólnym bilansie paliwowym.

Osiągi silników serii 600 zostały podwyższone głównie przez kolejną modyfikację sprężarki polegającą na usunięciu kierownicy wlotowej i zmianie kątów ustawienia łopatek wirnikowych zerowego stopnia i łopatek kierowniczych trzech pierwszych stopni. W wyniku tych zmian wydatek powietrza zwiększył się do 26,5 kG/s (prędkość osiowa na wlocie do sprężarki wzrosła do ok. 180 m/s), a spręż — do 5,8:1 przy prędkości obrotowej 13 760 obr/min. Zwiększyła się także sprawność sprężarki dzięki wyeliminowaniu strat ciśnienia w kierownicy wlotowej. Usunięcie kierownicy wlotowej uprościło poza tym instalację przeciwbłodzeniową i zwiększyło odporność silnika na uszkodzenia przez ciała obce oraz zmniejszyło hałas wytwarzany przez sprężarkę. Ponieważ jedno-stopniowa turbina silników serii 500 dawała graniczny możliwy do uzyskania przy danej prędkości obrotowej spadek entalpii, w silnikach serii 600 — o zwiększonym sprężu — została ona zastąpiona turbiną dwustopniową, o większej sprawności i mniejszej średnicy. Zmniejszona średnica turbiny pozwoliła z kolei na bardziej korzystne — pod względem strat



9. Przekrój silnika Viper serii 600



10. Wykres obrazujący wzrost ciągu silników Viper w czasie 20 lat ich rozwoju

ciśnienia — ukształtowanie kanału wylotowego silnika. Zupełnie zmieniona została również komora spalania. Nową komorę zaprojektowano według najnowszych zasad. Jest ona znacznie krótsza i zamiast dyfuzora o kształcie „paszczy rekina” ma krótki pierścieniowy dyfuzor na wylocie ze sprężarki. Dyfuzor ten zapewnia wstępne prowadzenie i kontrolowane sprężanie strumienia bezpośrednio za kierownicą wylotową sprężarki — za dyfuzorem powietrze spręża się w sposób swobodny. W związku ze zmianą dyfuzora komora została zaopatrzona w wyoblone denko. Nowy dyfuzor daje mniejsze straty ciśnienia i zapewnia bardziej równomierny rozkład temperatury przed turbiną.

Dzięki opisanym powyżej zmianom uzyskano ciąg 1700 kG przy temperaturze przed turbiną 867 °C (odmiana cywilna) i 1815 kG przy temperaturze przed turbiną 935 °C (odmiana wojskowa 632-43). Gabaryty silnika nie uległy zmianie, a ciężar wzrósł nieznacznie (tablica 2).

Próby stoiskowe silników serii 600 rozpoczęto w lutym 1970 r., a już na początku lipca tego samego roku liczba przepracowanych przez silniki godzin wynosiła 650. Próby w locie zostały przeprowadzone

na samolocie HS.125, na którym do końca 1970 r. wylatano 115 h. Próba typu odbyła się w kwietniu 1971 r.

Silnik był rozwijany wspólnie z firmą FIAT (30% udziału w kosztach rozwoju, tj. 6 mln funtów), która opracowała i obecnie produkuje komorę spalania, łącznie z korpusem środkowym, wał łączący turbinę ze sprężarką i kanał wylotowy.

Silniki serii 600 zostały zastosowane do napędu samolotów służbowych Hawker Siddeley HS.125-600 i Beechcraft Hawker BH-600 oraz samolotu COIN Macchi MB.326 K (o udźwigu uzbrojenia ok. 1850 kG). Zostały one poza tym wybrane do napędu budowanego obecnie jugosłowiańsko-rumuńskiego samolotu treningowo-bojowego Jurom.

Mówi się o silnikach serii 600 z wtryskiem wody do sprężarki dającym przy równoczesnym zwiększeniu prędkości obrotowej wzrost ciągu startowego o 10%. Do wojskowych silników serii 600 zaprojektowano dopalacz, który zwiększałby ciąg startowy silników do 2470 kG (przy jednostkowym zużyciu paliwa 1,98 kG/kGh).

Silniki serii 600 zamykają dotychczasowy okres rozwoju silników Viper. O planach ich dalszego rozwoju będzie mowa w jednym z następných rozdziałów.

Opisując rozwój silników Viper nie można nie zwrócić uwagi na fakt, że ich układ zasilania — hydro-mechaniczny typu otwartego — nie uległ większym przeobrażeniom od czasu zbudowania silnika ASV.5 (kiedy to wprowadzono do niego niezbędne zmiany w związku z przystosowaniem silnika do napędu samolotów załogowych) aż do czasu opracowania serii 600. Otwarty układ zasilania, tj. układ bez regulatora prędkości obrotowej, na pewno mniej nadaje się do silników o bardziej złożonej konstrukcji i wysoko obciążonych zespołach, które wymagają dokładniejszego utrzymywania zadanej prędkości obrotowej i dopuszczalnej temperatury przed turbiną, dokładniejszego sterowania elementami mechanizacji sprężarki oraz programowego sterowania procesem przyspieszania, jednak w zastosowaniu do prostych silników jego niezaprzeczną zaletą jest znacznie większa niezawodność pracy i łatwiejsza obsługa. I właśnie temu należy przypisać, że w najnowszych silnikach Viper nie został on zastąpiony nowocześniejszym układem zasilania.

Tablica 2. Dane silników Viper z drugiego etapu rozwoju

	520	521	522	535	601	632	600 R (projekt)
Ciąg startowy [kG]	1 360	1 415	1 525	1 548	1 700	1 815	2 472
Prędkość obrotowa [1/min]	13 400	13 760	13 760	13 760	13 760	13 760	13 760
Jednostka zużycia paliwa [kG/kGh]	1,03	0,99	1,01	1,01	0,94	0,97	1,98
Wydatek powietrza [kG/s]	23	24	24	24	26,5	26,5	26,5
Spręż	5,35:1	5,6:1	5,6:1	5,6:1	5,8:1	5,8:1	5,8:1
Temperatura przed turbiną [°C]	ok. 830	ok. 830	892	ok. 900	867	935	935
Temperatura za turbiną [°C]	ok. 650	ok. 640	700	ok. 710	675	745	745
Ciężar [kG] ¹	ok. 340	339	351	354	376	367	517
Średnica [mm] ²	622	622	622	622	622	622	—
Długość [mm] ³	1 806	2 164	2 164	—	2 164	—	—

¹ Ciężar silnika nie obejmuje prądnico-rozrusznika

² Mierzona na tylnym kolnierzu korpusu środkowego

³ Mierzona od przekroju wlotowego silnika do przekroju wylotowego dyszy

Nowe materiały konstrukcyjne na elementy silników odrzutowych

W miarę rozwoju konstrukcji i technologii silników turbinowych rosła rola materiałów. Z drugopłanowej pozycji w stosunku do myśli i rozwiązań konstrukcyjnych w początku ery odrzutowców stały się one obecnie ważnym czynnikiem, w znacznej mierze decydującym o perspektywach i możliwościach rozwoju silników.

W stosunku do pierwszych konstrukcji obecnie jednostkowe zużycie paliwa jest mniejsze o więcej niż połowę, stosunek siły ciągu do ciężaru wzrósł potrójnie, a okres eksploatacji wzrósł z kilkudziesięciu do 12 000 godzin i więcej. Niemala w tym zasługa współczesnych materiałów.

Obecnie temperatura gazów na wlocie do turbiny nowoczesnych silników osiąga 1200 °C przy trwałości elementów do 30 000 h a niewykluczone, iż w najbliższym dziesięcioleciu opracowane będą silniki pracujące w temperaturach rzędu 1600 °C przy spełnionych wymaganiach również długiej trwałości elementów. Równocześnie z wprowadzeniem nowych materiałów harmonijnie rozwijają się nowe formy konstrukcyjne silników, prowadząc do konstrukcji integralnych i modułowych [1]. Oba te kierunki rozwoju są ze sobą ściśle związane i równie ważne.

Perspektywy rozwoju materiałów w silnikach turbinowych

Głównym kierunkiem rozwoju konstrukcji silników lotniczych jest ciągły wzrost stosunku siły ciągu do ciężaru. Osiąganie coraz większych mocy przy mniejszym ciężarze własnym wymaga opracowywania nowych materiałów o lepszych parametrach.

Rysunek 1 [2] przedstawia schematycznie tendencje rozwojowe poszczególnych zespołów silnika i perspektywy ich urzeczywistnienia przez zastosowanie nowych materiałów względnie technologii. Na rysunku 1 uwzględniono dwa typy statków latających, a mianowicie o przeznaczeniu militarnym (odpowiedniki F-111 lub F-15) i transportowce dalekiego zasięgu (odpowiedniki C5A lub Boeing 747). Wielkość promieni okręgów w kolumnach 4 i 5 świadczy o wadze danego kierunku dla poszczególnych typów samolotów, a w kolumnie 1 o możliwości ich rozwoju na drodze stosowania nowych materiałów względnie technologii. Jak wynika z rysunku 1, największe możliwości rozwoju wskutek zastosowania nowych materiałów przewiduje się w zespołach wentylator-sprężarka i ka-

W artykule zwrócono uwagę na zależność rozwoju nowych konstrukcji od stosowania nowych materiałów konstrukcyjnych i nowych technologii.

Omówiono nowe materiały już stosowane, a więc stopy tytanu, z których wykonuje się elementy sprężarek silników odrzutowych oraz elementy konstrukcyjne płatowca. Podano właściwości i zalety tytanu i jego stopów już stosowanych w zależności od ich składu fazowego, a także podano nowe stopy, które są w stadium opracowania lub badania.

Następnie omówiono trzy grupy stopów żarowytrzymałych: stopy o osnowie niklowej, o osnowie kobaltowej i o osnowie chromowej. Dwa pierwsze stopy od dawna już są stosowane na łopatkach i inne elementy turbin gazowych, a nad stopami o osnowie chromowej prowadzone są badania, których wyniki są b. zadowalające, szczególnie z uwagi na ich b. dobrą żarowytrzymałość.

dłub, a najmniejsze w odniesieniu do turbiny. Opracowanie nowych stopów tytanu oraz nowych kompozytów o wysokim stosunku granicy plastyczności do ciężaru właściwego stwarza szerokie możliwości rozwoju zespołu wentylator-sprężarka. Te same materiały mogą znaleźć zastosowanie w budowie kadłuba.

Natomiast rozwój zespołów turbina-komora spalania przez zastosowanie nowych materiałów jest znacznie mniej perspektywiczny. O ile w komorze spalania możliwy jest pewien postęp przez zastosowanie bardziej żaroodpornych stopów, to w odniesieniu do elementów turbiny perspektywy są mniej widoczne. Wysoko żarowytrzymałe stopy na osnowie niklu i kobaltu osiągnęły praktycznie kres swych możliwości. Pewne nadzieje wiąże się z możliwością zastosowania stopów niklu typu TD utwardzanych dyspersyjnie ThO₂. Dopóki jednak nowe stopy oparte na chromie względnie metalach trudno topliwych nie wyjdą z fazy prób laboratoryjnych, rozwiązań należy szukać na drodze konstrukcyjnej, np. łopatek chłodzonych powietrzem itp.

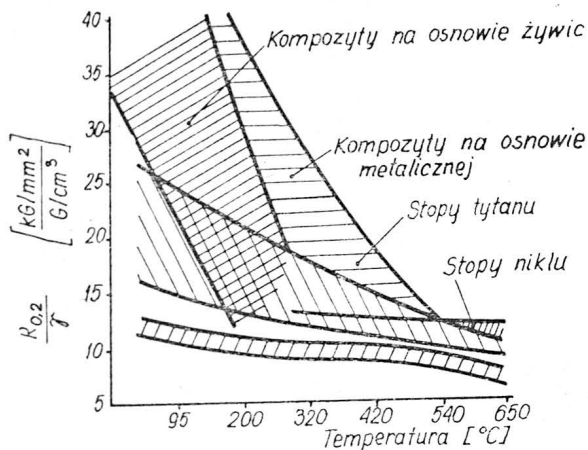
Rysunek 2 przedstawia stosunek granicy plastyczności do ciężaru właściwego dla kilku rodzajów materiałów stosowanych na elementach sprężarek [2]. Jak widać na rysunku, stopy tytanu mają wyraźną przewagę nad stalami, ale mają groźnych konkurentów w materiałach złożonych (kompozytach) w niższych zakresach temperatur i żarowytrzymałych stopach na osnowie niklu w zakresie wyższych temperatur.

Na rysunku 3 [2] przedstawiono zależność wytrzymałości trwałej 100-godzinnej w zależności od temperatury dla kilku grup materiałów stosowanych na

Nowe materiały lub technologie	Zespół	Kierunek rozwoju	Lotnictwo wojskowe	Lotnictwo transportowe
○	wentylator sprężarka	wysoki stopień sprężania	○	○
		zmienna geometria	○	○
○	turbina	wysokie temperatury	○	○
○	komora spalania i rura wylotowa	małe straty	○	○
○	kadłub	mały ciężar	○	○

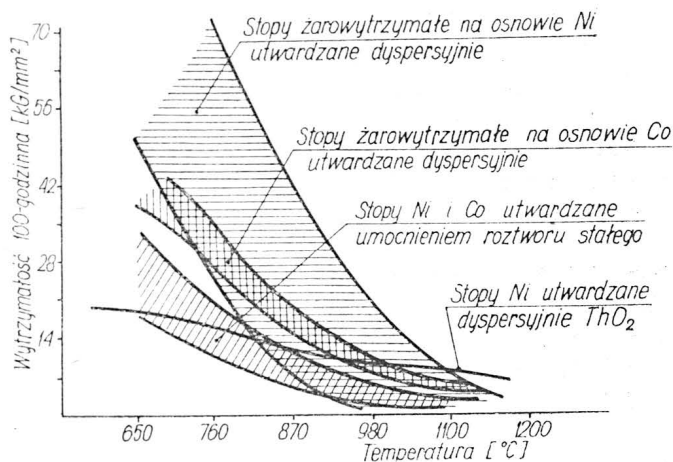
1. Znaczenie poszczególnych czynników w rozwoju silników turbinowych

Tablica 1. Materiały stosowane na główne elementy silników



2. $R_{0,2}$ dla kilku grup materiałów stosowanych na elementy sprężarek w zależności od temperatury

U w a g a: obszar poniżej kompozytów dotyczy stopów tytanu



3. Wytrzymałość 100-godzinna materiałów na elementy turbin gazowych w zależności od temperatury

elementy turbin gazowych. Jak wynika z rysunku, powyżej 1100 °C jedynym materiałem mogącym znaleźć zastosowanie są stopy niklu utwardzane dyspersyjnie.

Rysunek 4 [2] pokazuje tendencje wzrostu temperatury na wlocie turbiny i związany z tym rozwój

Element	Materiał				
	kompozyty	stopy tytanu	stopy żarowytrzymałe	stopy aluminium	stale
Łopatk i tarcze wentylatora i sprężarki	x	x	x	—	x
Części komory spalania i rury wylotowej	—	—	x	—	—
Łopatk turbiny	—	—	x	—	—
Części kadłuba	x	x	x	x	x

stopów żarowytrzymałych. Jak widać na rysunku, rozwój stopów został znacznie w tyle za tendencjami rozwoju turbin.

W tablicy 1 zestawiono współczesne materiały stosowane w poszczególnych zespołach nowoczesnego silnika. Na przykład w nowoczesnym silniku IT9D stosowanym w samolocie Boeing 747 zużycie poszczególnych materiałów w stosunku do ciężaru całości przedstawia się następująco: 25% stopu tytanu, 40% stopy żarowytrzymałe, 6% niemetale i kompozyty, reszta inne stopy metali (stale, aluminium itp.). Poniżej omówiono poszczególne grupy materiałów.

Stopy tytanu

Tytan stosowany obecnie jako materiał konstrukcyjny w budowie samolotów zastępuje częściowo stopy aluminiowe i stal. Prace nad stopami tytanowymi prowadzone są intensywnie głównie w ZSRR, USA i Anglii. Metalurgia tytanu należy do najmłodszych dziedzin metalurgii i znajduje się w ciągłym rozwoju. Stopy tytanu klasyfikuje się w zależności od składu fazowego jako stopy tytanowe α , $\alpha + \beta$ lub β .

W lotnictwie stopy tytanowe stosuje się głównie na elementy sprężarek silników odrzutowych i elementy konstrukcyjne płatowca. Tytan i jego stopy są jednym z bardziej perspektywicznych materiałów w lotnictwie. Stopy tytanu uwzględniając ich ciężar

Dokończenie na str. 25

Tablica 2. Własności stopów tytanu

Własności	Ti bez dodatków stopowych	Stopy α -Ti	Stopy $\alpha + \beta$ -Ti	Stopy β -Ti
Wytrzymałość w stanie wyżarzonym w 20°C Rm KG/mm ²	30—75	70—85	85—105	90—100
Żarowytrzymałość	niska do 300°C	dobra do 600°C	dobra do 500°C	dobra do 500°C
Odporność na pełzanie	niska do 250°C	dobra do 600°C	dobra do 450°C	dobra do 480°C
Stabilność cieplna	dobra	dobra do 500—600°C	dobra do 300—500°C	dobra do 300°C
Zdolność do starzenia	—	—	+	+
Odkształcalność	20°C od dobrej do miernej 300°C — dobra	20°C — zła 600—700°C dobra	20°C — zła 500—650°C dobra	20°C — mierna 500°C — dobra
Spawalność	dobra	dobra	od dobrej do złej	dobra
Możliwość stosowania przy długotrwałym obciążeniu	do 300°C	450—600°C	300 do 450°C	do 300°C

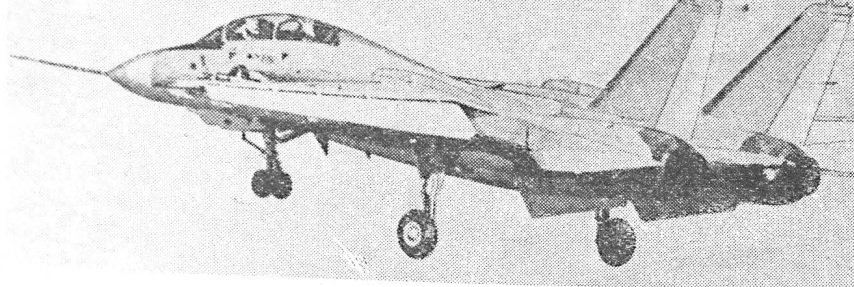
2-miejscowy wielocelowy myśliwiec odrzutowy bazujący na lotniskowcach

KONSTRUKCJA. 2-silnikowy średniopłat ze zmienną geometrią płata.

Płat wolnonośny, o zmiennej geometrii, ze skosem od 20° do 68°. Do hangarowania na lotniskowcach skos 75° (wówczas skrzydła zachodzą nad statecznik poziomy). Skos jest automatycznie utrzymywany, by zapewnić maksymalny stosunek C_x/C_z w funkcji liczby Ma. Może być on również dobierany ręcznie, lecz skrzydło jest zabezpieczone przed nadmiernym obciążeniem go przy zmniejszaniu skosu przy zbyt dużych prędkościach. Przy operacjach bombardowania (z dużych i średnich wysokości) skos jest ustalony na 54° dla $Ma < 0,94$. Krótkie odcinki ruchome skrzydeł o konstrukcji skorupowej i obrysie trapezowym oraz szeroka część centralna umożliwiają względnie lekką konstrukcję przegubów. Rozstaw punktów obrotu 5,44 m. Wewnętrzne części skrzydeł, przylegające do kadłuba, nieznacznie wygięte łukowato w płaszczyźnie czołowej w celu zminimalizowania pola przekroju poprzecznego i oporu falowego. Środkowa część płata konstrukcji dźwigarowej, z jednocześnie dźwigarem skrzynkowym ze stopu tytanu Ti-6Al-1V, spawanym wiązką elektronów. Rozpiętość dźwigara 6,70 m. Powierzchnie płata ze stopów tytanu: dolna Ti-8Al-4V i górna, ze względu na dominujące naprężenia ścisiskające, z Ti-6Al-6V-2Sn. Czopy mechaniczmu obrotowego o teflonowych powierzchniach roboczych. Sloty (dwuczęściowe), klapy (trzyczęściowe) i spolery prawie na całej rozpiętości skrzydła ruchomego. Dla zwiększenia zdolności manewrowej w walce sloty i dwie zewnętrzne części klap wychylają się odpowiednio do 8,5° i 10° przy skosie 20°. Przednie skrzydełko o kształcie trójkątym wytwarzają dodatkową siłę nośną przed środkiem ciężkości, częściowo równoważąc moment pochylający, który pojawia się przy przesuwaniu się środka parcia do tyłu na dużych prędkościach. Skrzydełko o nieopływowej krawędzi natarcia, sterowane przez komputer, normalnie są schowane, wysuwają się o 15° przy locie nadźwiękowym. W locie przostolinowym nie wytwarzają siły nośnej (tylko niewielki opór), lecz mają znaczny wpływ na zwrotność w locie nadźwiękowym. Odciążają one usterzenie poziome i tył kadłuba, i tak np. obciążenie usterzenia w zakresie przy 4 g zmniejszono z ok. 3000 kG do 2000 kG. Zmniejsza to nie tylko opór czołowy spowodowany wychyleniem steru wysokości dla zrównoważenia samolotu, lecz również moment zginający kadłuba. Ponadto przesuwanie się środka parcia do tyłu i zwiększanie skosu powodują zmniejszenie sterowności podłużnej, tak że danemu ruchowi drążka odpowiada mniejszy przrrost współczynnika obciążenia. Skrzydełka temu zapobiegają. Mogą być też one wysunięte na małych prędkościach, współdziałając z klapami i slotami. Poza tym zmniejszają moment skręcający w przegubach skrzydła o 10%.

Kadłub. Centralna część kadłuba jest prostą konstrukcją skrzynkową, mieszcząca zbiorniki paliwa; część przednią tworzy nos z wyposażeniem i kabiną pilotów. Tylna część ma zwężający się kształt profilu z przewodem zlewania paliwa na końcu. Hamulce aerodynamiczne umieszczone na górnej i dolnej powierzchni z tyłu, między podstavami stateczników pionowych.

Usterzenie. Usterzenie pionowe podwójne zamontowane z tyłu na każdej gondoli silnika. W końcówce każdego zespołu elektroniczne wyposażenie zakłócające. Stery wystarczają do utrzymania samolotu przy nagłej stracie ciągu jednego silnika przy V_{max} . Pokrycie przekładkowe, ulowe. Bardzo duże płytowe usterzenie poziome (jak zwykle w samolotach o zmiennej geometrii pracuje jako sterolotka. W konstrukcji zastosowano żywicę epoksydową wzmocnioną włóknami boru. Pod każdą gondolą silnika płytwa dodatkowa zwiększająca stateczność kierunkową przy dużych g, gdy usterzenie pionowe może być zacieniane.



Podwozie. Trójkołowe z przednim punktem podparcia. Koła przednie bliźniacze chowane do tyłu. Zespoły podwozia głównego, z pojedynczymi kołami, chowają się w kierunku do przodu i do góry. Hak zaczepowy w tyle kadłuba, chowany w małą owiewkę podkadłubową. W przodzie kadłuba uchwyt do katapulty.

Napęd. Dwa silniki turbowentylatorowe Pratt-Whitney TF 30-P-412, każdy o ciągu 9344 kG z dopalaniem, szeroko rozstawione w celu zmniejszenia prawdopodobieństwa unieszkodliwienia całego napędu jednym pociskiem, zamontowane w kanałach, które po otwarciu zapewniają dostęp wystarczający dla obsługi. Rozrusznik powietrzny, turbiny, AiResearch ATS 200-50. Zbiorniki paliwa na 9100 kG, wewnętrzne w kadłubie i ruchomych częściach skrzydeł na 7460 kG i zewnętrzne na 1640 kG. Wloty do silników proste, dwuwymiarowe (płaskie), z zewnętrznym układem fal uderzeniowych. Wewnątrz wlotu ruchome klapki na podwójnych zwiasach, automatycznie zapewniające zmienny przepływ powietrza do silników wraz ze zmieniającymi się warunkami lotu. Klapki mogą odchylić się ku górze, zwiększając przekrój krytyczny dyszy i w ten sposób zwiększając wielkość przepływu przy małych prędkościach, bez potrzeby stosowania otworów zasysających po bokach wlotu. Każdy wlot jest ustawiony nieco ukośnie do kadłuba, od którego jest oddzielony o około 0,25 m, co jest wystarczającym przeswitem dla turbulentnej warstwy przyściennej kadłuba, by przeszła między kadłubem a wlotem bez zakłócenia przepływu wewnątrz wlotu. Kanały wlotów silników i struktura tylnych gondoli zostały zaprojektowane przez firmę Rohr. Kanał wlotu wykonany jest głównie z płyt przekładkowych z aluminium wypełnionym ulowym, podczas gdy struktura tylnej gondoli ma wypełniacz ulowy tytanowy spawany do pokrycia.

Wyposażenie. Fotele załogi wyrzucane rakiety, działające przy zerowej prędkości i wysokości, typu Martin-Baker GRU-7A. Osłona kabiny jednoczęściowa. Dla ochrony załogi płyta pancerna montowana wewnątrz. Elektronika: układ sterowania uzbrojeniem Hughes AN/AWG-9. System zobrazowania pionowy i poziomy Kaiser Aerospace An/AVA-12, układ zakłócania, identyfikator swój-obcy, bezwładnościowy układ nawigacji, komputer.

Uzbrojenie. Jedno działko 20 mm General Electric M61-A1 Vulcan zamontowane po lewej stronie przodu kadłuba. Cztery pociski powietrze-powietrze Sparrow częściowo ukryte w podwoziu. Dwa wsporniki, każdy po jednej stronie stałej części skrzydła niosą odrzucone zbiorniki paliwa i cztery pociski Sidewinder, zamontowane po bokach każdego wspornika.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W 1969 r. w wyniku zwycięstwa w konkursie został wybrany nowy myśliwiec dla US Navy, w pierwszej fazie konkursu znany jako VFX, obecnie F-14. Konkurs rozegrano między pięcioma spółkami, a w końcowej fazie między Grummanem i Douglasem. Pierwszy lot prototypu F-14A — 21.12.1970 r. Podczas podchodzenia do lądowania w drugim locie samolot rozbił się całkowicie wskutek

całkowitej niesprawności instalacji hydraulicznej. Obaj piloci katapultowali się pomyślnie z wysokości 15 m. Próby w locie wznowiono 24.05.71 r. na drugim prototypie. Ponad siedem F-14A latało do końca 1971 r. Badania zdolności współdziałania z flotą przeprowadzono w 1973 r. Położono nacisk na wyprodukowanie samolotu stosunkowo małego, lekkiego, o wysokich osiągnięciach, przedstawiającego znaczny postęp w porównaniu z bieżącym Phantom II i ostatnim radzieckim samolotem bojowym. W konstrukcji płatowca zastosowano najnowsze osiągnięcia techniki oraz tytan dla uzyskania optymalnego stosunku wytrzymałości do ciężaru. Wytrzymałość konstrukcyjna i wysoki stosunek ciągu do ciężaru ma zapewniać połączenie maksymalnej prędkości przekraczającej $Ma = 2$ ze zdolnością walki powietrznej w bezpośredniej bliskości nieprzyjaciela. Skrócono okres rozwoju i zmniejszono ryzyko dzięki zastosowaniu już istniejącego układu awionicznego, podwozia rozwiniętego z A-6 Intruder i sprawdzonych silników w początkowej wersji. Zaprojektowano 3 wersje F-14: F-14A wersja początkowa; F-14B płatowiec i awionika ogólnie te same co w A, lecz napędzany przez silnik turbowentylatorowy Pratt-Whitney F401 o ciągu z dopalaniem 12 700 kG; F-14C rozwinięcie B z nową awioniką i uzbrojeniem. Do 1.10.73 r. latało 38 sztuk, w tym 12 prototypów.

Uwagi. F-14 jest pierwszym zachodnim samolotem, w którym zastosowano materiały kompozytowe na elementy przenoszące obciążenia. Powierzchnie stateczników poziomych z tych materiałów są lepsze od analogicznych z tytanu o 83 kG. Pokrycia z boru stanowią 0,6% ciężaru konstrukcji (24,4% Ti, 39,4% stopy Al, 17,4% stal). Dzięki badaniom spawania stopów tytanu wyeliminowano w wielu miejscach stal (ze względu na jej złe własności zmęczeniowe). Trwałość zmęczeniowa konstrukcji 6000 h. W próbach w locie osiągnięto m.in.: prędkość nurkowania na małej wysokości 1856 km/h, kąty natarcia +90° i -50°, a przy stanie ustalonym +77° (duży wpływ kadłuba na C_z).

DANE TECHNICZNE

Wymiary zewnętrzne

Rozpiętość	
ze skosem min.	19,54 m
ze skosem maks.	10,12 m
ze skosem do hangarowania	10,05 m
Długość całkowita	18,86 m
Wysokość całkowita	4,88 m
Rozpiętość usterzenia	9,97 m

Ciężary (obliczeniowe)

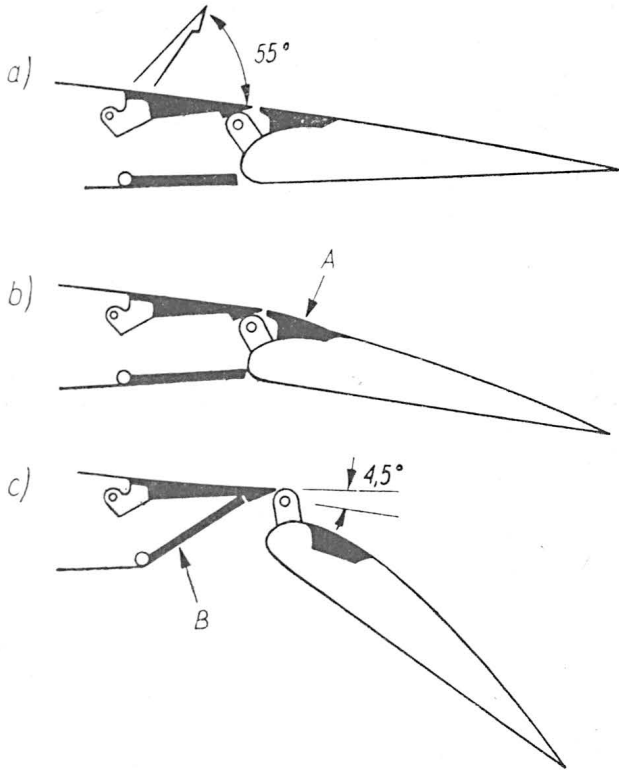
Ciężar własny	17 010 kG
Normalny ciężar startowy	25 990 kG
Maksymalny ciężar startowy	30 023 kG
Ciężar do lądowania	22 225 kG

Osiągi

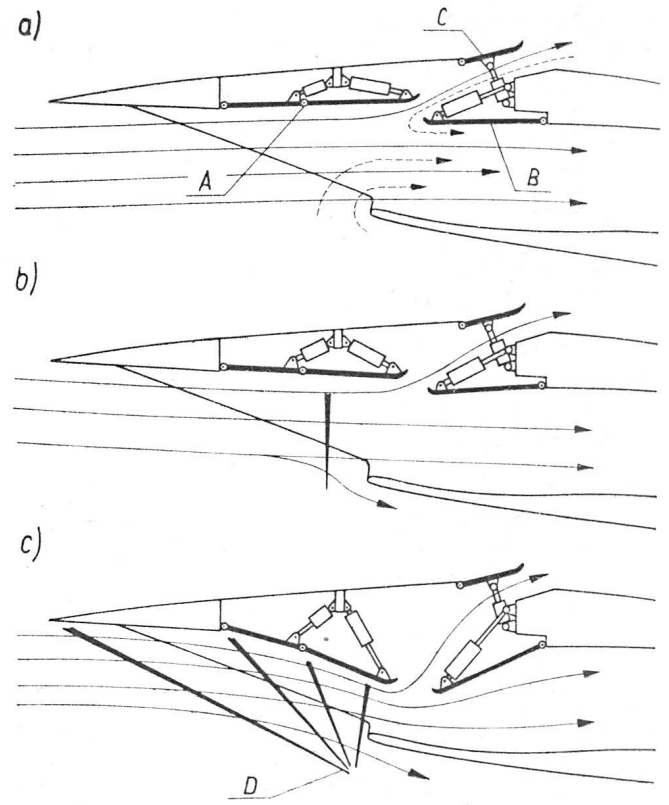
Rozbieg (bez dopalacza, $Q = 28 980$ kG)	ok. 1000 m
Prędkość maksymalna ($H = 12$ km)	$Ma = 2,3$
	2500 km/h.
Prędkość maks. z podwieszonym uzbrojeniem	ok. 1470 km/h
Prędkość min.	ok. 192 km/h

T.W.

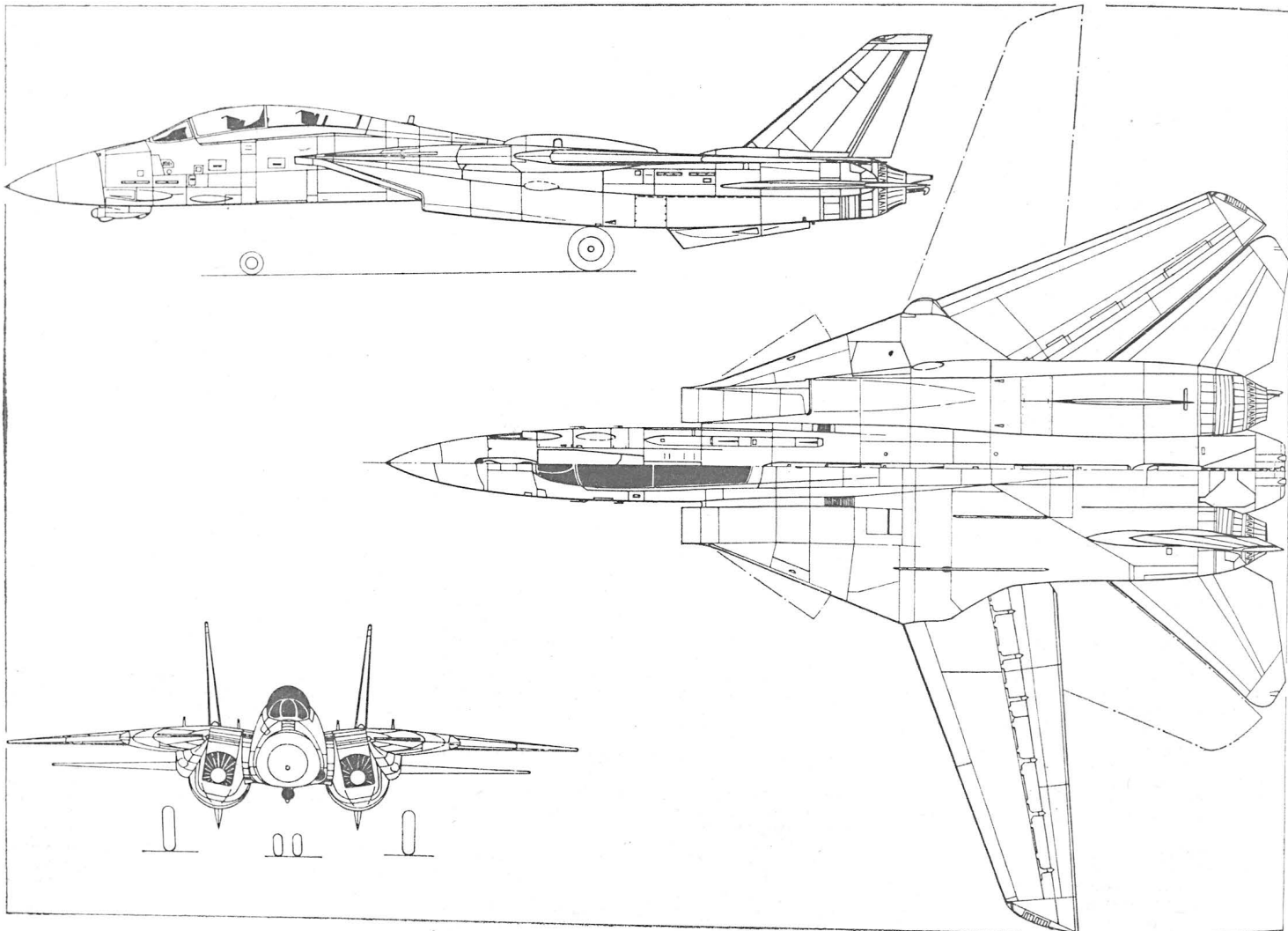
Grumman F-14A



1. Układ kłap: a) kłapy schowane, b) kłapy wypuszczone do manewrowania (0° do 10°), c) kłapy wypuszczone zupełnie (35°), A — pokrywa szczeliny, B — ruchoma ścianka szczeliny



2. Wlot silnika o zmiennej geometrii, z zewnętrznym sprzężaniem i trzech falach uderzeniowych: a) przepływ poddźwiękowy, b) przepływ przydźwiękowy, c) przepływ nadźwiękowy, A — przegubowa kłapa wlotu, B — ruchoma kłapa dyfuzora, C — kłapa upustowa, D — fale uderzeniowe



Wyczynowy szybowiec klasy standard

KONSTRUKCJA. - Jednomiejscowy wolnonośny średniopłat.

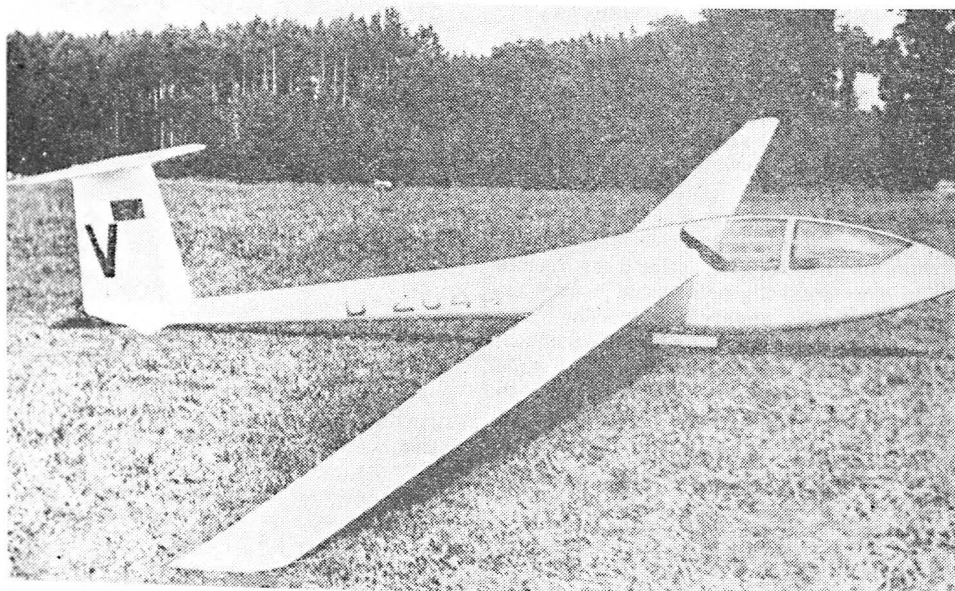
Plat. Dwudzielny, dwutrapezowy o profilu laminarnym Wortmanna. Konstrukcja skorupowa przekładkowa z laminatu szklanego z wypełniaczem z twardej pianki, pasy dźwigara laminatowe zbrojone włóknem szklanym ułożonym wzdłużnie, srodek z laminatu szklanego z wypełniaczem z balsy, połączenie płata z kadłubem za pomocą okuć widelcowych. Na krawędzi spływu obrotowo zamocowane kłapy wyporowe (na rozpiętości od kadłuba do lotek) spełniające także rolę hamulców aerodynamicznych. Napęd obrotowych kłap i lotek przyłączany w sposób automatyczny oraz połączenie skrzydeł jednym sworzniem głównym umożliwia bardzo łatwy i szybki montaż. Napędy kłap i lotek ukryte wewnątrz konstrukcji. W nosku skrzydeł zamontowane dwa plastikowe zbiorniki na balast wodny o pojemności 35 l każdy. Opróżnianie zbiorników następuje poprzez centralny spust.

Kadłub. Konstrukcja skorupowa z laminatu szklanego wzmocniona w obszarze płata kształtowymi profilami z laminatu szklanego. Osłona kabiny dwuczęściowa, dzielona, przednia stała, tylna odemowana. Dotyczy to jednak tylko prototypu. Dla serii przewidziana jest duża, jednoczęściowa osłona, otwierana na prawo. Fotel pilota z ustawianym w 11 pozycjach oparciem oraz osobną nadmuchiwaną poduszką podudową. Pedale steru kierunku przestawialne w locie z możliwością dobrania jednego z dziesięciu położeń. Tablica przyrządów wraz ze swoimi czterema naczyniami wyrównawczymi (z laminatu) daje się łatwo zdjąć, co ułatwia kontrolę lub czynności związane z montażem. Kabina wyposażona jest także w niezbędne elementy do zamontowania kompletnej instalacji tlenowej, skrzynki na baterie, aparatury radiowej i barografu. Kadłub wyposażony w dwa oddzielne zaczepy, przedni i tylny.

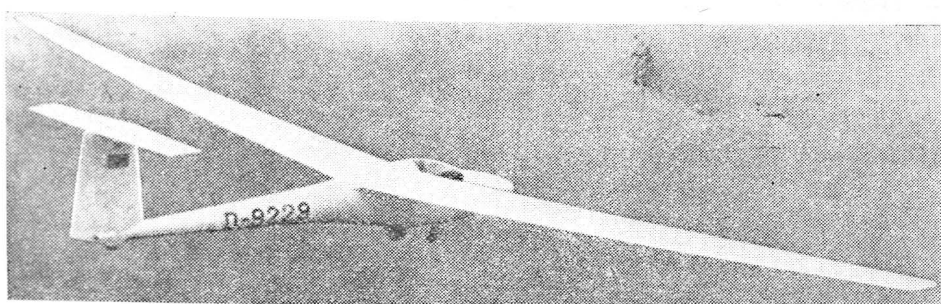
Usterzenie. W układzie T. Konstrukcja usterzenia kierunku skorupowa z laminatu szklanego. Usterzenie wysokości skorupowe z laminatu szklanego z wypełniaczem piankowym. Stery z tłumieniem wahań i wyważeniem sprężynowym. Połączenie napędu steru wysokości automatyczne. Napęd usterzenia całkowicie zakryty. W stateczniku kierunku zamontowano na stałe antenę radiową.

Podwozie. Chowane koło główne o wymiarach 400 x 4 z hamulcem szczękowym. Stałe kółko ogonowe.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Firma Glasflügel w Schlattstahl była jednym z pionierów w budowie szybowców laminatowych. Rodzinę szybowców Libelle otwiera szybowiec H-301 Libelle, oblatany 7.3.1964 r., który był mimo rozpiętości 15 m szybowcem klasy otwartej z powodu kłap i chowanego podwozia. Wykonano 100 sztuk tego szybowca. Jego następcą został później większy szybowiec klasy otwartej Kestrel. W 1963 r. rozpoczęto produkcję szybowca bez kłap i ze stałym podwoziem nazywając



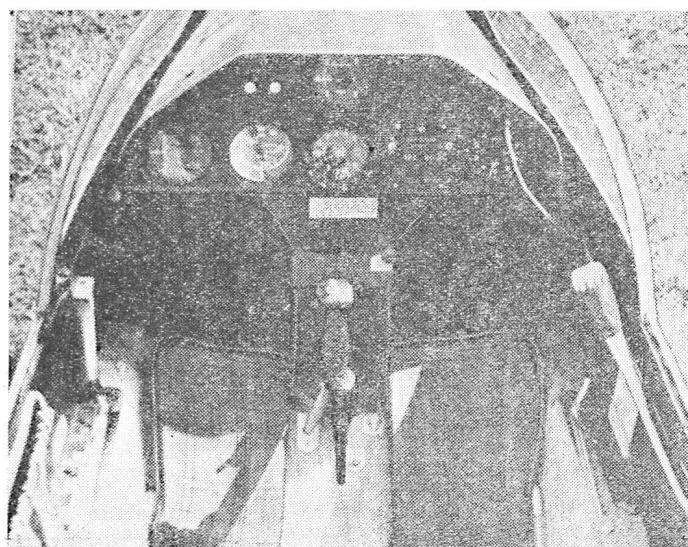
Standard-Libelle 204. Obrotowe kłapy całkowicie wychylone o kąt 60°



Club-Libelle 205

go Standard-Libelle 201. Jego prototyp oblatano 25.10.57 r. Szybowiec ten zdobył bardzo duże powodzenie wśród szybowców, ustanawiając swoisty rekord w liczbie wyprodukowanych szybowców jednego typu. W końcu roku 1973 wyprodukowano 500 maszyn. Wersja produkowana w późniejszym okresie serii nosiła oznaczenie Standard-Libelle 201B i różniła się od wcześniejszych szybowców większym ciężarem maksymalnym w locie (350 kg zamiast 300 kg), co obok zabrania większego ładunku, umożliwiło także zabudowę balastu wodnego. U-

częstniczyły one w Mistrzostwach Świata w Lesznie, Marfie, Vršac. W Lesznie miejsca 2 i 5 zdobyli piloci latający właśnie na Standard-Libelle 201. Rozwijając tak udaną konstrukcję powstała kolejna wersja Standard-Libelle oznaczona numerem 202. Wykonano tylko jeden szybowiec tego typu przystępując do prób z szybowcem Standard-Libelle 203, w którym zaprowadzono szereg zasadniczych zmian w stosunku do poprzednich wersji. Przede wszystkim ulepszony kadłub (na pierwszy rzut oka podobieństwo z Kestrel), dwu-

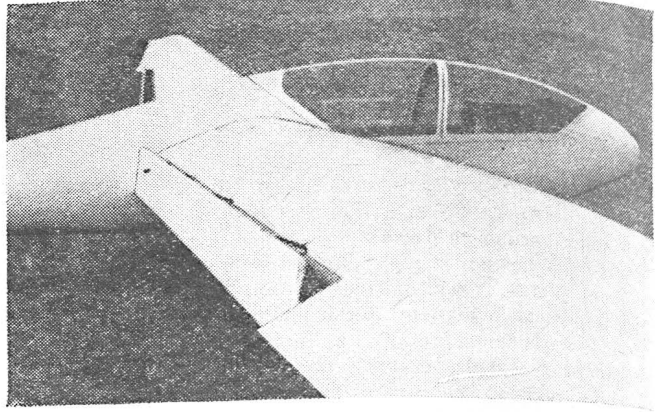


Tablica przyrządów Std-Libelle 204

Glasflügel Standard-Libelle 204

częściowa osłona kabiny (tylko w pierwszym prototypie, gdyż drugi miał osłonę jednoczęściową) oraz bardzo widoczna zmiana w porównaniu do tradycyjnej Libelle, usterzenie w układzie T. W Standard-Libelle 203 niektórzy szybownicy upatrywali następcę 201, ale powstała następna wersja Standard-Libelle 204. Odpowiada ona w znacznym stopniu swej poprzedniczce 203. Zasadnicza różnica leży w układzie i formie klap wyporowych, pełniących także rolę hamulców aerodynamicznych. Typ 204 jest szybowcem odpowiadającym nowemu regulaminowi FAI dla klasy standard. Firma Glasflügel przewiduje zbudowanie 600 szybowców tego typu.

14 września 1973 roku oblatano nowy typ z rodziny Libelle oznaczony Club-Libelle 205. Na pierwszy rzut oka przy-



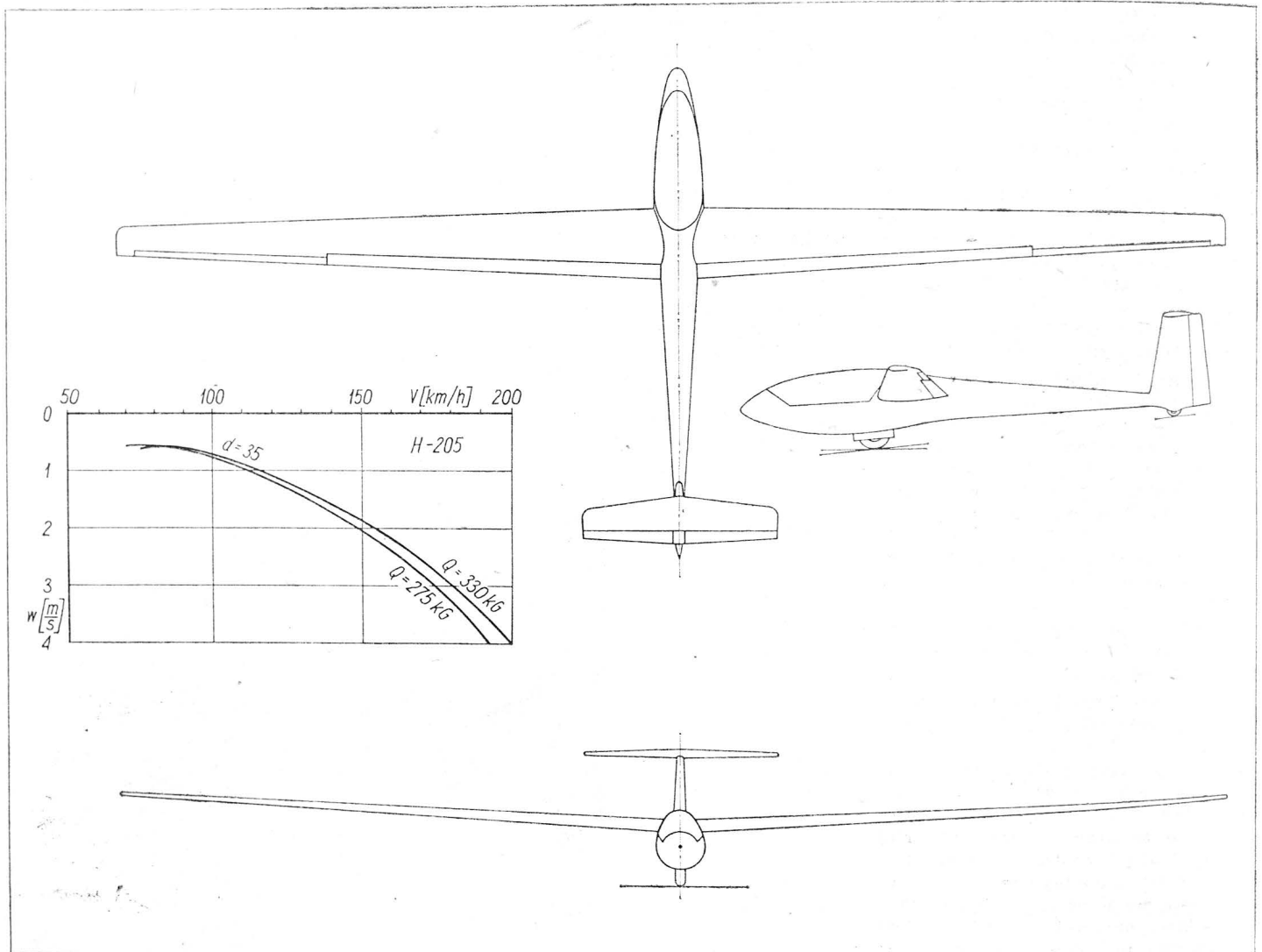
Klapy Std-Libelle 204

pomina 201. Nie jest to chyba przypadkiem, gdyż 205 jest odpowiedzią firmy Glasflügel na występujące duże zapotrzebowanie na dobry klubowy szybowiec. Club-Libelle 205 zawiera w sobie doświadczenia z eksploatacji swoich

starszych „siostr”. Kadłub i stałe podwozie przypomina 201, obrotowe klapy i usterzenie T, jak w 203 i 204. Przewiduje się od sierpnia 1974 roku rozpoczęcie sprzedaży Club-Libelle 205, której cena została ustalona na 22 000 DM.

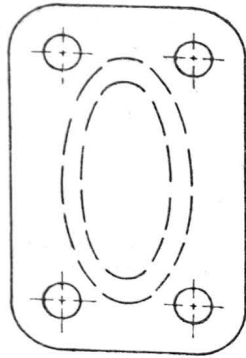
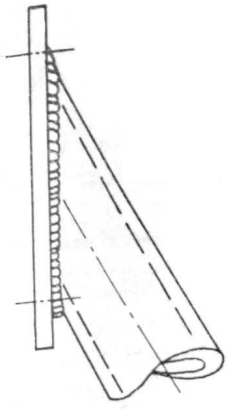
DANE TECHNICZNE	Standard-Li-	Club-Li-	Standard-Li-	Club-Li-
	belle 204	belle 205		belle 204
Rozpiętość	15 m	15 m	Maks. obciążenie pow.	38,8 kG/m ² 33,7 kG/m ²
Długość	6,4 m	6,4 m	Dopuszczalna prędkość	250 km/h 200 km/h
Wysokość	1,37 m	1,4 m	w burzliwej atmosferze	— 64 km/h
Pow. nośna	9,8 m ²	9,8 m ²	Prędkość minimalna	— 62 km/h 60 km/h
Wydłużenie	23	23	— bez klap	0,6 m/s 0,56 m/s
Ciężar własny	210 kG	200 kG	— z klapami	75 km/h 67 km/h
Ładunek (maks. w kadłubie)	128 kG	130 kG	Minimalne opadanie	38 35
Maksymalny balast	70 kG	—	— przy prędkości	85 km/h 90 km/h
Maks. ciężar w locie	380 kG	330 kG	Najlepsza doskonałość	— przy prędkości

W.B.

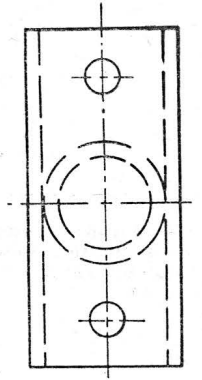
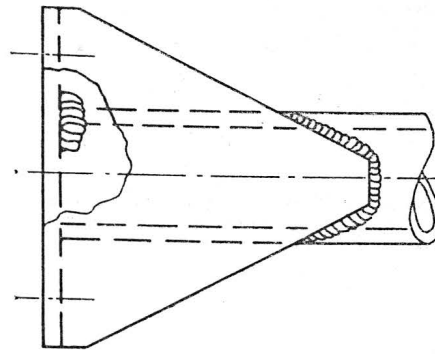


Biegunowa prędkości szybowca Club-Libelle 205

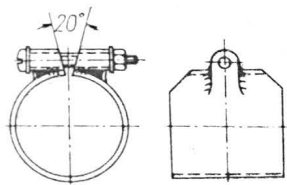
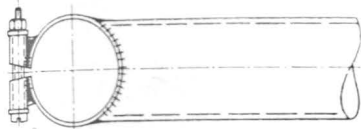
MOCOWANIE KONCÓW RUR DO ELEMENTÓW KONSTRUKCYJNYCH O ZNACZNIE WIĘKSZYCH WYMIARACH I GRUBOŚCIACH



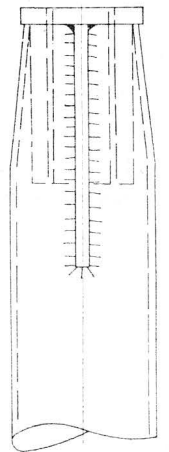
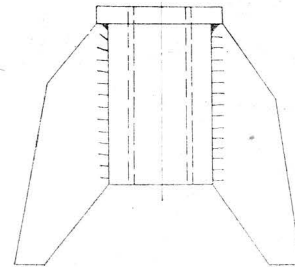
1. Zadawalające połączenie rurki łączącej się skośnie



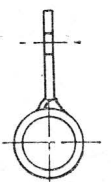
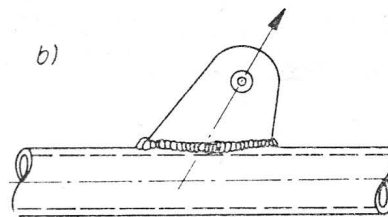
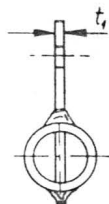
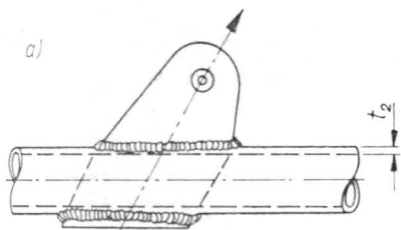
2. Zadawalające połączenie rurki łączącej się prostopadle



3. Zadawalające (dla niewielkich obciążeń) rozłączalne połączenie rurki z inną, grubszą rurą kratownicy

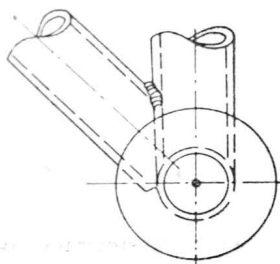
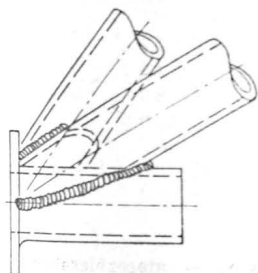


4. Zadawalające zamocowanie końcówki gwintowanej

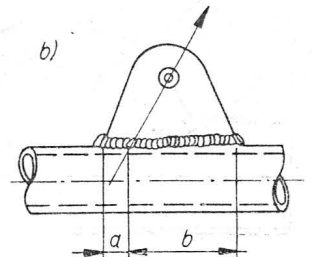
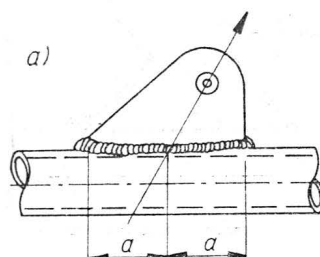


5. Zamocowanie ucha do rurki: a) dla dużych obciążeń, b) dla małych obciążeń

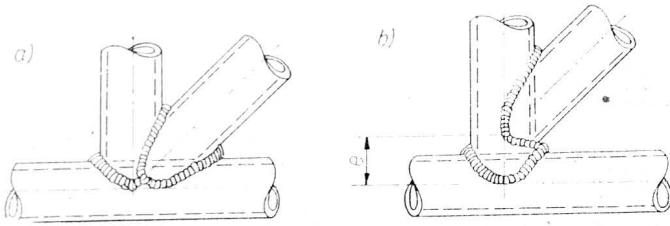
Uwaga. Grubość ucha nie może przekraczać dwukrotnej grubości ścianki rurki (i odwrotnie) — inaczej grozi przepalenie cieńszej ze ścianek



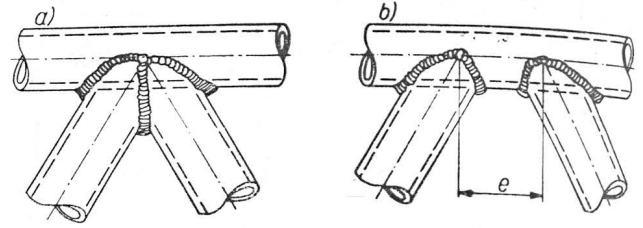
6. Połączenie dwóch rurek z końcówką; ważne jest, by mimośród osi rurek w stosunku do osi obciążenia był jak najmniejszy



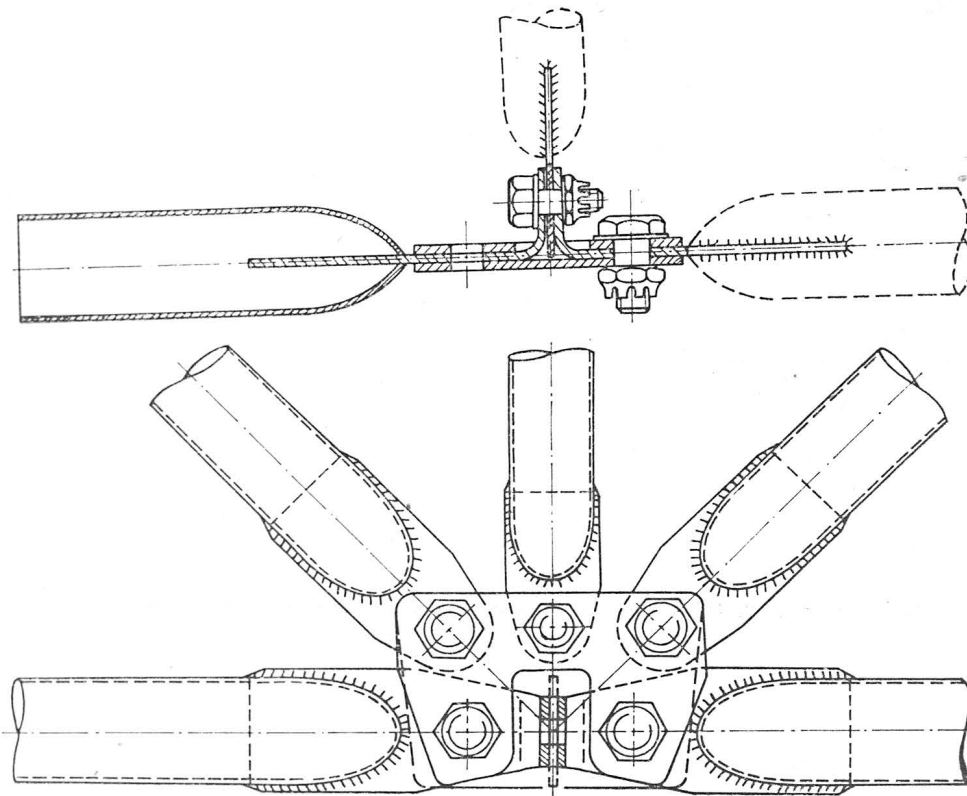
7. Zasada projektowania ucha wprowadzającego siłę: a) dobrze, spoina obciążona równomiernie, b) nieprawidłowo — spoina pracuje nierównomiernie, jej wytrzymałość jest zmniejszona



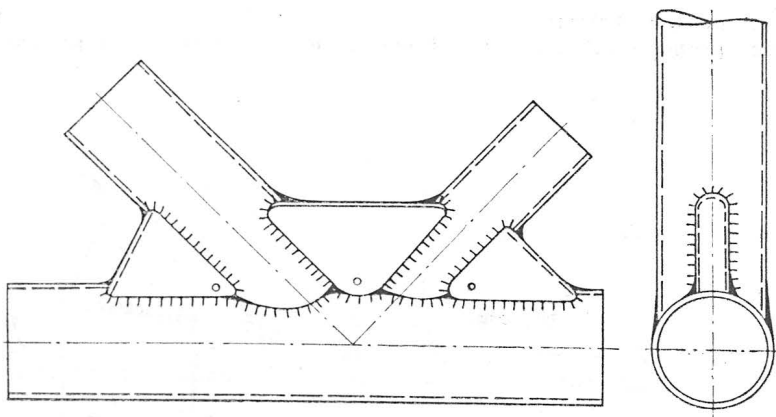
8. Zasada projektowania węzłów kratownicy jest unikanie mimośrodowości: a) dobre rozwiązanie, mimośród równy zero, b) rozwiązanie z mimośrodem e , nieprawidłowe



9. a) dobre rozwiązanie, b) rozwiązanie z mimośrodem e , nieprawidłowe

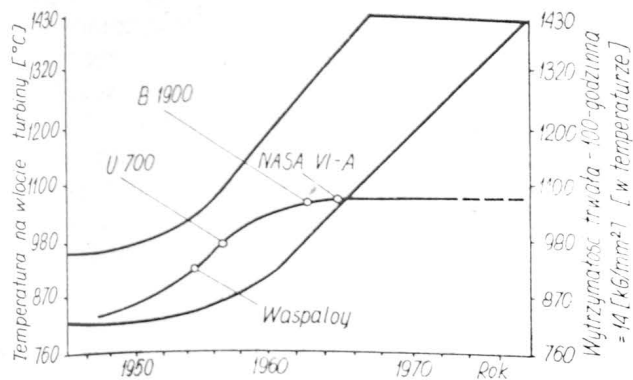


10. Przykład rozbiernego węzła kratownicy stalowej — wszystkie pręty trafiają w jeden punkt, bez mimośrodu



11. Węzeł kratownicy stalowej — nierozbierny

Dokończenie ze str. 18



4. Tendencje wzrostu temperatury na wlocie turbiny i związany z tym rozwój stopów żarowytrzymałych

właściwy przewyższają własnościami stale w zakresie temperatur 200—400 °C. Dalszą zaletą tytanu i jego stopów jest stosunkowo dobra odporność na korozję. W stosunku do stali superwytrzymałych zastosowanie tytanu daje oszczędność na ciężarze ok. 30%. Przyjmując bowiem moduł Younga dla tytanu ($11 \cdot 10^3$ kG/mm²) równy 0,5 E dla stali i uwzględniając stosunek ciężarów właściwych (1:1,7) otrzymamy 30% oszczędności na ciężarze przy tej samej sztywności konstrukcji.

W tabelicy 2 zestawiono najważniejsze własności różnych stopów tytanu w zależności od składu fazowego [3]. Z kilkudziesięciu gatunków stopów najbardziej rozpowszechnione są dwa (Ti-5Al-2,5Sn i Ti-6Al-4V), a ich udział w ogólnym zużyciu stopów tytanu ocenia się na 70%. W miarę wzrostu temperatury pracy sprężarek nawet do 600 °C przy prędkościach naddźwiękowych opracowano na elementy sprężarek nowe stopy o większej żarowytrzymałości niż Ti-5Al-2,5Sn i Ti-6Al-4V. Zastosowanie w silnikach turbinowych znalazły głównie 2 stopy typu α Ti-8Al-1Mo-IV i Ti 679 (Ti-2Al-1Sn-5Cr-1Mo-0,2Si).

Ostatnio w związku z wzrostem obciążeń w konstrukcjach, pociągających za sobą wzrost wymiarów elementów prowadzone są intensywnie prace nad opracowaniem wysokowytrzymałych stopów tytanu umożliwiających jednakowe utwardzenie w całym przekroju do głębokości 150 mm. Takimi stopami są stopy typu β -Ti-13V-11Cr-3Al i $\alpha+\beta$ -Ti-6Al-6V-2Sn i nowo opracowany stop typu $\alpha+\beta$ -Ti-6Al-6V-4Zr-4Mo znajdujący się jeszcze w badaniach [4].

Stopy żarowytrzymałe

W miarę stałego wzrostu temperatury na wlocie turbiny (rys. 4) rosły wymagania stawiane materiałom na łopatki turbiny. Głównymi kryteriami doboru materiału na łopatki są: odporność na pełzanie, odporność na zmęczenie cieplne i odporność na korozję gazową i erozję w wysokich temperaturach. Dodatkowymi wymaganiami są: odporność na propagację pęknięcia, podatność do przeróbki plastycznej, sztywność (przy cienkich ściankach w przypadku łopatek chłodzonych powietrzem) itp.

Od pierwszych stopów na osnowie niklu (nimonic 75 i 80) dokonano ogromnego skoku. Opracowano wiele stopów utwardzanych dyspersyjnie na osnowie niklu i kobaltu o nieporównywalnie lepszych własnościach. Równolegle rozwijano badania nad opracowaniem odpowiednich pokryw zabezpieczających stopy przed korozją gazową i erozją oraz szukano ulepszeń technologicznych (łopatki o ukierunkowanym ziar-
nie).

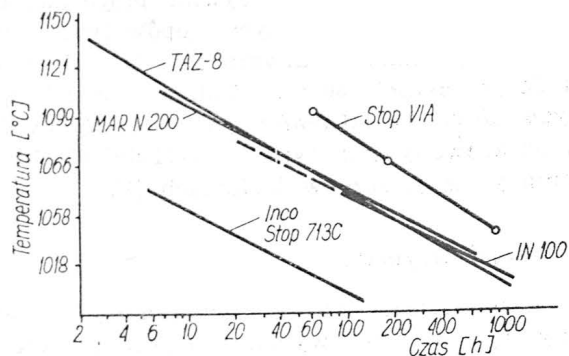
Stopy żarowytrzymałe ze względu na materiał osnowy można podzielić na trzy grupy:

- stopy o osnowie niklowej
- stopy o osnowie kobaltowej
- stopy o osnowie chromowej.

Pierwsze dwie grupy stopów od dawna już stosowane są na łopatki i inne elementy turbin gazowych. Stopy o osnowie chromowej znajdują się w fazie intensywnych badań, a dotychczasowe wyniki są bardzo obiecujące.

Tabela 3. Skład nominalny wybranych stopów żarowytrzymałych na osnowie niklu i kobaltu

Nazwa stopu	Zawartość składników [%]														Inne
	C	Mn	Si	Cr	Ni	Co	Mo	W	Nb	Fe	Ti	Al	B	Zr	
NASA TAZ-8	0,125	—	—	6	reszta	—	4	4	—	—	—	6	—	1	8Ta; 2,5V
NASA TAZ-8A	0,125	—	—	6	„	—	4	4	2,5	—	—	6	0,004	1	8Ta
NASA TAZ-8B	0,125	—	—	6	„	5	4	4	1,5	—	—	6	0,005	1	8Ta
NASA TRW-VIA	0,13	—	—	6,1	„	7,5	2	5,8	0,5	—	1	5,4	0,02	0,13	0,5Re; 9Ta 0,43Hf
IN-100	0,18	—	—	10	„	15	3	—	—	—	4,7	5,5	0,014	0,06	1V
B-1900	0,10	—	—	8	„	10	6	—	—	—	1	6	0,015	0,10	4Ta
MAR-M200	0,15	—	—	9	„	10	—	12,5	1	—	2	5	0,015	0,05	—
RENE 41	0,09	—	—	19	„	11	10	—	—	—	3,1	1,5	0,005	—	—
NASA Co-W-Cr-Re	0,4	—	—	3	—	reszta	—	25	—	—	1	—	—	0,5	2Re
X-40	0,5	0,75	0,75	25,5	10,5	„	—	7,5	—	—	—	—	—	—	—
WI-52	0,45	0,25	0,25	21	—	„	—	11	2	—	—	—	—	—	—
MAR-M302	0,85	—	—	21,5	—	„	—	10	—	—	—	—	0,005	0,2	9Ta
EI 617	0,12	—	—	13—16	reszta	—	2—4	5—7	—	5	1,8— —2,3	1,7— —2,3	0,02	—	Ce 0,02 V-0, 1—0,5 Ce 0,02 V-0, 2—1,0
EI 826	0,12	—	—	13—16	„	—	2,5—4	5—7	—	5	1,7— —2,2	2,4— —2,9	0,015	—	—
EI 109	0,10	—	—	8,5—10	„	11—13	—	6—7,5	—	—	—	5,4— —6,2	—	—	—
EI 929	0,12	—	—	9—12	„	12—16	4—6	4,5—6,5	—	5	1,4— —2,0	3,6— —4,5	0,02	—	V-0,2-0,8



5. Zależności wytrzymałości trwałej od temperatury przy obciążeniu 10,5 kG/mm² dla wybranych stopów żarowytrzymałych

Stopy o osnowie niklowej

W tej grupie stopów za ostatnie osiągnięcia można uznać opracowane w centrum badawczym NASA (USA) stopy TAZ-8 i jego odporne na utlenianie modyfikacje TAZ-8A i TAZ-8B oraz stopy VI-A mające najlepsze własności z dotychczasowych amerykańskich stopów na osnowie niklu. Również b. dobrymi własnościami odznaczają się stopy opracowane przez firmę Martin Metals: MAR-M200 i rodzina podobnych. W ZSRR opracowano także nowe stopy (tablica 3) nie ustępujące własnościami wymienionym. Rysunek 5 [5] przedstawia wykres wytrzymałości trwałej wybranych stopów przy obciążeniu 10,5 kg/mm². Stop VI-A ma w temp. 1020 °C przy obciążeniu 20,5 kG/mm² wytrzymałość trwałą równą 1000 h i umożliwiła podniesienie temp. roboczej o 10 °C. Stop TAZ-8 przewidziany w zasadzie jako stop lany może być przerabiany plastycznie na płaskowniki względnie pręty. W aspekcie odporności na utlenianie w temp. 1038 °C stop TAZ-8A przewyższa inne przy czasach do 310 h. Przy dłuższym nagrzewaniu ustępuje odpornością stopowi MAR-M200. Odporność na utlenianie stopów TAZ-8B i VI-A jest analogiczna do stopu TAZ-8A.

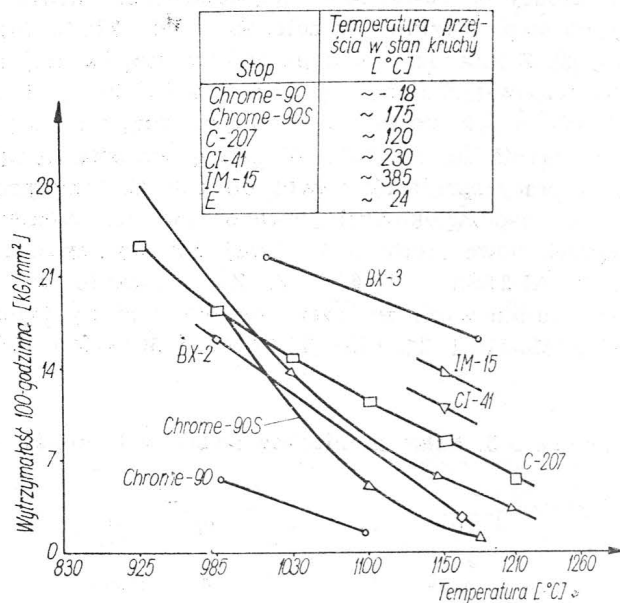
Do ulepszeń technologicznych można zaliczyć próby wykonywania łopatek ze stopu MAR-M200 i TAZ-8B o ukierunkowanych ziarnach wskutek sterowanego procesu krystalizacji łopatek odlewanych w kokili. Próby wykazały, że łopatki takie mają dużo większą wytrzymałość trwałą niż odlewane w sposób konwencjonalny. Tablica 3 podaje składy chemiczne wybranych żarowytrzymałych stopów na osnowie niklu i kobaltu. Obszerne zestawienie najważniejszych stopów żarowytrzymałych i ich własności podano w referacie na II Konferencji Naukowo-Technicznej „Technologia wytwarzania przepływowych maszyn wirnikowych” Rzeszów 1968 r. [6].

Ciekawe prace prowadzi się również nad opracowaniem stopów niklowych utwardzanych dyspersyjnie. Opracowane przez firmę Du Ponta stopy TD i TDNiC i TDNiM są stopami utwardzanymi dyspersyjnie dwutlenkiem toru (ThO₂). Opracowano również metodę umożliwiającą otrzymanie stopów, a właściwie spieków Ni+Al₂O₃. Metoda umożliwia otrzymanie stopu o wymiarach wydzieleni utwardzających 0,04 μ przy odległościach między nimi 1,8 μ. Brak jest bliższych danych technologicznych, ale przewiduje się możliwość pracy tych stopów do 1316 °C.

W ostatnich latach prowadzone są także intensywne badania nad możliwościami poprawienia własności stopów żarowytrzymałych na osnowie niklu utwardzonych dyspersyjnie przez obróbkę termomechaniczną, polegającą na wprowadzeniu deformacji w odpowiednim zakresie temperatur w cyklu normalnej obróbki cieplnej [7], [8]. Próbuje się również nowych domieszek. Na przykład ostatnio często stosowany jest hafn [9]. W USA opatentowano stopy na osnowie niklu utwardzone dyspersyjnie wydzieleniami węglików [10]. Wszystkie te przedsięwzięcia nie rokują jednak istotnego postępu, prowadząc jedynie do niewielkich zmian jakościowych.

Stopy o osnowie kobaltowej

W grupie stopów o osnowie kobaltowej zastosowanie wytopów próżniowych umożliwiło wprowadzenie do składu tantalu i innych utleniających się składników. Wiele stopów o perspektywicznych własnościach opracowała firma Martin Metals Co. (MAR-M302, 322, 509). Odznaczają się one dobrymi własnościami mechanicznymi i dobrą odpornością utleniania w wysokich temperaturach. Dla podwyższenia wytrzymałości w wysokich temperaturach do stopów kobaltowych wprowadzono niob tworząc z kobaltem fazę Co₂Nb. Bardzo ciekawe są również stopy opracowane przez NASA Co — W — Re. Za przedstawiciela tego gatunku można uznać stop Co — 25W — 1Ti — 1Zr — 3Cr — 2Re — 0,4 C.



6. Zależność wytrzymałości 100-godzinnej od temperatury dla wybranych stopów chromu

Tablica 4. Skład chemiczny wybranych stopów chromu

Australia	Stop E Stop H Stop J	Cr-2Ta-0,5Si-0,1Ti Cr-2Ta-0,5Si-0,5Re Cr-2Ta-0,5Si
Stany Zjednoczone	C-207 CI-41 IM-15 CI-36 CI-45 Chrome-90 Chrome-90S	Cr-7,5W-0,8Zr-0,2Ti-0,1C-0,17Y Cr-7,1Mo-2Ta-0,09C-0,1(Y+La) Cr-1,7Ta-0,1B-0,1Y Cr-7,1Mo-1Nb-0,09C-0,08Y Cr-12,7W-0,94Ta-0,93Hf-0,08C-0,29(Y+La) Cr-3MgO-2,5V-0,5Si Cr-3MgO-2,5V-1Si-0,5Ti-2Ta-0,5C
Związek Radziecki	BX-2 BX-21 BX-3 BX-4	brak bliższych danych

Innym z kierunków poszukiwań nowych składów było dodanie jako składnika stopowego itru. Do nich należy stop AlResist i jego modyfikacje. Patent amerykański na stopy z itrem przewiduje dodatek itru do 2,5%. Dodatek itru ma na celu poprawienie odporności na utlenianie.

Stopy o osnowie chromu

Ostatnio tym stopom poświęca się coraz więcej uwagi. Na początku lat 60-tych opracowano w Australii stop E i stop C207 w USA (składy w tablicy 4). Dla stopu C207 wytrzymałość stugodzinna w temp. 1093 °C wynosiła 11,2 kG/mm². Od tej chwili datuje się szeroki rozmach badań nad tymi stopami.

Główną trudnością w zastosowaniu stopów na osnowie chromu jest występująca w nich kruchość w zakresie temperatur od 0 do 370 °C w zależności od składu stopu i skłonności do pochłaniania azotu w wysokich temperaturach.

Dotychczas w celu poprawienia własności tych stopów (żarowytrzymałości, usunięcia kruchości w temp. podwyższonych i odporności na utlenianie i pochłanianie azotu) przebadano systematycznie więcej niż 200 stopów. Badano wpływ następujących dodatków stopowych i czynników:

Y, La, Th — obniżających pochłanianie azotu,
Mo, W, V — umacniających roztwór stały,
Re, Ru, Co — poprawiających plastyczność roztworu stałego, węglików, borków i innych związków jako składników powodujących dyspersyjne utwardzanie.

Następnie badano własności mechaniczne w wysokich temperaturach, odporność na utlenianie i zakres temperatur występowania kruchości.

W tablicy 4 zestawiono składki kilku stopów chromu [5], [11], [14]. Na rysunku 6 przedstawiono zależność wytrzymałości stugodzinnej w zależności od temperatury.

Dla niektórych otrzymano zachęcające rezultaty. Tak np. stop CI-36 ma wytrzymałość stugodzinną w temp. 1149 °C — 11,9 kG/mm² i krytyczną temperaturę kruchości 177 °C. Najbardziej żarowytrzymały z dotychczas zbadanych stop CI-45 ma wytrzymałość stugodzinną powyżej 56 kG/mm² w 1038 °C i powyżej 21 kG/mm² w 1316 °C. Niestety krytyczna temperatura kruchości dla tego stopu wynosi 371 °C.

Nie osiągnięto jeszcze wyników umożliwiających stosowanie tych stopów w praktyce, ale prowadzone są intensywnie dalsze badania. Bowiernie chrom mający temperaturę topnienia o przeszło 200° wyższą niż Ni i Co powinien dać bardziej żarowytrzymałe od nich stopy.

Stopy metali trudno topliwych

Jednym z rozwijanych kierunków badań jest wykorzystanie stopów trudno topliwych jako osnowy. Mają one bowiem temperaturę topnienia wyższą niż 2200 °C, a więc znacznie wyższą od metali dotychczas stosowanych jako osnowa (Ni, Co). Zasadniczą trudnością do pokonania jest niska odporność tych metali na utlenianie w wysokich temperaturach. Już od dawna takie metale i ich stopy jak W, Ta, Mo były stosowane do b. wysokich temperatur, ale w technice próżniowej, gdzie nie zachodziła obawa utleniania.

Istnieje wiele patentów, głównie amerykańskich na

stopy metali trudno topliwych. Dotychczasowe badania nie wyszły poza fazę badań laboratoryjnych. Ukierunkowane są one głównie na znalezienie odpowiednich pokryć ochronnych.

Jednym z perspektywicznych stopów może być stop T-22 o składzie: 9,6% W — 2, 4% Hf — 0,01% C — Ta reszta. Własności wytrzymałościowe tego stopu mają być wystarczające do zastosowania go na łopatki turbiny w temp. 1316 °C. Opracowano dla niego również ciekawą technologię pokrywania warstwą ochronną zabezpieczającą przed utlenianiem, a mianowicie: stop pokrywa się w pierwszym stadium zawiesiną w postaci proszków zawierających W, Mo, V i Ti (jeden ze składów zawiesiny 35% Mo — 35%, W — 15%, V — 15% Ti). Następnie, pokrycie to po częściowym spieczeniu w próżni jest krzemowane. Danych technologicznych brak. Pokrycie tego typu na próbkach wystarczająco chroniło stop od utleniania w ciągu 600 h przy cyklicznym badaniu na powietrzu w temp. 871 i 1316 °C [5]. Prowadzone są również badania nad stopami wolframu i molibdenu. Zachęcające wyniki uzyskano ze stopami W — 4Re — Hf — C i Mo — Hf — C [12].

Kompozyty — laminaty — materiały zbrojone włóknami

Laminaty przeżywają obecnie burzliwy rozwój. Dzięki wyprodukowaniu włókien o wysokiej wytrzymałości i nowym rodzajom materiałów wiążących (głównie żywice) otrzymano nowy materiał inżynierski o znakomitych własnościach. Stosowanie tworzyw zbrojonych włóknami w lotnictwie ciągle rośnie. Trudno przewidzieć obecnie możliwości, jakie otwiera przed nami ta dziedzina. Niektórzy przypuszczają, że do 2000 r. uda się wyprodukować kompozyty o wytrzymałości 10-krotnie przewyższającej wytrzymałość stali.

Już obecnie ocenia się, że zastosowanie kompozytów opartych na włóknach borowych lub grafitowych o osnowie z żywicy lub metalu umożliwi zmniejszenie ciężaru silnika turbinowego o 35% [13].

Wiele z tych materiałów już znalazło praktyczne zastosowanie w produkcji silników turbinowych. Materiał znany pod nazwą „hyfil” (żywica zbrojona włóknami grafitowymi) znalazł zastosowanie na łopatki sprężarek i wentylatorów zamiast stopów tytanu. Hyfil stosowany jest na łopatki wentylatora w silniku RB211 Rolls-Royce do samolotu Airbus Lockheed L-1011. Hyfil ma ok. 600 000 włókien grafitowych na 1 cm² przekroju i przy 3 razy mniejszym ciężarze właściwym ma wytrzymałość równą stopom tytanu. Problemy wytwarzania trójwymiarowych elementów konstrukcyjnych, mogących przenosić obciążenia we wszystkich kierunkach z tworzyw wzmocnianych włóknami zostały rozwiązane praktycznie i elementy takie są obecnie produkowane na skalę przemysłową kilkoma technikami. Firma Pratt-Whitney zastosowała w silniku JT8D na łopatki pierwszego stopnia sprężarki aluminium zbrojone włóknami borowymi [15]. Są one o 40% lżejsze od tytanowych i dzięki lepszym własnościom tłumienia drgań można było zrezygnować z pierścienia wzmocniającego.

Prowadzone są również prace nad kompozytami (stopy niklowe—włókna) metali trudno topliwych. Główną trudnością w opracowaniu tych kompozytów

są trudności technologiczne związane ze zmniejszeniem się własności wytrzymałościowych włókien wskutek dyfuzji w wysokich temperaturach z materiałem osnowy. Optymalne własności otrzymuje się drogą doboru średnicy włókien do czasu pracy i temperatury. Dotychczasowe wyniki są bardzo zachęcające i tak np. badane w atmosferze obojętnej próbki kompozytu o składzie 70% objętościowo drutów wolframowych \varnothing 0,375 mm w osnowie ze stopu (25% W — 15% Cr — 2% Ti — 2% Al — Ni reszta) wykazały następującą wytrzymałość trwałą stugodzinną: 24,5 kg/mm² przy 1093 °C i 9,8 kG/mm² przy 1204 °C. Temperatura zniszczenia przy założeniu długości pracy 1000 h jest dla tego materiału o 40 — 50 °C wyższa niż dla stopu VI-A.

Ta dziedzina materiałów stojąca właściwie na progu rozwoju już ma poważne osiągnięcia. Jeśli uda się pokonać pewne bariery technologiczne, to kompozyty mają szansę zrewolucjonizowania konstrukcji lotniczych.

Literatura

1. Czapliski J., Szczeciński S.: *Nowe materiały i nowe formy konstrukcyjne lotniczych silników turbinowych*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1970, nr 1, str. 13

2. Bradley E. F., Donachie M. J.: *The role of materials in flight propulsion systems*, „J. of Metals”, 1970 22, nr 10, str. 25
3. Rudinger K.: *Heutiger Stand der Titanlegierungen*, „Metall” 1969, 23, nr 6, str. 226
4. Heitman G. H.: *A new high strength, deep hardenable titanium alloy — Ti-6Al-6V-4Zr-4Mo*, „J. of Metals” 1971, 23, nr 5, str. 37
5. Freche J. C., Hall R. W.: *NASA program for development of high — temperature alloys for advanced engines*, „J. Aircraft” 1969, 6, nr 5, str. 424
6. Gruszczynski E.: *Niektóre kierunki rozwojowe w grupie materiałów żarostabilnych i żarowytrzymałych na wysoko obciążone elementy silników wirnikowych*, „Magazyn Technologia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego” 1968, nr 10, str. 36
7. Oblak J. Owczarski W. A.: *Thermomechanical strengthening of a precipitation — hardened nickel-base alloy*, „Met. Trans.” 1972, 3, str. 617
8. Kear B. H., Oblak J. M.: Owczarski W. A.: *Thermomechanical processing of nickel — base alloys*, „J. of Metals” 1972, 24 nr 6, str. 25
9. Doherty J. E., Kear B. H., Giamei A. T.: *On the origin of the ductility enhancement in Hf-doped MAR — M200*, „J. of Metals” 1971, 23, nr 11 str. 59
10. Pat. USA, Kl. 148 — 12. 7/C 22c 19/00, C21 d 7/00 Nr 3649378 zgł. 20.06.69. opubl. 14.03.72
11. Klopp W. D.: *Recent Developments in Chromium and Chromium alloys*, „J. of Metals” 1969, 21, nr 11, str. 23
12. Klopp W. D., Raffo P. L., Witzke W. R.: *Strengthening of Molybdenum and Tungsten Alloys with HfC*, „J. of Metals” 1971, 23, nr 6, str. 27
13. Abibow A. L.: *Primienienie konstrukcyjnych plastmas w przemyśle lotniczym*, „Maszynostrojenie” Moskwa 1971
14. Sims Ch. T., Hagel W. C.: *The Superalloys*, Wyd. John Wiley, New York, 1972
15. Spincourt J.: *Neue Faserverbundwerkstoffe*, „In-teravia” 1972 nr 3, str. 250

WYNIKI KONKURSU

pod hasłem

WYKORZYSTANIE RADZIECKIEJ
MYŚLI NAUKOWOTECHNICZNEJ
w POLSCE

opublikowanego w „Technice Lotniczej i Astronautycznej” 1972 nr 7

Na Konkurs wpłynęło 107 prac autorskich, z których 43 spełniły wszystkie warunki regulaminu. Większość tych prac została opublikowana w czasopiśmie WCT NOT.

W myśl założeń Konkursu jury przyznało nagrody autorom za nadesłane prace oraz redakcjom za najbardziej aktywne propagowanie Konkursu. Przyznano następujące nagrody:

w grupie nagród dla autorów

● I nagrodę w wysokości 10 000 zł mgrowi Andrzejowi Felczakowi z Orzechowskich Zakładów Przemysłu Sklejek za pracę pt.: *Wykorzystanie radzieckich osiągnięć naukowo-technicznych w przemyśle drzewnym*, nadesłaną do redakcji „Przemysł Drzewny”; skrót pracy opublikowano w dwutygodniku „TEMAT — wynalazczość i racjonalizacja” 1973 nr 13

● II nagrody nie przyznano

● III nagrodę w wysokości 5000 zł przyznało red. Władysławowi Świdrakowi z redakcji Rzeszowskiego przeglądu techniczno-gospodarczego „Konfrontacje” za prace wydrukowane w „Konfrontacjach”

cztery wyróżnienia po 2500 zł każde otrzymano:

● mgr inż. Witold Pawlus z Fabryki Maszyn i Sprzętu Górniczego „Glinik” za pracę pt.: *Postęp techniczny w oparciu o przyjaciół*, skrót pracy opublikowano w dwutygodniku „TEMAT — wynalazczość i racjonalizacja” 1972 nr 16

● red. Stanisław Wnorowski pseudonim Marian Nowak za pracę pt.: *Polscy spawalnicy dobrze znają Instytut Patona*; pracę wydrukowano w dwutygodniku „TEMAT — wynalazczość i racjonalizacja” 1972 nr 23

● kol. Stanisław Zwierzchowski z Zakładów Metalowych H. C. w Poznaniu za pracę pt.: *Władimir Karasjow i jego frezy*; skrót pracy wydrukowano w dwutygodniku „TEMAT — wynalazczość i racjonalizacja” 1973 nr 11

● mgr inż. Henryk Krajewski za pracę pt.: *Co im zawdzięczamy*, nadesłaną do redakcji „Technika Lotnicza i Astronautyczna”.

W grupie nagród dla redakcji w postanowieniu jury

I nagrody nie przyznano

dwie równorzędne II nagrody w wysokości 5000 zł każda otrzymały następujące redakcje:

● Rzeszowski przegląd techniczno-gospodarczy „Konfrontacje” za poziom i liczbę prac opublikowanych oraz za akcję propagującą Konkurs w różnych środowiskach województwa rzeszowskiego

● „TEMAT — wynalazczość i racjonalizacja” za poziom i liczbę opublikowanych prac oraz za propagandę Konkursu w różnych środowiskach.

Wszystkim biorącym udział w Konkursie jury składa podziękowania

Redakcja

W następnym numerze ...

W następnym numerze w dziale Problemy rozwoju lotnictwa omówione będą zagadnienia kosztów prac badawczo-rozwojowych nad samolotami. Przedstawiono w nim wpływ czasu i czasoochłonności, prac rozwojowych na ekonomikę rozwoju produkcji i jej rentowność na przykładzie następujących samolotów: aerobus A-300 B, szturmowego i treningowego samolotu Jaguar, bombowca naddźwiękowego B1, samolotu Multirole Combat Aircraft-Panavia oraz naddźwiękowego samolotu pasażerskiego Concorde. Następnie omówiono

amortyzację kosztów rozwoju samolotu i kosztów rozwoju silników.

O rozwiązaniach konstrukcyjnych mocowania usterzeń szybowców można się dowiedzieć z następnego artykułu. Podane są przykłady różnego mocowania w następujących szybowcach: Elfe S-3, Libelle, AS-W15, Cirrus HP-14S, Foka-5, Phoebus, AS-W12, LS-1, LS-1f, Diamant, BS-1B.

Łatwiejszy start współczesnych samolotów w pewnych określonych warunkach umożliwiają parowe rakiety startowe na paliwo stałe bądź płynne. W

kolejnym artykule będzie opisane nowe urządzenie pomocniczo-startowe POH-WARO (rakieta pulsacyjna na przegrzaną wodę) opracowane w Szwajcarii.

Stale maraging, z uwagi na ich duże zalety są doskonałym materiałem na konstrukcje lotnicze, raketowe i kosmiczne. W artykule przedstawiono przemysłowe stale maraging, omówiono rolę domieszek stopowych, specyficzne własności stali maraging podano zakres temperatur stosowności oraz podano przykłady zastosowań w konstrukcjach lotniczych oraz pokrewnych.

Nowoczesne systemy kierowania ruchem lotniczym

Dokończenie

Kierowanie ruchem lotniczym na trasie

Szybki wzrost ruchu lotniczego narzucił również konieczność rozwoju systemu kierowania ruchem na trasach. Tablica wskazuje wzrost liczby statków powietrznych USA w ruchu kontrolowanym na trasach z podziałem na samoloty komunikacyjne, wojskowe i pozakomunikacyjne (tablica opublikowana w TLiA 1974 nr 5, s. 39).

Interesujące jest zwiększenie liczby cywilnych samolotów niekomunikacyjnych, których udział w przestrzeni kontrolowanej staje się dominujący na początku lat osiemdziesiątych, natomiast liczba kontro-

W artykule przedstawiono koncepcje rozwiązania problemów ruchu lotniczego w rejonach lotnisk i na trasach przedstawione na Sympozjum Techniki Lotniczej USA/ZSRR, które odbyło się w Moskwie w lipcu 1973 roku.

Omówiono system kierowania ruchem lotniczym stosowany w USA, „wspólny” dla wszystkich rodzajów lotnictwa.

Następnie omówiono zasadę działania półautomatycznego systemu radarowego ARTSIII, która umożliwia zwiększenie przepustowości w rejonie lotniska oraz zasadę działania systemu kierowania ruchem lotniczym, zaliczanego, do klasy systemów ręcznych mimo że wykorzystuje informacje z radarów pierwotnego i wtórnego.

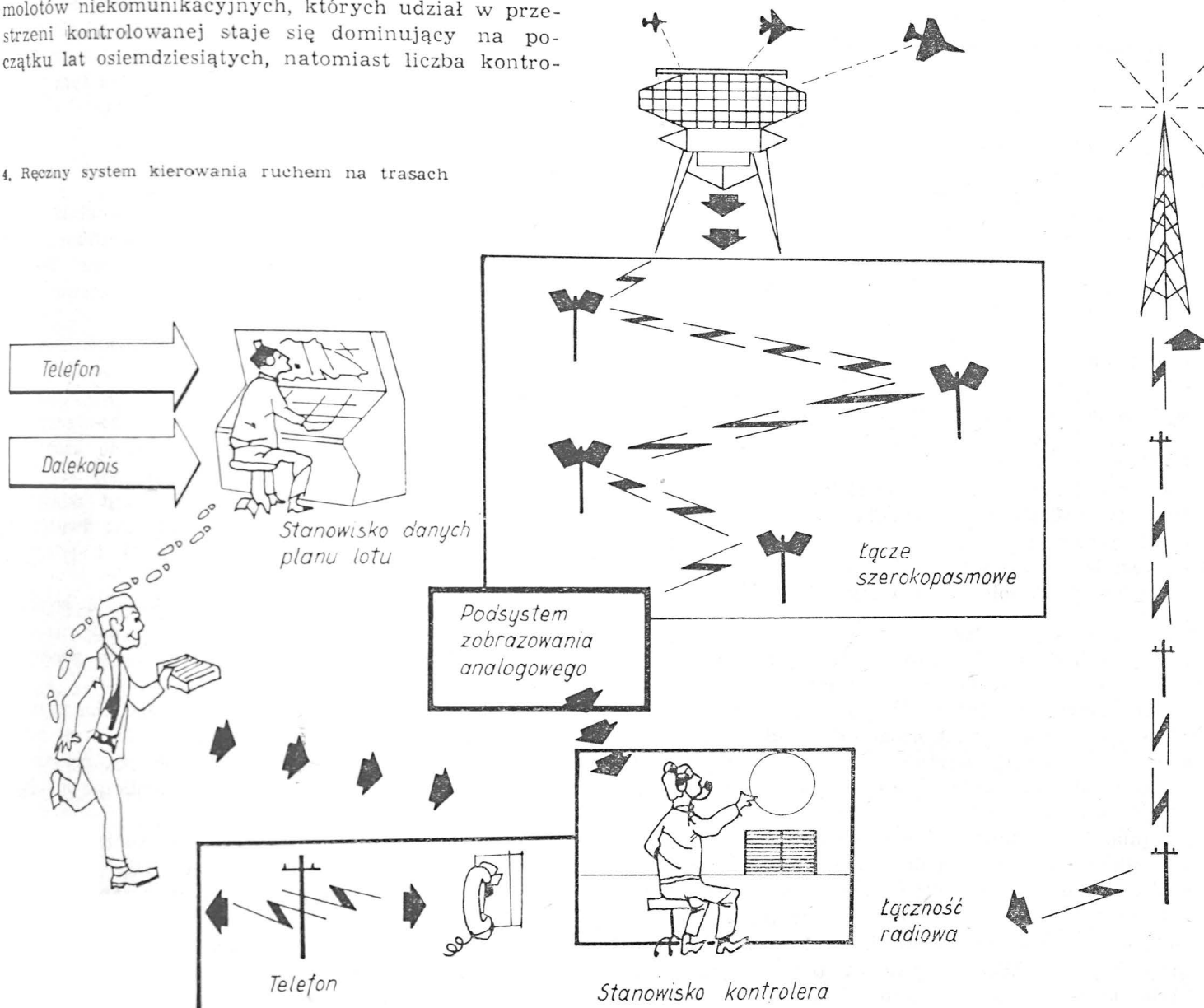
Z kolei przedstawiono system nawigacji quasi-swo-bodnej, która umożliwia wykonywanie lotów według tras o przebiegu prawie niezależnym od położenia pomocy nawigacyjnych na Ziemi.

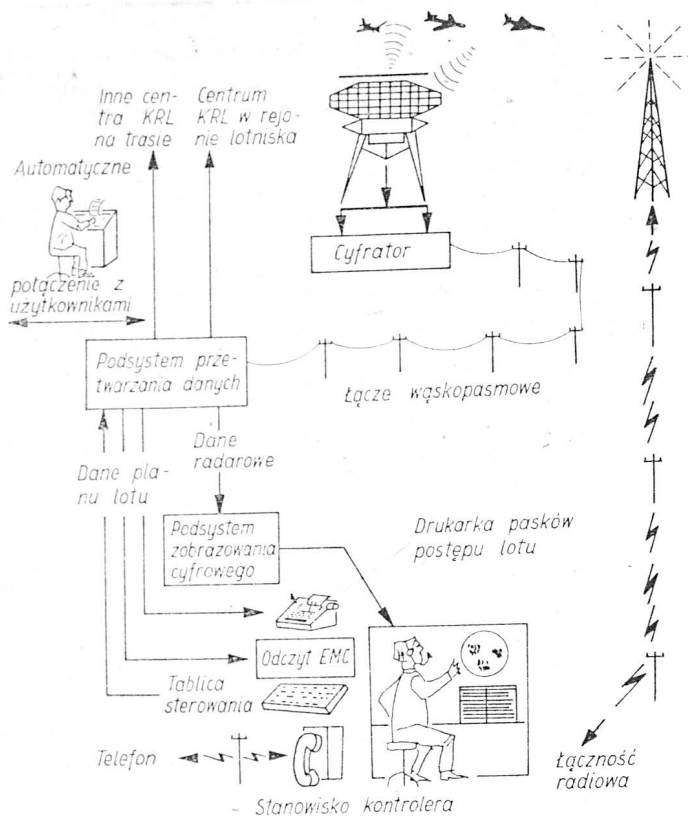
Zaletami tej nawigacji jest bardziej ekonomiczne wykorzystanie przestrzeni powietrznej, zwiększenie przepustowości na trasach i w rejonie lotnisk oraz odciążenie pracy kontrolerów ruchu.

lowanych samolotów wojskowych jest mniej więcej stała w przedziale czasowym 1965—1983.

Na rysunku 4 przedstawiono poglądowo system kierowania ruchem lotniczym na trasach zaliczanych do klasy systemów ręcznych, ale wykorzystujący informacje z radarów pierwotnych i wtórnych. Cechy charakterystyczne tego systemu są następujące:

4. Ręczny system kierowania ruchem na trasach





5. System kierowania ruchem na trasach częściowo zautomatyzowany

- położenie samolotu określone jest na podstawie danych otrzymywanych ze stanowisk radarowych usytuowanych w pewnej odległości od budynku centrum kierowania ruchem na trasie. Transmisja danych wymaga 4 kanałów mikrofalowych, każdy o szerokości pasma 6 MHz

- plan lotu otrzymywany jest dalekopisem lub telefonicznie. Informacje te zostają zapisane na paskach i „ręcznie” przeniesione na stanowisko kontrolera na tak zwaną tablicę postępu lotu

- poszczególne stanowiska połączone są pomiędzy sobą łącznością foniczną, między innymi w celu przekazywania odpowiedzialności za ruch kontrolerom kolejnych sektorów

- dwustronna łączność radiotelefoniczna jest wykorzystywana do otrzymywania meldunków od pilota, dotyczących na przykład wysokości, i do przekazywania instrukcji kontrolera, dotyczących poszczególnych samolotów w danym sektorze.

Przedstawiony system ręczny został częściowo zautomatyzowany (rys. 5) głównie w kanale informacji radarowych i informacji danych lotu oraz częściowo w przekazywaniu informacji pomiędzy poszczególnymi stanowiskami. Informacje z radaru pierwotnego i wtórnego są przetwarzane na dane cyfrowe w miejscu zainstalowania radarów i przekazywane kanałami wąskopasmowymi do budynku centrum kierowania. Informacje te zawierają odległość i azymut wszystkich samolotów a dodatkowo znak rozpoznawczy i wysokość samolotów wyposażonych w odpowiednie transpondery. W budynku centrum informacji wprowadzane są do dużej elektronicznej maszyny cyfrowej (EMC) podsystemu przetwarzania danych, gdzie są przetwarzane i przystosowane do

przedstawienia kontrolerom przez podsystem zobrażenia cyfrowego. Całość wykonuje następujące funkcje:

- śledzenie przez EMC pozycji samolotu zainicjowane automatycznie lub ręcznie,
- dzienne zobrażenie danych alfanumerycznych i danych radarowych (znak rozpoznawczy, wysokość, prędkość, kierunek pozycji),
- wejście i przetwarzanie danych planu lotu i ich aktualizację,
- automatyczne drukowanie pasków postępu lotu na potrzebnych stanowiskach,
- koordynację międzysektorową za pomocą wytwarzanych symboli alfanumerycznych i zestawień tabelarycznych przedstawianych na ekranach,
- koordynację pomiędzy centrami przez kanały informacji łączące poszczególne EMC,
- wytwarzanie przez EMC i przedstawianie geografii (mapy) i pogody danego sektora.

Najistotniejszą częścią systemu jest duża elektroniczna maszyna cyfrowa budowy modułowej, zawierająca do 1280 000 słów w pamięci na rdzeniach magnetycznych i $168 \cdot 10^6$ słów pamięci na szybkich dyskach magnetycznych.

Tak wyposażonych jest w USA 20 centrów kierowania ruchem lotniczym na trasach, przy czym sąsiadujące centra mają pomiędzy sobą bezpośrednie połączenia cyfrowe.

Po wprowadzeniu omówionego systemu następnym logicznym krokiem jest zautomatyzowanie niektórych decyzji dotyczących sytuacji ruchowej, wypracowanych do tej pory przez kontrolerów. Nad tym zagadnieniem FAA prowadzi aktualnie studia.

Nawigacja quasi-swobodna

Jak wspomniano, alternatywą do centralnie kierowanego ruchu lotniczego w III podwyższonej generacji jest system nawigacji quasi-swobodnej (RNAV). FAA w 1969 roku wydała pierwsze opracowania dotyczące tego systemu.

Wszystkie zalety nawigacji quasi-swobodnej są wynikiem jej podstawowej właściwości, którą jest możliwość wykonania lotów według tras o przebiegu prawie niezależnym od położenia pomocy nawigacyjnych na ziemi. Jedynym ograniczeniem jest to, ażeby trasa była w rejonie dostatecznie silnych sygnałów tych pomocy. Nawigacja quasi-swobodna jest sklasyfikowana w trzech rodzajach operacyjnych: dwuwymiarowym (2-D), trzywymiarowym (3-D) i czterowymiarowym (4-D).

W tym ostatnim oprócz kontrolowania położenia statku powietrznego w 3 wymiarach pilot ma możliwość łatwego osiągnięcia określonego punktu w określonym czasie.

Nawigacja ta opiera się na odpowiednim przetworzeniu w urządzeniu pokładowym informacji mogących pochodzić z różnych źródeł, jak urządzenia: VOR/DME, TACAN, Doppler, hiperboliczne lub inercyjne.

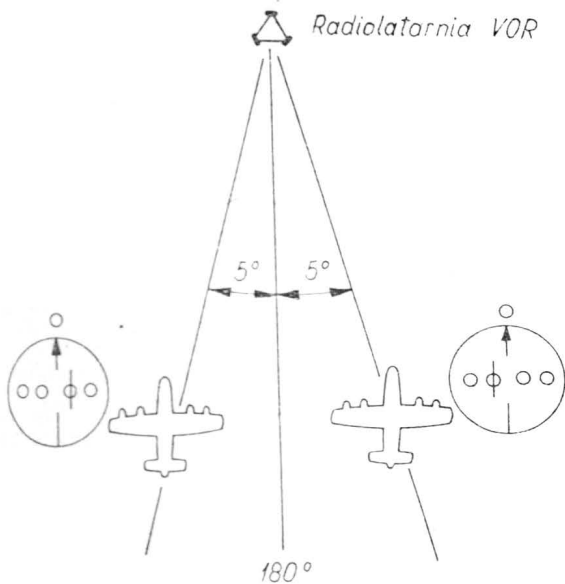
W nawigacji 2-D za pomocą elektronicznego przełącznika pokładowego pilot jest stale prowadzony wzdłuż dowolnej, pożądanej trasy otrzymując informacje o odchyleniu poprzecznym od trasy (rys. 6) i o położeniu wzdłuż trasy. Trasa jest określona punktami drogi (PD), które są z kolei zdefiniowane odległością i kierunkiem od odpowiedniej pomocy

radionawigacyjnej lub współzrędnymi geograficznymi. Przez dodanie przelicznika elektronicznego prowadzącego w drugiej płaszczyźnie otrzymujemy RNAV 3-D.

Nawigację quasi-swobodną cechuje:

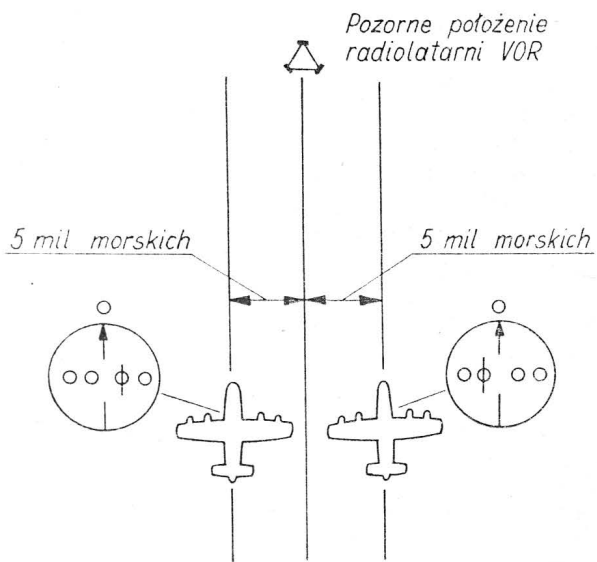
- optymalna budowa trasy bez względu na położenie VOR/DME, prowadzi to do prawie całkowitego znormalizowania rejonu lotniska, niezależnie od rozmieszczenia pomocy nawigacyjnych,
- niewrażliwość na uszkodzenie poszczególnych pomocy nawigacyjnych,
- możliwość określania nowych tras bez potrzeby instalowania dodatkowych pomocy radionawigacyjnych,
- wartościowa dla kontrolerów ruchu możliwość poprzecznego w stosunku do pierwotnej trasy przesuwania statków powietrznych, na przykład przy złej pogodzie,

Wskazanie typowego VOR



5° = kropka w każdej odległości

Wskazanie przy nawigacji quasi-swobodnej



5 mil morskich = kropka w każdej odległości

6. Wskazania przyrządu VOR w locie zwyczajnym w kierunku radiolatorni i przy nawigacji quasi-swobodnej, przy locie równoległym do osi trasy wyznaczonej przez punkt drogi PD, w którym pozornie jest umieszczona radiolatornia

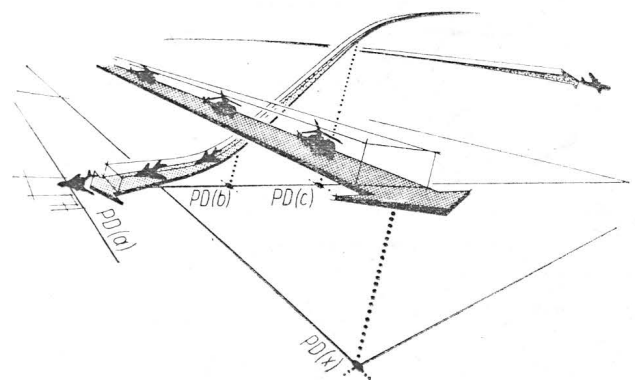
- możliwość łatwego równoległego przesuwania statków powietrznych w rejonie lotniska odpowiednio do ich różnych charakterystyk lotnych i tworzenie tras na różnych poziomach (3D) (rys. 7),

- łatwość tworzenia improwizowanych punktów drogi,

- możliwość budowy dwusegmentowej ścieżki schodzenia o różnym nachyleniu dla zmniejszenia hałasu przy lądowaniu itp.

W konsekwencji wymienionych zalet następuje bardziej ekonomiczne wykorzystanie przestrzeni powietrznej, zwiększenie jej przepustowości na trasach i w rejonie lotnisk oraz odciążenie pracy kontrolerów ruchu.

W lutym 1973 r. FAA w sprawozdaniu „Zastosowanie nawigacji quasi-swobodnej w przestrzeni powie-

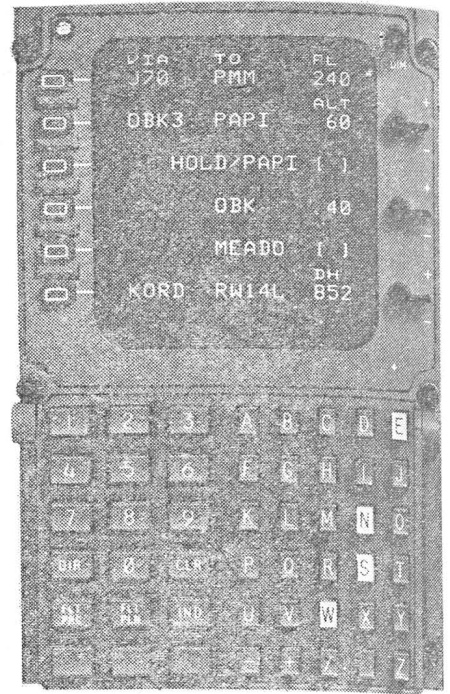


7. Tworzenie tras dla różnych statków powietrznych w rejonie lotniska w 3-wymiarowym systemie nawigacji quasi-swobodnej

niający wymagania ARINC 582. System ten jest dość rozbudowany i podwojony, stosowany w większych samolotach, np. jest w samolocie L-1011.

W każdym rozwiązaniu elektroniczny przelicznik pokładowy otrzymuje dane od czujników nawigacyjnych umieszczonych w samolocie, np. VOR, DME, kompas magnetyczny, a w bardziej rozbudowanym systemie od wysokościomierzy, prędkościomierza i układów nawigacji bezwładnościowej. Informacje niezbędne do realizacji zaplanowanego lotu dopływają do elektronicznego przelicznika pokładowego z zespołu danych trasy, w którym zmagazynowane są dane dotyczące punktów określających trasę i przewidywanych pomocy radionawigacyjnych. W oparciu o różnice pomiędzy aktualnym położeniem samolotu a pożądanym, wynikającym z planu lotu, przelicznik elektroniczny wypracowuje sygnały sterujące do przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i do autopilota. Zespół sterowania i zobrazowania jest elementem łączącym system z pilotem (rys. 9). Zespół ten informuje pilota o przebiegu lotu, a odwrotnie przyjmuje program lotu, jego zmiany i życzenia dodatkowych informacji. W prostym rozwiązaniu pilot steruje przełączaniem pokładowym odbiorników radionawigacyjnych, w bardziej złożonym następuje to automatycznie w miarę postępu lotu przez przelicznik elektroniczny.

Omówione wcześniej systemy kierowania ruchem lotniczym w rejonie lotniska i na trasach mają być uzupełnione w USA w ciągu najbliższych 10 lat nowym rozwiązaniem radaru wtórnego tak zwanym DABS (*Discrete Address Beacon System*) oraz nowym systemem do lądowania MLS (*Microwave Landing System*). W systemie DABS odpowiedzi zawierającej znak rozpoznawczy i wysokości udzielają tylko te



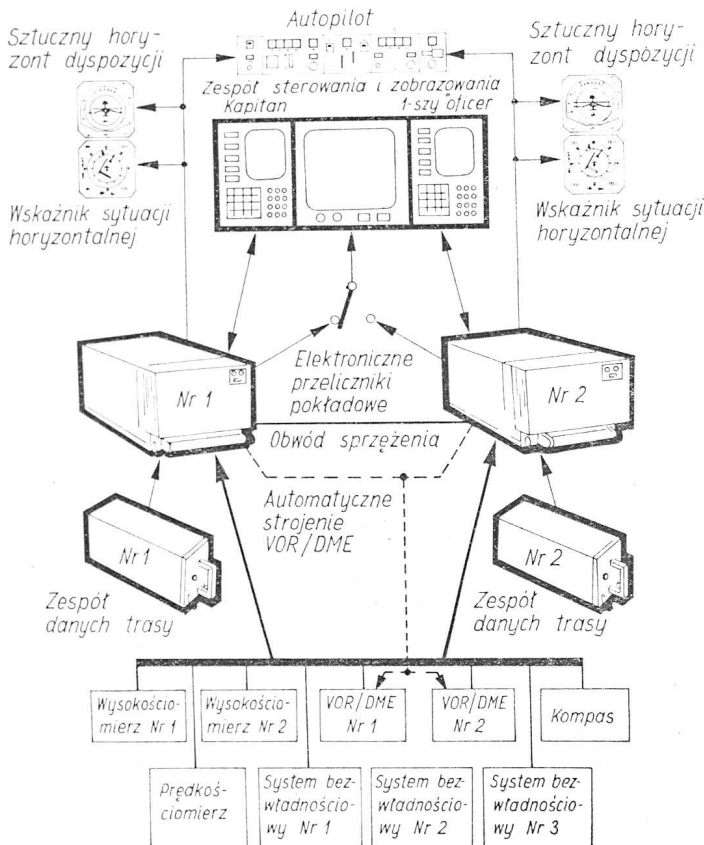
9. Zespół sterowania i zobrazowania systemu nawigacji quasi - swobodnej typ AINS-70 firmy Collins

samoloty, do których jest adresowane zapytanie. Dodatkową, nową funkcją będzie ostrzeżenie o niebezpieczeństwie kolizji z innymi statkami powietrznymi. Mikrofalowy system lądowania umożliwi dokładniejsze prowadzenie samolotu niż obecny ILS przy równoczesnym określaniu odległości od progu pasa startowego i możliwości wielościeżkowego podejścia przy różnych kątach, optymalnie dobranych do charakterystyk lotnych statków powietrznych różnych klas.

Wnioski

Przedstawione na Moskiewskim Sympozjum Lotniczym koncepcje rozwiązania problemów ruchu lotniczego w rejonach lotnisk i na trasach powinny być wnikliwie przestudiowane przez krajowe władze odpowiedzialne za ruch lotniczy, ponieważ mogą ułatwić nakreślenie wieloletniego planu rozwoju systemu kierowania ruchem lotniczym w Polsce i być przydatne przy opracowywaniu tego zagadnienia w ramach RWPG. Należy podkreślić poważne zainteresowanie przedstawionym na wystawie sprzętem amerykańskim przez władze lotnictwa cywilnego ZSRR, wynikające między innymi z porozumienia między obu rządami w sprawie rozwoju transportu, podpisanego 19 czerwca 1973 roku, a rozciągającego się również na współpracę w dziedzinie transportu lotniczego.

Istotną rolę w systemach kierowania ruchem lotniczym spełnia pokładowe wyposażenie radiokomunikacyjne, radionawigacyjne i specjalnie do tego przeznaczone. Nawet małe samoloty, jeśli chcą korzystać z przestrzeni kontrolowanej, muszą być do tego odpowiednio wyposażone. Z tego względu ważne są dla krajowego przemysłu lotniczego przedstawione na omawianym sympozjum rodzaje współpracujących urządzeń pokładowych, ich parametry techniczne i przewidywane tendencje rozwojowe. Przy opracowywaniu nowych konstrukcji samolotów i śmigłowców i programowaniu produkcji należy uwzględnić odpowiednie opracowania i produkcję wyposażenia pokładowego.



8. Typowy system pokładowy nawigacji quasi-swobodnej

РУССКИЕ СОКРАЩЕНИЯ

- 1 — АЗП — автомат защиты от перенапряжения
- 2 — АЗР — автомат защиты с разрывом
- 3 — АЗС — автомат защиты сети
- 4 — АК — астрономическая коррекция
- 5 — АЛП — авиационная ливневая (водоупорная) пилусина
- 6 — АМ — амплитудная модуляция
- 7 — АНО — аэронавигационные огни
- 8 — АОД — авиационная (ткань) для оклейки древесины
- 9 — АП — автопилот
- 10 — АПЧ — автоматическая подстройка частоты
- 11 — АРК — автоматический радиокompас
- 12 — АРУ — автоматическая регулировка усиления
- 13 — АСТ — азиационная суровая ткань
- 14 — БАНО — бортовые аэронавигационные огни
- 15 — БПРМ — ближний приводной радиомаяк
- 16 — БПРС — ближняя приводная радиостанция
- 17 — ВСУ — бортовая система управления
- 18 — ВВ — взрывчатые вещества
- 19 — ВВС — военно-воздушные силы
- 20 — ВИШ — винт изменяемого шага
- 21 — ВК — выключатель коррекции
- 22 — ВКЛ. — включено
- 23 — ВМГ — винтомоторная группа
- 24 — ВМТ — верхняя мертвая точка
- 25 — ВМУ — винтомоторная установка
- 26 — ВНА — входной направляющий аппарат
- 27 — ВПП — взлетно-посадочная полоса
- 28 — ВСУ — вспомогательная силовая установка
- 29 — ВУ — вычислительное устройство
- 30 — ВЫКЛ. — выключено
- 31 — ГРП — глассадный радиоприемник
- 32 — ГСМ — горюче-смазочные материалы
- 33 — ГСН — генератор самолетных низкооборотных
- 34 — ГТД — газотурбинный двигатель
- 35 — ДИМ — дистанционный индуктивный манометр

SKRÓTY ROSYJSKIE

- 1 — automat zabezpieczenia przed przepięciem
- 2 — automat zabezpieczenia sieci z przerywaniem obwodu
- 3 — automat zabezpieczenia sieci
- 4 — korekcja astronomiczna
- 5 — lotnicze lniane płótno żaglowe
- 6 — modulacja amplitudy
- 7 — światła nawigacyjne (pozycyjne)
- 8 — lotnicze płótno dla oklejania drewna
- 9 — pilot automatyczny
- 10 — automatyczna regulacja częstotliwości
- 11 — automatyczna radiobusola
- 12 — automatyczna regulacja wzmocnienia
- 13 — surowe płótno lotnicze
- 14 — pokładowe światła nawigacyjne (pozycyjne)
- 15 — bliższa radiolatornia prowadząca
- 16 — bliższa radiostacja prowadząca
- 17 — pokładowy system sterowania (układ pilotażowo-nawigacyjny)
- 18 — materiały wybuchowe
- 19 — wojskowe siły powietrzne
- 20 — śmigło o zmiennym skoku
- 21 — wyłącznik korekcji
- 22 — włączone
- 23 — grupa śmigłosilnikowa
- 24 — górny martwy punkt (GMP)
- 25 — zespół śmigłosilnikowy
- 26 — kierownice wlotowe
- 27 — droga startowa, pas startowy
- 28 — pomocniczy zespół napędowy (APU)
- 29 — przelicznik, kalkulator
- 30 — wyłączone
- 31 — odbiornik ścieżki schodzenia
- 32 — materiały pędne (paliwa i smary)
- 33 — prądnica samolotu wolnoobrotowa
- 34 — silnik turbinowy (turbina gazowa)

- 36 — ДМР — дифференциально-минимальное реле
- 37 — ДПРМ — дальний приводной радиомаяк
- 38 — ДПРС — дальняя приводная радиостанция
- 39 — ДТРД — двухконтурный ТРД
- 40 — ЖРД — жидкостный ракетный двигатель
- 41 — ЗК — задатчик курса
- 42 — ИВ — индикатор вибрации
- 43 — ИД — индуктивный датчик
- 44 — ИК — истинный курс
- 45 — ИКМ — индикатор крутящего момента
- 46 — ИП — инерционно-плавкий предохранитель
- 47 — ИПР — истинный пеленг радиостанции
- 48 — ИПС — истинный пеленг самолета
- 49 — КВ — корректор высоты
- 50 — КБ — концевой выключатель
- 51 — КК — компасный курс
- 52 — КМ — коррекционный механизм
- 53 — КМ — кислородная маска
- 54 — КП — кислородный прибор
- 55 — КПД — коэффициент полезного действия
- 56 — КРП — курсовой радиоприемник
- 57 — КУР — курсовой угол радиостанции
- 58 — КУС — комбинированный указатель скорости
- 59 — ЛА — летательный аппарат
- 60 — М/Г — мотогондола
- 61 — МК — магнитный курс
- 62 — МК — магнитная коррекция
- 63 — МПР — магнитный пеленг радиостанции
- 64 — МРП — маркерный радиоприемник
- 65 — МСА — международная стандартная атмосфера
- 66 — МУ — магнитный усилитель
- 67 — НК — натуральный каучук
- 68 — НЛ — навигационная линейка
- 69 — НМТ — нижняя мертвая точка
- 70 — ОТК — отдел технического контроля
- 71 — ПВД — приемник воздушных давлений
- 72 — ПД — поршневой двигатель
- 73 — ПРД — передача
- 74 — ПРД — приемник полного давления
- 75 — ПРМ — прием

- 35 — odległościowy manometr indukcyjny
- 36 — przekaźnik różnicowo-minimalny
- 37 — dalsza radiolatornia prowadząca
- 38 — dalsza radiostacja prowadząca
- 39 — silnik dwuprzepływowy
- 40 — silnik rakietowy na paliwo ciekłe
- 41 — nastawnik kursu
- 42 — wskaźnik drgań (silnika)
- 43 — nadajnik (czujnik) indukcyjny
- 44 — kurs rzeczywisty
- 45 — wskaźnik momentu obrotowego
- 46 — bezpiecznik topikowy bezwładnościowy
- 47 — rzeczywisty namiar radiostacji
- 48 — rzeczywisty namiar samolotu
- 49 — korektor wysokości
- 50 — wyłącznik krańcowy
- 51 — kurs busoli
- 52 — mechanizm korekcyjny
- 53 — maska tlenowa
- 54 — aparat tlenowy
- 55 — sprawność, współczynnik sprawności
- 56 — odbiornik wiązki kierunkowej
- 57 — kąt kursowy radiostacji (KKR)
- 58 — zespolony wskaźnik prędkości
- 59 — statek latający
- 60 — gondola silnikowa
- 61 — kurs magnetyczny
- 62 — korekcja magnetyczna
- 63 — magnetyczny namiar radiostacji
- 64 — odbiornik markera
- 65 — międzynarodowa atmosfera wzorcowa
- 66 — wzmacniacz magnetyczny
- 67 — kauczuk naturalny
- 68 — suwak nawigacyjny
- 69 — dolny martwy punkt (DMP)
- 70 — oddział kontroli technicznej
- 71 — odbiornik ciśnienia powietrza (rurka Pitot)
- 72 — silnik tłokowy
- 73 — nadawanie
- 74 — odbiornik ciśnienia całkowitego
- 75 — odbiór

- 76 — ПТО — профилактическое техническое обслуживание
- 77 — ПУ — путевый угол
- 78 — РВ — руль высоты
- 79 — РВ — радиовысотмер
- 80 — РК — распределительная коробка
- 81 — РЛС — радиолокационная станция
- 82 — РМ — рулевая машинка
- 83 — РН — руль направления
- 84 — РН — регулятор напряжения
- 85 — РТО — радиотехническое оборудование
- 86 — РТ.СТ — ртуной столб
- 87 — РТС — радиотехнические средства
- 88 — САХ — средняя аэродинамическая хорда
- 89 — СВ — средние волны
- 90 — СГУ — самолетное громкоговорящее устройство
- 91 — СК — синтетический каучук
- 92 — СД — сигнализатор давления
- 93 — СП — стеклано-плавкий предохранитель
- 94 — СПУ — самолетное переговорное устройство
- 95 — ССП — система сигнализации пожара
- 96 — СТГ — стартер-генератор
- 97 — СУ — силовая установка
- 98 — ТВГ — термометр выходящих газов
- 99 — ТВД — турбовинтовой двигатель
- 100 — ТЛГ — телеграф
- 101 — ТЛФ — телефон
- 102 — ТРД — турбореактивный двигатель
- 103 — ТУЭ — термометр унифицированный электрический
- 104 — ТЦТ — термометр (головок) цилиндров термоэлектрический
- 105 — УВ — угол ветра
- 106 — УВЧ — ультравысокая частота
- 107 — УКВ — ультракороткие волны
- 108 — УПРТ — указатель положения рычага топлива
- 109 — УС — угол сноса
- 110 — УФО — ультрафиолетовое освещение
- 111 — ЦТ — центр тяжести
- 112 — ШР — штепсельный разъем
- 113 — ЭДС — электродвижущая сила

- 76 — przegląd profilaktyczny
- 77 — kąt drogi
- 78 — ster wysokości
- 79 — radiowysokościomierz
- 80 — skrzynka rozdzielcza
- 81 — stacja radiolokacyjna, radiolokator
- 82 — serwowator (mechanizm wykonawczy)
- 83 — ster kierunku
- 84 — regulator napięcia
- 85 — wyposażenie radiowe
- 86 — słup rtęci
- 87 — środki radiotechniczne (nawigacji)
- 88 — średnia cięciwa aerodynamiczna
- 89 — fale średnie
- 90 — pokładowe urządzenie nagłaśniające
- 91 — kauczuk syntetyczny
- 92 — sygnalizator ciśnienia
- 93 — bezpiecznik topikowy szklany
- 94 — zespół pokładowy
- 95 — układ sygnalizacyjny pożaru
- 96 — prądorozrusznik
- 97 — zespół napędowy
- 98 — termometr gazów wylotowych
- 99 — silnik turbośmigłowy
- 100 — telegraf
- 101 — telefon (fonia)
- 102 — silnik turbodrzutowy
- 103 — zunifikowany termometr elektryczny
- 104 — termometr termoelektryczny cylinarów
- 105 — kąt wiatru
- 106 — wielka częstotliwość
- 107 — fale ultrakrótkie
- 108 — wskaźnik położenia dźwigni paliwa
- 109 — kąt znoszenia
- 110 — oświetlenie ultrafioletowe
- 111 — środek ciężkości
- 112 — złącze wtykowe
- 113 — siła elektromotoryczna (SEM)

K.D.
WCT/260/K/74

Odinokow Ju. G.: **Raszot samolota na procznost'**. Wyd. Maszynostrojenije, Moskwa 1973, str. 392, tabl. 12, rys. 381. Cena 1 rb 9 kop. (10,90 zł).

Książka przedstawia metody obliczeń wytrzymałościowych podstawowych elementów samolotu.

Określenie obciążeń zewnętrznych samolotu potraktowane jest raczej przeglądowo, natomiast szczegółowo omówiono sposoby określania rozkładu sił wewnętrznych w konstrukcji płatowca i podwozia. Książka nie jest podręcznikiem wytrzymałości materiałów — jest to kurs statyki lotniczej, uzupełnionej o zagadnienia obciążeń dynamicznych podwozia (obliczenia amortyzatorów) i pewne elementy aero-sprężystości. Zawiera również podstawowe informacje na temat prób statycznych i zmęzeniowych.

Ze względu na ograniczoną objętość książki wiele zagadnień zostało przedstawionych raczej przeglądowo, jednak pewne metody obliczeń (np. zagadnienia obliczeń skrzydła o małym wydłużeniu, obliczenia statecznika płytowego) są ciekawe ze względu na brak dostatecznej liczby publikacji na ten temat.

Książka jest pomocą naukową dla studentów i inżynierów specjalności płatowcowej, ewentualnie także osprzętowej (podwozia).

A. K.

Taylor J. W. R.: **Jane's All the World's Aircraft 1973—74**. Sampson Low, London 1973, str. 810, cena L 15.—

O lotniczym roczniku „Janesa wszystkie samoloty świata” można powiedzieć, że choć co roku jest doskonały, jednak każde jego nowe wydanie jest ważnym wydarzeniem, gdyż zawiera aktualny przegląd samolotów, śmigłowców, szybowców i silników lotniczych z całego świata. Dlatego zawsze jest on niezastąpiony dla fachowców lotniczych.

Bardzo interesujący rozdział wstępny przedstawia najważniejsze wydarzenia ubiegłego roku oraz sytuację przemysłu lotniczego na świecie. Książka w osobnych działach zawiera opisy samolotów i śmigłowców, szybowców, celów latających i bezpilotowych statków latających, lotniczych pocisków raketowych, pojazdów kosmicznych i rakiet badawczych oraz sterowców. W obecnym 64 wydaniu książki znajdujemy opisy 750 samolotów i śmigłowców z 35 krajów oraz ponad 100 szybowców i kilkuset silników lotniczych. Są to zarówno najnowsze konstrukcje, jak i wszystkie znajdujące się w produkcji seryjnej. Opisy zilustrowane są przez 1600 zdjęć i rysunków. Przy tak potężnym tomie zaskakuje aktualność informacji, gdyż są w niej opisane fakty, które miały miejsce zaledwie kilka tygodni przed ukazaniem się książki.

W książce opisane są następujące polskie konstrukcje lotnicze: uskrzydłony SM-1, Lala-1, An-2, Iskra, M-15, Gawron, Wilga, PZL-106, Mi-2, Prąśniczka, Aerosport, Kukułka, Dedal 2, EM-5A, Bocian 1E, Pirat, Bekas, Cobra 15, Jantar 19, Halny, Orion, Ogar, Altostratus oraz silniki SO-1, SO-3, Saturn 500 i 2RB. Nazwa silnika SO-3 pisana jest błędnie jako ISO-3.

W wydaniu tym jako pozytywną informację należy ocenić zmianę układu rozdziału o polskich samolotach. Wyroby polskiego przemysłu lotniczego zostały przedstawione jako zwarty materiał, a konstrukcje amatorskie dopiero po nich. Upřednio stosowane przemieszanie wytwórni i konstrukcji amatorskich, wynikające z ułożenia ich w porządku alfabetycznym — zaciemniało obraz, utrudniając znalezienie poszczególnych konstrukcji.

O Janesie, jedynej w świecie książce tego rodzaju, zawierającej komplet opisów sprzętu lotniczego całego świata, należy powiedzieć — tę książkę trzeba mieć, jeśli chce się wiedzieć, co się dzieje w dziedzinie konstrukcji i produkcji lotniczej na świecie.

A.G.

Stiepnow M. N., Giacintow E. W.: **Ustalost' liekkich konstrukcionnych spławow**. Wyd. „Maszynostrojenje”, Moskwa 1973, str. 320, rys. 114, tabl. 156, cena 2 rbl. 28 kop. (22,80 zł).

Książka omawia statystyczne metody analizy wyników masowych badań zmęzeniowych stopów konstrukcyjnych. Omówiony jest wpływ wykonawstwa elementu i struktury metalu, z którego został wykonany, na jego wytrzymałość zmęzeniową przy różnych obciążeniach oraz sposoby przyspieszenia prób zmęzeniowych.

Książka ma charakter monografii. Zawiera cenne dane dotyczące stopów lekkich stosowanych w przemyśle lotniczym (duża liczba wykresów i tablic), dlatego jest bardzo użyteczna dla pracowników placówek naukowych, biur konstrukcyjnych i technologicznych przemysłu lotniczego, a także słuchaczy kierunków lotniczych na Politechnice.

A.K.

Gaj D. J.: **Wiertoloty zowutsia Mi**, Wyd. Moskowski Raboczij 1973, str. 136, ilustr. 44, cena 48 kop.

Książka — jak mówi podtytuł — jest opowiadaniem o generalnym konstruktorze śmigłowców M. L. Milu. Jest biografią konstruktora, na którą składają się kolejne projekty śmigłowców, ich budowa, próby, sukcesy i niepowodzenia. Autor opisuje proces powstawania pierwszych śmigłowców w ZSRR, problemy konstrukcyjne i naukowe, z jakimi stykali się ich twórcy, sylwetkę zaś M. L. Mila przedstawia na tle kolektywu robotników, inżynierów i pilotów, którzy byli jego współpracownikami. Książka zawiera wiele ciekawych opisów oblotów i pierwszych prób znanych później śmigłowców, od Mi-1 do największych śmigłowców transportowych i „latających dźwigów”, omawia też organizację prac konstrukcyjno-badawczych w radzieckim przemyśle lotniczym, która doprowadziła do tak ogromnego postępu w dziedzinie budowy śmigłowców w Związku Radzieckim. Książka jest cenna jako materiał historyczny i interesująca jako źródło wiadomości o współczesnej dziedzinie lotnictwa.

A.K.

Britt W., Hanne K., Heymann W., Köhler S., Märtten K., Miessener K. H.: **Agrarflug in der DDR**. Veb Deutscher Landwirtschaftsverlag, Berlin 1973, str. 264, cena 16 mk (51,85 zł).

Książka zawiera wszechstronne informacje o lotnictwie rolniczym w NRD, obejmując zarówno rozwój historyczny tego lotnictwa, opisy samolotów rolniczych i stosowanych zabiegów, technologii lotów roboczych, jak organizację oddziałów Agrarflugu, ekonomię zastosowania lotnictwa rolniczego, zabezpieczenie techniczne sprzętu, a także zagadnienia bezpieczeństwa lotów, bezpieczeństwa i higieny pracy personelu, jak i ochrony przeciwpożarowej.

Mimo tak dużej wszechstronności, informacje mają charakter konkretny, ilustrowane są licznymi tabelami i wykresami. Duża ilość danych liczbowych pozwala na praktyczne wykorzystanie materiału. Książka jest opracowana starannie, materiał przedstawiony systematycznie. Jest bardzo cenną pozycją z zakresu lotnictwa rolniczego, zarówno dla specjalistów, inżynierów pracujących w lotnictwie pragnących zapoznać się ze specyfiką prac agrolotniczych, jak i dla studentów kierunków lotniczych Politechniki.

A.K.

● W marcu odbyło się uroczyste posiedzenie Rady Wydziału Mechanicznego, Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej związane z pożegnaniem zasłużonych profesorów Jerzego Bukowskiego i Dionizego Smoleńskiego, kończących pracę pedagogiczną. Stare kadry inżynierów lotniczych pamiętają prof. Bukowskiego z Katedry prof. Witoszyńskiego i z pracy w ówczesnym Instytucie Aerodynamicznym, młodszą — jako profesora aerodynamiki i wieloletniego rektora Politechniki Warszawskiej).

● Członkowie Sekcji Lotniczej SIMP znają prof. dra Bukowskiego jako działacza społecznego i ostatnio na stanowisku prezesa Zarządu Głównego NOT.

● Oba profesorom katedr lotniczych Zarząd Sekcji życzy długich lat zdrowia i dalszych osiągnięć w pracy naukowej i społecznej.

● Ususowniona i uproszczona została sprawozdawczość stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT. Opracowuje się ją teraz na formularzach GUS i to jedynie według stanu na 31 grudnia. Korzystając z wiadomości podanych w części opisowej sprawozdań, podajemy niżej kilka informacji, pochodzących od zarządów warszawskich kół Sekcji Lotniczej SIMP.

● Młode stażem — bo istniejące dopiero od października ub. r. — Koło przy Akademii Sztabu Generalnego dzięki swej działalności propagandowej i popularyzatorskiej zdobyło licznych sympatyków dla Sekcji Lotniczej SIMP (naukowo-techniczne filmy obejrzało 600 widzów!) oraz poparcie władz przełożonych.

● Członkowie Koła współpracowali z młodzieżą i pomagali w nauce słuchaczom kursów inżynierskich organizowanych przez ASG. Trudność pracy Koła wynika z różnorodności specjalności i zainteresowań inżynierów kadry dydaktycznej ASG. Można mieć nadzieję, że energiczny Zarząd (którym kieruje kol. A. Zaczek) pokona kłopoty wynikające z braku doświadczenia. Warto dodać, że koło zorganizowało ciekawy wykład m. inż. K. Piątkowskiego pt. Miniaturyzacja sprzętu elektronicznego i urządzeń elektrotechnicznych.

● Liczące 42 członków Koło Sekcji Lotniczej przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego i Silnikowego przyjęło za swoje cele i zadania: podnoszenie wiedzy zawodowej i ogólnej swoich członków. W 13 naradach i 8 wycieczkach (wśród nich w kilku zagranicznych) naukowo-technicznych uczestniczyli członkowie Koła. W ub. r. Zarząd Koła nawiązał współpracę z kołem Sekcji Główniej Komunikacji Lotniczej SITK przy APRL oraz z Komisją ds. Podnoszenia Kwalifikacji Kadr Technicznych OW NOT. Umiejscowienie ośrodków organizacyjnych Zjednoczenia w różnych dzielnicach Warszawy utrudnia łączność i rozszerzenie działalności członków Koła przy ZPLIS.

● Zarząd Koła SIMP przy Dowództwie Wojsk Obrony Przeciwlotniczej Kraju postuluje, aby istniejące na terenie jednego zakładu czy jednej instytucji koła SIMP i SEP łączyły swe wysiłki dla organizowania społecznych lub branżowych przedsięwzięć i celów. Warto nadmienić, że taka właśnie racjonalna współpraca istnieje pomiędzy kołami SIMP i SEP na terenie WSK — Warszawa II. W zakładzie tym przewod-

niczący Koła SL SIMP jest zarazem przewodniczącym Zakładowego Koła NOT. Na marginesie tego zagadnienia przypomniemy, że już przed kilkoma laty Zarząd Sekcji Lotniczej przy ZG SIMP z Sekcją Główną Komunikacji Lotniczej działająca jednostki organizacyjne obu stowarzyszeń.

● W ramach wzajemnego porozumienia pomiędzy dyrekcją Instytutu Lotnictwa a Zarządem miejscowego Koła Sekcji Lotniczej SIMP członkowie naszego Stowarzyszenia uczestniczą w opiniowaniu planów pracy, w ocenie działalności związanej z awansami naukowymi i zawodowymi pracowników IL, w szkoleniu kadry itp. Tematyka 20 narad w 1973 r. dotyczyła zagadnień konstrukcji płatowców, silników lotniczych i sprzętu, wyposażenia Instytutu w aparaturę badawczą oraz nowych technologii. Celem zebrań — w których uczestniczyło ok. 600 pracowników — było podnoszenie kwalifikacji zawodowych pracowników Instytutu Lotnictwa.

● Koło SIMP przy Instytucie Lotnictwa w Warszawie — zrzeszając 71 inżynierów — stanowi olbrzymi potencjał naukowy.

● Zarząd Koła Sekcji Lotniczej przy WSK Okęcie słusznie postuluje większe popularyzowanie indywidualnych oraz zbiorowych osiągnięć polskich konstruktorów i technologów lotniczych. Zarząd widzi poważne trudności w pracach Koła spowodowane małym dopływem absolwentów wyższych uczelni i szkół technicznych.

● Zarząd Koła SIMP przy Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych zawarł porozumienie z kierownictwem ITWL w sprawie współpracy i występowania przy awansach, premiowaniu, podnoszeniu kwalifikacji kadry inżynieryjno-technicznej i planowaniu prac naukowo-badawczych.

● W działalności Koła Sekcji Lotniczej SIMP zasługują na wyróżnienie inicjatywy wynalazcze, objęcie szkoleniem pracowników warsztatu doświadczalnego, roztoczenie patronatu nad kołami juniorów na Politechnice Warszawskiej i w Technikum nr 6 oraz projekcje filmowe organizowane w terenie.

● Koło Sekcji Lotniczej SIMP przy Lotniczych Zakładach Remontowych w Warszawie — dzięki usilnej propagandzie swego Zarządu — w 1973 r. dwukrotnie powiększyło swój stan, osiągając liczbę 60 członków.

● Godną rozpowszechnienia była inicjatywa Zarządu Koła zorganizowania balu lotników. Zabawa taka odbyła się w ub. r. i wzięło w niej udział około 200 osób.

● Ciekawą inicjatywę podjął Zarząd Koła SIMP przy Szeffostwie Techniki Lotniczej MON, mianowicie zorganizowano wycieczkę do Centralnego Ośrodka Doskonalenia Kadr Kierowniczych. W tej interesującej imprezie wzięli udział członkowie czterech kół naszej Sekcji. Zarząd Koła przy Szeffostwie TL MON przeprowadził w 1973 r. dwa międzyzakładowe szkolenia z dziedziny naprawy silników i badań nieniszczących oraz zorganizował współudział członków w spotkaniach nt. usprawnienia gospodarki materiałowej oraz w naradzie gospodarczej Wojska Polskiego.

● W końcu grudnia miało miejsce w Kole uroczyste wręczenie legitymacji simpowskich oraz nagród w postaci talonów książkowych. Zwyczaj taki powinien wejść do tradycji wszystkich kół i oddziałów Sekcji Lotniczej.

● Koło Juniorów przy Wojskowej Akademii Technicznej zrzeszało w ub. r. 107 członków, studentów różnych specjalności. Dokonano podziału na trzy sekcje branżowe: lotniczą, pojazdów mechanicznych i maszyn inżynieryjnych. Podział ten zaktualizował działalność koła, gdyż odbywały się zebrania ogólne i sekcyjne. Na zebraniach wręczano legitymacje SIMP i zapoznawano nowych członków ze statutem Stowarzyszenia.

● W 1973 r. juniorzy prowadzili gazetkę ścienną poświęconą nowościom technicznym z dziedziny lotnictwa. Ponieważ gazetka wydawana była co 10 dni, przeto przyczyniała się do podnoszenia wiedzy technicznej studentów.

● 8 marca odbyło się zebranie odczytowe Sekcji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SIMP, na którym kol. E. Ostrowski z Koła Sekcji przy Dowództwie Wojsk Obrony Przeciwlotniczej Kraju wygłosił referat nt. pojazdów poduszkowych.

● Prelegent omówił rozliczne zastosowania, które mogą mieć poduszkowe w wersjach: nawodnej, wodno-ładowej i lądowej dla transportu konwencjonalnego oraz specjalnego w trudnych warunkach terenowych. Jak wiadomo, poduszkowe angielskie typu SRN.4 o ładowności 80 ton od blisko 15 lat przebiegają kanał La Manche przewożąc pasażerów, samochody i towary. Obok tej linii, obecnie jest jeszcze na świecie pięć innych tras komunikacji poduszkowej.

● Szerokie zastosowanie mogą mieć pojazdy poduszkowe do celów wojskowych: do desantu morskiego, w zaminowanym lub bagnistym terenie, do patrolowania wybrzeża, wykrywania łodzi podwodnych, do utrzymania łączności z okrętami i śmigłowcami, do przewozu rannych itp.

● I takie przede wszystkim zastosowania rozpowszechnia się na świecie w rozwiązaniach Wielkiej Brytanii, USA (SRN-5 wg licencji angielskiej brał udział w wojnie wietnamskiej), francuskiej, kanadyjskiej i in. krajów.

● Prelegent zapoznał słuchaczy z wielkim dorobkiem myśli konstruktorskiej w zakresie pojazdów poduszkowych począwszy od Hovercrafta SRN-1 Westland z 1957 r. — poprzez SRN 2 do 6, i CC.6 — pojazdy francuskie (m.in. w wersji nawodnej pożarniczej), kanadyjskie i radzieckie (Delfin, Nawa-typu wodnego) — do angielskich BH.7 z 1972 r. i HM.2 tzw. stałością, ze śrubą okrętową. Omówione również zostały polskie eksperymenty w budowie poduszkowców inż. Moldenhawera i Bienia.

● Warto wiedzieć, że: 1° poduszkowce amerykańskie, budowane z licencji angielskiej i rozwijane tworzą rodzinę o symbolu SK/SK.5 (odpowiednik SRN.5), 2° — cena poduszkowca BH.7 (180 osób, 18 ton ładunku, silnik 2500 kW, prędkość maks. 140 km/h) wynosi 1400 tys. dolarów.

● Temat referatu — doskonale znany prelegentowi — był obficie ilustrowany ciekawymi przezroczami. Na odczyt przybyło (co po raz pierwszy odnotowujemy) kilku juniorów z WAT.

Errata

— w nrze 2/74 na s. 37 omyłkowo dwukrotnie powtórzono pod zdjęciami ten sam podpis, podczas gdy pod środkowym zdjęciem powinien brzmieć: Szybowiec Polon Błazińskiego
— przepraszamy L. Musiałkowskiego za pominięcie jego nazwiska pod

zdjęciami szybowców Lublin i M-1 pochodzącymi z jego zbiorów — opublikowanymi w TLiA nr 2/74 na s. 38 i 39

— przepraszamy J. Cynka za pominięcie jego nazwiska pod zdjęciami szybowca Babińskiego, Jaskół-

ki i Torpedo Plage-Courta pochodzącymi z jego zbiorów — opublikowanymi w TLiA nr 3/74 na s. 36 i 39

— w nrze 4/74 na s. 12 w tablicy 4 powinno być Fiat G222 zamiast Qiat G222

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

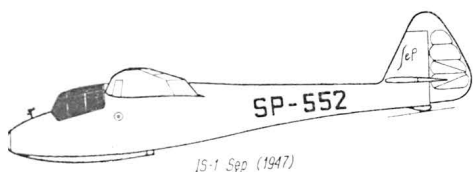
Szybowce 30-lecia PRL

Część 1

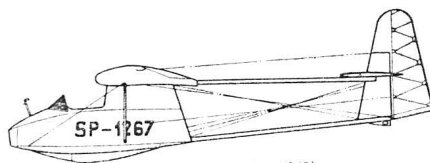
Jedno z czołowych miejsc polskiego szybownictwa w świecie w latach trzydziestych było przyczyną, że nasi konstruktorzy szybowcowi, którzy przetrwali okupację — zaraz po zakończeniu wojny przystąpili do odbudowy przemysłu szybowcowego. Punktem wyjścio-

wym była rekonstrukcja szybowców przedwojennych, lecz w krótkim czasie przystąpiono do opracowania nowych konstrukcji. Szybowce SZD pozwoliły naszym szybownikom na wiele sukcesów i rekordów, a dzięki temu, na wysunięcie się na czołowe miejsce w świecie. Równocześnie szybowce SZD zdobyły u-

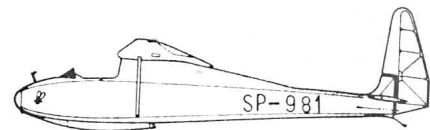
znaczenie w wielu krajach na całym świecie — stając się pierwszym polskim wyrobem lotniczym, który znalazł odbiorców na wszystkich kontynentach. W ciągu 30-lecia PRL w Zakładach Szybowcowych w Bielsku powstało ponad 40 typów



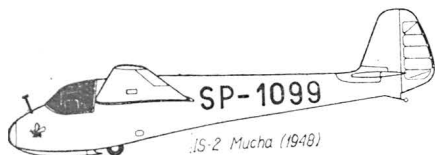
IS-1 Sęp (1947)



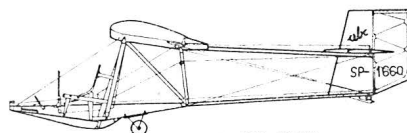
Salamandra (1946)



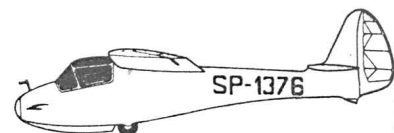
Komar (1948)



IS-2 Mucha (1948)



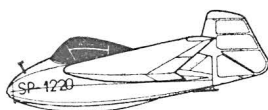
IS-3 ABC (1948)



IS-4 Jastrząb (1949)



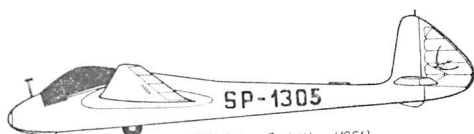
IS-5 Kaczka (1949)



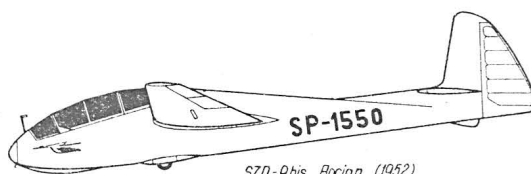
SZD-6 Nietoperz (1951)



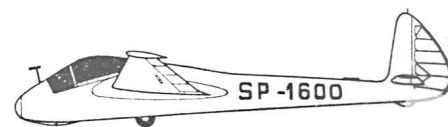
IS-7 Osa (1950)



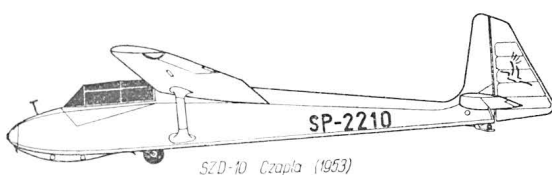
SZD-8bis Jaskółka (1951)



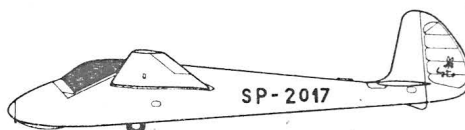
SZD-9bis Bocian (1952)



SZD-11 Albatros (1954)



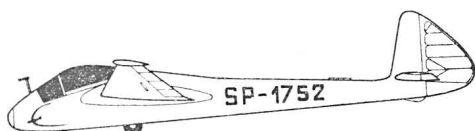
SZD-10 Czapla (1953)



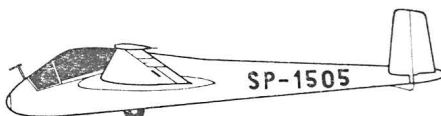
SZD-12 Mucha 100 (1953)



SZD-14 Jaskółka M (1954)



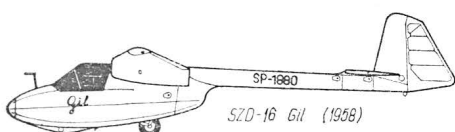
SZD-8ter Jaskółka Z (1956)



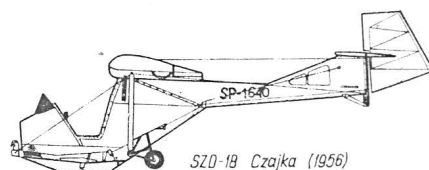
SZD-17 Jaskółka L (1956)



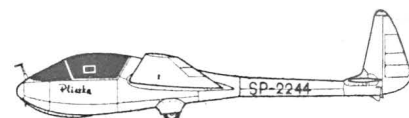
SZD-15 Sroka (1956)



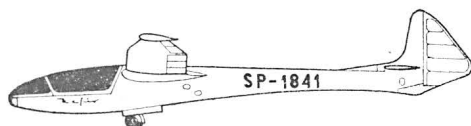
SZD-16 Gil (1958)



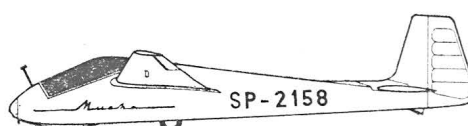
SZD-18 Czajka (1958)



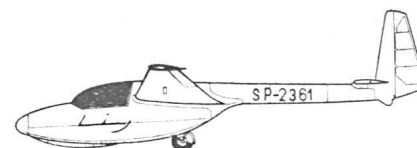
M-3 Płaska (1959)



SZD-19 Zejlit (1958)



SZD-22 Mucha Std. (1960)



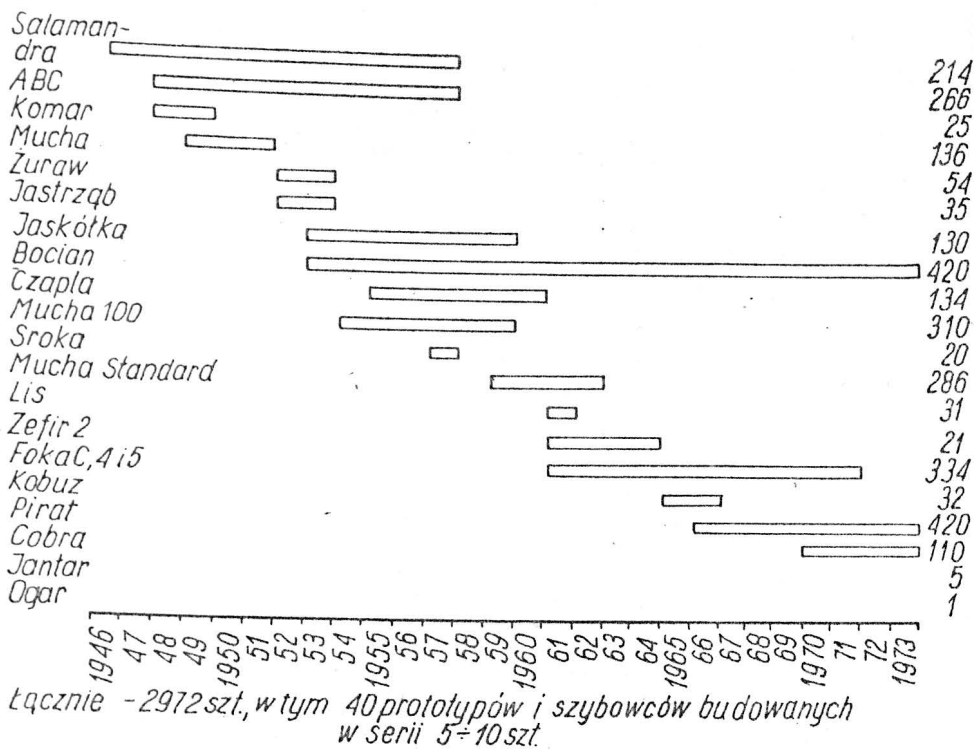
SZD-25 Lis (1960)

szybowców i około 100 prototypów licząc wszystkie wersje. Do produkcji weszło 20 typów, wśród których Mucha, Jaskółka, Bocian, Foka, Pirat i Jantar są największymi sukcesami. Przegląd typów podaje rysunek (w numerze bieżącym — z lat 1946—1960, a w numerze następnym — z lat 1960—1974), rozwój produkcji pokazuje wykres, zaś dane techniczne szybowców budowanych seryjnie zawiera tabela.

Zakresem prac, liczbą skonstruowanych typów i ciągłością prac rozwojowych w dziedzinie budowy szybowców w ostatnim 30 leciu nie może się równać z Polską żaden kraj na świecie. Jest to wynikiem stworzonych w naszym kraju korzystnych warunków dla rozwoju budowy szybowców. Dlatego dorobek naszego przemysłu szybowcowego w 30-leciu PRL jest tak dużym sukcesem.

Dokończenie w następnym numerze

Produkcja polskich szybowców



POLSKIE SZYBOWCE PRODUKOWANE SERYJNIE

Rok	Nazwa	Przeznaczenie	Wymiary					Profil	Ciężary			Osiągi			
			Rozpiętość [m]	Długość [m]	Wysokość [m]	Pow. nośna [m ²]	Wydłużenie		Własny [kg]	Całkowity [kg]	Obc. pow. [kg/m ²]	Doskonałość przy prędkości [km/h]	Opad. min. przy prędk. [m/s, km/h]	Prędk. min. [km/h]	Prędk. dop. [km/h]
1946	Salamandra	Tr.	12,5	6,5	2,3	16,9	9,2	G-387	140	225	13,3	15,2/54	0,8/48	43	150
1947	IS-1 Sep	W	17,5	7,5	1,2	17,0	18,0	G-549/M-12	276	353	20,7	27/72	0,74/67	50	225
1947	IS-3 ABC	Szk.	9,0	6,3	1,7	13,5	6,0	Peyret 16%	105	185	13,7	9/53	1,5/48	45	135
1948	IS-2 Mucha	W	15,0	6,8	1,6	15,0	15,0	G-549/M-12	170	260	17,3	23/63	0,68/55	40	225
1949	Komar 48	Tr.	15,8	6,7	1,7	17,4	14,4	G-535/G-549	148	225	14,1	19/64	0,8/58	44	140
1949	IS-4 Jastrząb	Akr.	12,0	6,2	1,3	13,7	10,4	...	255	340	24,8	19/82	1,1/73	62	450
1951	SZD-8 Jaskółka	W	16,0	7,4	1,4	13,6	18,8	NACA 23012A	270	355	26,2	28,5/83	0,75/74	55	250
1952	SZD-9 Bocian	2W	18,1	8,2	1,8	20,0	16,2	NACA 43018/12A	360	540	27,0	26/80	0,82/71	60	200
1953	SZD-10 Czapla	2 Szk.	16,0	8,7	2,0	24,0	10,6	G-549	280	435	18,1	17/64	0,96/52	48	160
1953	SZD-12 Mucha 100	W	15,0	7,0	1,6	15,0	15,0	G-535/M-12	195	290	19,4	24/70	0,76/62	55	220
1956	SZD-15 Sroka	Tr.	14,5	6,9	1,5	14,5	14,5	NACA 430012A	170	270	18,5	19/64	0,88/58	49	200
1958	SZD-22 Mucha Std.	W	15,0	7,0	1,6	12,7	17,6	G-549/M-12	236	326	25,0	27,8/75	0,33/71	59	250
1960	SZD-25 Lis	Tr.	15,0	7,0	1,5	12,7	17,6	G-549/M-12	230	315	23,1	27/75	0,76/69	59	230
1960	SZD-19-2 Zefir 2	W	17,0	7,2	1,6	14,0	20,6	NACA 63-515	330	415	30,0	34,5/95	0,72/82	62	220
1960	SZD-24 Foka	W	15,0	7,0	1,4	12,1	18,5	NACA 63-618/4415	245	365	30,0	35/94	0,70/79	70	260
1964	SZD-21 Kobuz	Akr.	14,0	7,2	1,9	13,5	14,5	NACA 64-412	325	445	31,5	27,8/95	0,9/86	75	340
1966	SZD-30 Pirat	W	15,0	6,8	1,7	13,8	16,3	Fx61-168/60-1261	261	370	26,8	32/82	0,66/75	59	250
1966	SZD-32 Foka 5	W	15,0	7,2	1,6	12,1	18,5	NACA 63-018/015	256	385	31,8	35/94	0,66/76	68	250
1969	SZD-36 Cobra	W	15,0	7,0	1,6	11,6	19,4	Fx61-168/60-1261	257	385	33,2	37,4/94	0,68/77	67	250
1972	SZD-38 Jantar	W	19,0	7,1	1,6	13,4	27,0	Fx67K170/K150	290	420	31,4	47/97	0,50/75	65	250
1973	SZD-41 Jantar Std.	W	15,0	7,1	1,6	10,6	21,1	NN-8	250	360	33,8	40/105	0,62/78	68	250
1973	SZD-45 Ogar	2 Mot.	17,5	7,9	1,7	18,1	16,5	Fx61-168/60-1261	470	700	36,3	27,5/100	0,96/72	2,8*	180**

* — wznoszenie

** — prędkość maksymalna

Objaśnienia: Akr. — akrobacyjny
Mot. — motoszybowiec
Szk. — szkolny

Tr. — treningowy
W — wyczynowy
2 — dwumiejscowy

Uchwała uczestników konferencji naukowo-technicznej SITK nt.

Lotnisko jako element przestrzennego zagospodarowania aglomeracji miejskiej

Zbliżające się ostatnie ćwierćwiecze XX wieku charakteryzować będą procesy wzmożonej urbanizacji kraju pod hasłem *Budujemy drugą Polskę*.

Procesom urbanizacji kraju, rozwojowi przemysłu i specjalizacji produkcji towarzyszyć musi zapewnienie warunków szybkiej wymiany dóbr materialnych i myśli technicznej oraz przyspieszenie kontaktów międzyludzkich.

Komunikacja lotnicza jako najszybszy konwencjonalny środek transportu powinna znaleźć odpowiednie miejsce w systemie transportowym kraju, szczególnie w odniesieniu do przewozów pasażerskich, biorąc pod uwagę dwie podstawowe przesłanki:

● po pierwsze, transport lotniczy staje się coraz bardziej efektywny z uwagi na zmniejszające się koszty jednostkowe oraz wzrastające wraz ze zwiększeniem wydajności pracy wartości czasu w nowoczesnym społeczeństwie

● po drugie, lotnicza infrastruktura techniczna, tj. w praktyce — sieć lotnisk, jest w rzeczywistości — z uwagi na swój punktowy charakter — znacznie mniej kosztowna, a równocześnie bardziej elastyczna od infrastruktury bazującej na układach liniowych.

Obecny stan transportu lotniczego w kraju jest daleki od zadowalającego. Pod względem przewozów lotniczych pasażerskich i towarowych na mieszkańca oraz w innych podobnych wskaźnikach znajdujemy się na ostatnich miejscach w Europie i w krajach RWPG. Stan ten nie koresponduje z ogólną pozycją i stanem rozwoju gospodarczego naszego kraju oraz z dynamiką tego rozwoju.

Stan i tempo rozwoju lotnictwa ogólnego (niekomunikacyjnego), szczególnie lotnictwa gospodarczego, dyspozycyjnego i sportowego również odbiega niekorzystnie od średniego poziomu europejskiego.

Jedną z głównych barier uniemożliwiających konsekwentny rozwój transportu lotniczego i innych ro-

dzajów lotnictwa cywilnego stanowi opóźnienie w zakresie lotniczej infrastruktury technicznej. Aktualna sieć lotnisk zarówno pod względem ilościowym, jak i jakościowym, nie odpowiada gospodarczym i społecznym potrzebom kraju ani założeniom dalszego dynamicznego jego rozwoju.

W związku z tym, w dobie wzmożonego procesu urbanizacji, podstawowe znaczenie ma zarezerwowanie odpowiednich terenów pod przyszłe lotniska, z tym że terminy budowy poszczególnych lotnisk będą uzależnione od możliwości gospodarczych i od dojrzałości potrzeb danego regionu.

Opierając się na powyższych przesłankach, uczestnicy konferencji naukowo-technicznej w dniach 19—20 października 1973 r. w Gdyni, zorganizowanej przez Stowarzyszenie Inżynierów i Techników Komunikacji wnioskuje, co następuje:

1. Intensywny rozwój społeczno-gospodarczy kraju na miarę roku 2000 wymaga również bardziej intensywnego wykorzystania przestrzeni powietrznej. Warunkiem realizacji tego celu jest zarezerwowanie i zabezpieczenie terenów dla sieci lotnisk cywilnych (komunikacyjnych i sportowo-usługowych) na okres docelowy dla około 60 aglomeracji miejskich i miast, które mają mieć w przyszłości ponad 50 tys. mieszkańców, a także dla głównych ośrodków turystyczno-wypoczynkowych. Sieć taka powinna być ujęta w kompleksowym skonkretyzowanym programie, który stanowiłby wytyczną dla jednostek planujących lokalizację poszczególnych lotnisk.

2. Ażeby zapewnić rezerwację niezbędnych terenów, zachodzi potrzeba wprowadzenia do przepisów o zatwierdzeniu miejscowych planów zagospodarowania przestrzennego obowiązku zabezpieczenia terenów pod budowę lotnisk i dla ich stref ochronnych, przy traktowaniu lotniska jako nieodłącznego elementu składowego współczesnej aglomeracji miejskiej.

Przypadki przejmowania przez miasto terenów lotniskowych pod zabudowę miejską mogą mieć miejsce jedynie po uprzednim zapewnieniu lotniska zamiennego. Koszt budowy lotniska zamiennego powinien obciążać inwestora przejmującego teren lotniska dotychczasowego, a jeżeli inwestorów takich jest kilku — powinien być poniesiony przez miejscowe władze i uwzględniony przy określeniu kosztów przejmowania terenu przez poszczególnych inwestorów.

3. Konieczne jest prowadzenie w sposób ciągły studiów nad ogólną siecią lotnisk w kraju oraz równoległe — studiów nad lokalizacją lotnisk przy poszczególnych ośrodkach miejskich i turystyczno-wypoczynkowych.

4. Studia te powinny być oparte na pogłębionym rozeznaniu perspektyw rozwojowych produkcji i techniki lotniczej. Ministerstwo Komunikacji i PLL LOT powinny uzyskać w tym celu możliwie najpełniejsze, wiążące dane dotyczące planowanej produkcji krajów socjalistycznych dla potrzeb lotnictwa cywilnego — na tle rozwoju realizowanego i przewidywanego w skali światowej.

W studiach nad rozwojem sieci lotnisk i ich lokalizacją należy uwzględnić postulaty, wynikające z zasad racjonalnego gospodarowania i ze specyfiki rozwoju lotnictwa cywilnego, z których podstawowe zostały przedstawione w załączniku do niniejszej uchwały.

Zebrani podejmując niniejszą uchwałę, mającą na celu zabezpieczenie terenowe w planach zagospodarowania przestrzennego przyszłych potrzeb lotnictwa cywilnego, mają na uwadze nie tylko wzrastającą rolę transportu lotniczego i lotniczych usług gospodarczych w nowoczesnym, dynamicznie rozwijającym się kraju, ale również aspekty pozaekonomiczne, społeczne i wychowawcze lotnictwa sportowo-turystycznego i sanitarnego.

Załącznik do Uchwały Konferencji SITK

Postulaty ukierunkujące studia nad lokalizacją lotnisk

1. Wobec konieczności przyjęcia odległego horyzontu czasowego w planowaniu przestrzennym, należy zapewnić rezerwację terenów, bez względu na aktualną ocenę możliwych terminów budowy lotnisk, nie

wyłączając w niektórych przypadkach rezerwacji alternatywnych (np. bliżej i dalej od miasta) — do czasu skonkretyzowania optymalnych rozwiązań. Konkretyzacja zależy będzie m.in. od rozwoju tech-

niki lotniczej i wymagań stawianych przyszłym stątkom powietrznym oraz przez przyszłe stątki powietrzne.

2. W celu uzyskania pełnych korzyści, jakie lotnictwo może dać

społeczeństwu, oraz dla zapobieżenia nieuzasadnionym stratom społecznym wynikającym ze zbyt dużego oddalenia lotnisk cywilnych od obsługiwanych ośrodków (straty te mogą być wyższe od korzyści uzyskanych przez zagospodarowanie odnośnych terenów do innych celów) — należy dążyć do zabezpieczenia terenów możliwie blisko centrum tych ośrodków, o ile pozwolą na to względy ochrony środowiska.

3. W zakresie ochrony środowiska należy uwzględnić, z jednej strony, wzrastające wymagania w zakresie zabezpieczenia ludności przed nadmiernym hałasem, zanieczyszczeniami powietrza oraz zapobieżenia zbyt uciążliwym ograniczeniom zabudowy terenów przylotniskowych, z drugiej strony — już realizowany i przewidywany dalszy postęp w samym lotnictwie. Postęp ten zmierza do:

- wyciszenia silników lotniczych i zmniejszenia ilości szkodliwych zanieczyszczeń atmosfery,
- skracania startów i lądowań oraz stef podchodzenia samolotów, co umożliwi dodatkowe zmniejszenie rozmiaru stref uciążliwości lotniska i stref ograniczeń zabudowy,
- wprowadzenia do obsługi masowych przewozów lotniczych ta-

boru o coraz większej pojemności, co umożliwi zmniejszenie liczby uciążliwych dla otoczenia operacji.

Nie należy zatem sugerować się tylko wynikami dotychczasowych studiów, które nawiązywały do przestarzałej już techniki lotniczej.

4. Należy w możliwie najszerszym zakresie uwzględnić możliwość współużytkowania lotnisk przez lotnictwo cywilne i wojskowe oraz przez różne rodzaje lotnictwa cywilnego, jak długo pozwolą na to rozmiary i specyficzne wymagania tych rodzajów lotnictwa. W szczególności należy uwzględnić możliwości wykorzystywania dla komunikacji lotniczej lotnisk sportowo-usługowych, gdy chodzi o ośrodki mniejsze i linie o mniejszym natężeniu ruchu, nadające się do obsługi przez małe samoloty komunikacyjne o skróconym starcie.

5. Rozpatrując rozwój transportu lotniczego w ramach całego systemu transportowego kraju, należy uwzględnić fakt, że jedynie transport lotniczy, oparty na punktowej infrastrukturze, dającej możliwości elastycznego łączenia wszystkich lotnisk między sobą, zapewni pokrycie całego kraju siecią szybkich usług komunikacyjnych regularnych

i nieregularnych. Uruchomienie sieci szybkiej komunikacji lądowej (szybkie koleje, autostrady) na określonych trasach o bardzo dużym nasileniu ruchu (w przeciwnym razie nieopłacalnej) — może wpłynąć jedynie na zredukowanie połączeń lotniczych na danej trasie, nie może jednak powodować likwidacji lotnisk, które pozostaną nadal niezbędne do obsługi ruchu w relacjach nie pokrytych przez szybką komunikację naziemną.

6. Przy planowaniu sieci lotnisk komunikacyjnych należy mieć na uwadze celowość wykorzystania w coraz szerszym zakresie tych samych lotnisk do obsługi ruchu krajowego i zagranicznego, zwłaszcza że wymagania jednego i drugiego ruchu z punktu widzenia lokalizacji i charakterystyki lotniska oraz użytkowanego taboru mogą być jednakowe. Chodzi też o przewidywanie możliwości lądowań samolotów czarterowych i prywatnych na lotniskach nie obsługiwanych przez linie regularne.

7. W planowaniu przestrzennym należy uwzględnić potrzeby i zarezerwować tereny dla szybkich tras dojazdu do lotnisk środkami komunikacji zbiorowej i indywidualnej oraz tereny na zabudowania i urzędzenia obsługujące lotniska.

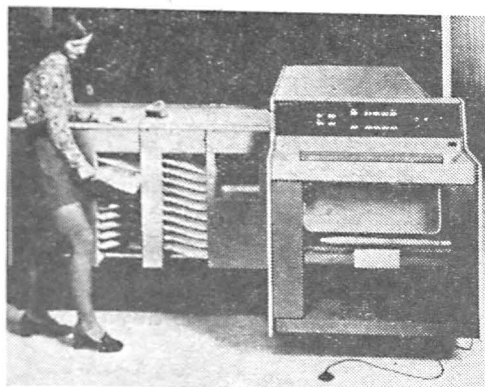
KOPIARKA RANK XEROX 840

Kopiarka RANK XEROX 840 pozwala na uzyskiwanie, w formie dogodniejszej, niż kiedykolwiek poprzednio, kopii rysunków technicznych, ksiąg rachunkowych i innych, dużych rozmiarów dokumentów. Oryginały w rozmiarach do 61×91,4 cm, mogą być reprodukowane jako odbitki formatu A3 lub A4, automatycznie składane i sortowane do wprowadzenia. RANK XEROX 840 może powielać w wielkości naturalnej dokumenty o rozmiarach do 33×45,7 cm.

Kopiarka RANK XEROX 840 jest maszyną kserograficzną, wykonującą kopie na zwykłym papierze i przeznaczoną w pierwszym rzędzie do użytku w centralnych ośrodkach reprodukcji, gdzie stanowi ona wszechstronny i uniwersalny środek kolportażu informacji.

Jest ona prosta w obsłudze i produkuje kopie z szybkością czterdziestu formatu A4 lub dwudziestu formatu A3 na minutę. Ponieważ działanie nie polega na świetle przechodzącym przez oryginał, dla każdego reprodukowanego dokumentu nie musi być wykonany na papierze przepuszczalnym, a poprawki i korekty nie obniżają jakości kopii.

Kopiarka może pracować w pełni automatycznie, w każdej z czterech



kombinacji współczynnika redukcji i pomiarów papieru, zależnie od wymiarów kopiowanego oryginału. Papier podawany jest z jednej z dwóch tac umieszczonych z tyłu maszyny. Wybór współczynnika redukcji i rozmiarów kopii może być również na żądanie dokonywany ręcznie, przez operatora. Na tarczy wykręca się żądaną ilość reprodukcji — do 99.

Wykonane kopie formatu A3 mogą być podawane wprost z przodu kopiarki, albo po złożeniu ich na pół lub w części z boku maszyny. Pracujący na linii sortownik automatycznie zestawia złożone arkusze formatu A3 i pojedyncze kartki formatu A4. Sortownik zaopatrzone jest w dwadzieścia przegródek i może być rozszerzony o dalsze moduły dziesięć przegródkowe, aż do ogólnej liczby pięćdziesięciu.

W handlu kopiarka RANK XEROX 840 może pomóc w dystrybucji takich dokumentów, jak wykresy, reklamy i dokumentacje przewozowe.

Typowe zastosowanie przemysłowe jest tam, gdzie kopie rysunków muszą być dostarczone do wydziałów projektów i opakowań, na hale produkcyjne, do poddostawców i wszędzie tam, gdzie potrzebne są one do wystawiania rachunków czy przedkładania ofert.

Używanie do tych celów rysunków o pełnych wymiarach jest kosztowne w przesyłce i przechowywaniu oraz utrudnia posługiwanie się nimi, a osoba zainteresowana jedynie małym wycinkiem oryginału, lub też posiadaniem kopii wyłącznie jako załącznika, ma do wyboru albo duży i nieporęczny dokument, albo nic.

Natomiast reprodukcje z kopiarki RANK XEROX 840 mogą być przesyłane w zwykłych kopertach i przechowywane w normalnych kartotekach. Wykonuje się je na zwykłym papierze, a możliwość powtórnego przepuszczenia ich przez maszynę i drukowania na odwrocie pozwala na dalszą oszczędność miejsca i papieru.

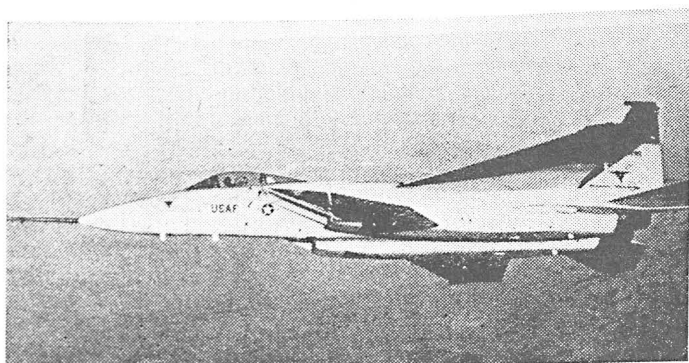
Użycie zwykłego papieru umożliwia również magazynowanie jednego tylko rodzaju materiału, co daje dodatkowy zysk w postaci oszczędności powierzchni magazynowej i zmniejszenia kosztów inwentaryzacji.

O dalsze szczegóły dotyczące sprzętu RANK XEROX prosimy zwracać się pod adresem:

Maciej Czarnecki i S-ka S.A.
ul. Marszałkowska 87, Warszawa

WCT/518/K/74

Szybkie postępy w rozwoju samolotu F-15

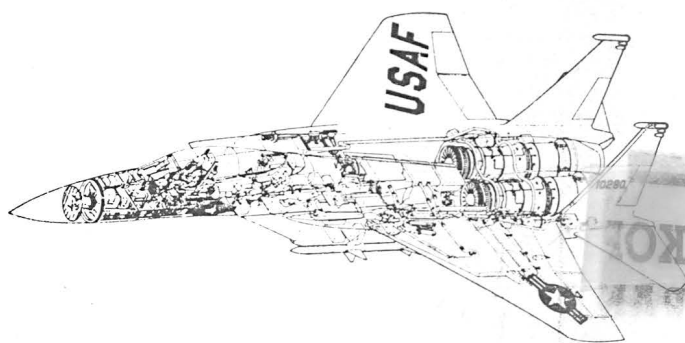


Jakkolwiek brak jest bardziej szczegółowych informacji na temat przebiegu prób nowego amerykańskiego samolotu myśliwskiego McDannell Douglas F-15 Eagle, przypuszcza się, na podstawie ilości godzin wylatanych przez pierwsze prototypy, że jak dotychczas jest on b. pomyślny. Próby pierwszego prototypu rozpoczęły się 27 lipca 1972 r. W ciągu 30 dni prototyp wykonał 26 lotów przebywając w powietrzu 27,7 h. Do 28 września liczba lotów wzrosła do 65, z czego 11 zostało wykonanych przez trzech pilotów wojskowych w ramach wstępnej oceny samolotu przez USAF. Drugi prototyp wystartował do pierwszego lotu 26 września. Oba samoloty wykonały do chwili startu trzeciego prototypu 99 lotów o łącznej liczbie godzin 99,6. Trzeci prototyp — otrzymał on pełne wyposażenie awioniczne — rozpoczął loty 4 listopada.

W ciągu pierwszych trzech miesięcy prób wykonywany był przeciętnie jeden lot dziennie. Zwracają przy tym uwagę krótkie czasy przygotowań do lotu — w ciągu czterech dni wykonywano po trzy loty dziennie. Próby wykazały dużą niezawodność układu sterowania i zgodność jego działania z wynikami prób przeprowadzonych na symulatorze. Przy podchodzeniu do lądowania można było bez trudu utrzymywać prędkość 250 km/h. Przy normalnej

prędkości podchodzenia prędkość przyziemienia wynosiła ok. 230 km/h. Stwierdzono, że przy wszystkich możliwych uszkodzeniach układu sterowania lądowanie może być wykonane w sposób dostatecznie bezpieczny. Do końca października 1972 r. nie określono jeszcze dokładnie prędkości minimalnej, wykazano jednak, że jeszcze przy prędkości 200 km/h samolot ma wymaganą stateczność i sterowność. Jeżeli chodzi o zwrotność samolotu, to dotychczasowe próby potwierdziły przewidywania.

Ogółem ma być zbudowanych 12 prototypów samolotu F-15. Prototyp nr 4 jest przeznaczony do prób wytrzymałościowych, a prototyp nr 5 — do prób uzbrojenia. Dwa następne samoloty będą służyć do prób systemów pokładowych i do dalszych prób uzbrojenia. Ósmy prototyp będzie dwumiejscową wersją treningową. Na prototypie nr 9 mają być wykonane pomiary osiągnięć, a na prototypie nr 10 — badania awioniki łącznie z urządzeniem ELoKa. Dwa ostatnie prototypy będą początkowo pozostawać w rezerwie, a później zostaną przekazane USAF do przeprowadzenia prób eksploatacyjnych. Poza tym do chwili zakończenia programu prób zbudowanych zostanie osiem samolotów przedseryjnych.



Samolot F-15 ma ciężar startowy, bez podwieszek, 18140 kG, rozpiętość 13,0 m, długość 19,8 m i wysokość 5,0 m. Jego maksymalna liczba Ma wynosi ok. 2,5. Do napędu służą dwa silniki dwuprzepływowe z dopalaczem Pratt and Whitney YF100 o ciągu z dopalaniem 11 350 kG (w wersji seryjnej).

Druga wersja silnika TFE731

Na jednym z prototypów samolotu służbowego AMD Falcon 10 poddawana jest obecnie próbom druga wersja przekładniowego silnika dwuprzepływowego Garrett AiResearch TFE731. Wersja ta — nosząca oznaczenie TFE731-2 — ma zmniejszony stosunek wydatków, w związku z czym ciąg startowy wzrósł do około 1600 kG, a jednostkowe zużycie paliwa do 0,493 kG/kGh (pierwsza wersja miała ciąg 1200—1400 kG i jednostkowe zużycie paliwa 0,45 kG/kGh). Ciężar silnika zwiększył się o prawie 80 kG, do czego przyczyniło się również wzmocnienie konstrukcji wentylatora, który obecnie wytrzymuje przy maksymalnej prędkości obrotowej uderzenie ptaka o ciężarze 1,8 kG

z prędkością 460 km/h. Układ silnika pozostał nie zmieniony: wytwornica ma dwuzespołową sprężarkę, składającą się z 4-stopniowego zespołu niskiego ciśnienia i jednostopniowego odśrodkowego zespołu wysokiego ciśnienia, zwrotną komorę spalania, jednostopniową turbinę wysokiego ciśnienia i 3-stopniową turbinę niskiego ciśnienia; jednostopniowy wentylator bez kierownicy wlotowej jest połączony za pomocą przekładni ze sprężarką niskiego ciśnienia.

Regulacja wydatku paliwa w czasie przyspieszania silnika odbywa się za pomocą elektronicznego przelicznika. Czas przyspieszania od biegu jałowego do 95% ciągu startowego wynosi 5 s. W razie uszkodzenia urządzenia elektronicznego zaczyna działać układ hydro-mechaniczny. W czasie prób na samolocie Falcon 10 przy kątach natarcia wlotu 32° nie stwierdzono nie-

statecznej pracy silnika. Duże trudności nastręczyła przekładnia wentylatora, w szczególności jej olejowanie, w związku z jej małymi wymiarami i dużymi prędkościami obrotowymi.

Dane techniczne (w nawiasach wartości dla wysokości lotu 12 000 m i liczby Ma 0,8): ciąg 1600 (342) kG; jednostkowe zużycie paliwa 0,493 (0,815) kG/kGh; stosunek wydatków 2,67 (2,52); spręż wentylatora 1,54:1 (1,65:1); spręż ogólny 15,09:1 (19,0:1); prędkość obrotowa wentylatora 10 967 (11 031) obr./min; prędkość obrotowa sprężarki niskiego ciśnienia 19 728 (19 843) obr./min; prędkość obrotowa sprężarki wysokiego ciśnienia 28 942 (27 963) obr./min; temperatura przed turbiną 1010 °C w warunkach startowych, 932 °C w warunkach wznoszenia, 854 °C w warunkach przelotowych; ciężar 322 kG; długość 1260 mm; średnica maksymalna 1006 mm, w tym 127 mm na skrzynkę napędów; trwałość między-naprawczą w chwili wprowadzenia silnika do eksploatacji 1000 h.

KOŁODZIŃSKI E.

New airport at Gdańsk-Rębiechowo

In this article the new prospects of the air transport development of Gdańsk region are presented. The general data concerning the airport are given, the runway, buildings, navigational equipment and traffic control centre are described. The organization problems during the airport preparation are mentioned also.

KORDZIŃSKI W.

Rolls-Royce's Viper turbojet engines. Part I

The Viper turbojet engines of Rolls-Royce are at present, like the General Electric 785 engines, the most popular power plant for basic training aircraft and light strike aircraft. These engines have been proven also as very efficient propulsion system for executive aircraft. This popularity of the Viper engines can be largely attributed to their low production costs, easy maintenance, reliability and long times between overhaul. These features come as a result of continuous engines improvement and maximum construction simplicity. In part I of this article the development story of the Viper engines is presented and the more important changes that have been incorporated into their construction providing the thrust increase from 2500 lbs to 4000 lbs are described.

GRUSZCZYŃSKI E.

New constructional materials for turbine engines parts

In this article the dependence of development of new constructions on development of new constructional materials and manufacturing method is emphasized. New materials being already used, namely titanium alloys are described, the properties and advantages of these alloys are discussed and the alloys that are being actually developed and investigated are presented. Three groups of heat resistant alloys -nickel, cobalt and chromium based alloys — are shown. The alloys based upon chromium are just in research phase — the results of research of these alloys are satisfied. Composite materials are presented also. It is expected that application of resin and metallic materials reinforced with graphite and boron fibre will decrease the turbine engines weight around 35 per cent.

KUNACHOWICZ K.

Modern ATC systems

This paper, presented at the Symposium of Aviation Technology of the USA and USSR held in Moscow in July 1973, gives some concepts pertaining to the air traffic control in the airport area and over air routes. The air traffic control system of the United States, common to all kinds of aviation, was discussed.

Next topics was the principle of operation of ARTS III semi-automated radar tracking system which permits an increase of the airport traffic handling capacity and the principle of operation of the ATC system belonging to the class of manual systems despite the use of information from primary and secondary radars.

Finally, an area navigation system was discussed which permits to make flights along courses independently of navigation aids on the ground.

This navigation system features more economical utilization of the airspace, an increase of the traffic handling capacity in the air and on airport runways and taxiways as well as the lightening of the job of airport tower controllers.

Co piszą inni...

Prace Instytutu Lotnictwa

Badania sprężystego skrzydła

Podano wyniki obliczeń i badań wytrzymałościowych oraz aerodynamicznych doświadczalnego, ultralekkiego, żaglopodobnego skrzydła o napiętej i sprężyste odkształconej powłoce wykonanej z wysoko wytrzymałej tkaniny syntetycznej. Wyniki badań wykazały bardzo korzystne, w stosunku do zastosowanych środków technicznych i kosztów, własności wytrzymałościowe i aerodynamiczne skrzydła. Uzyskano znacznie lepszy niż dla miękkołatów Rogallo przebieg biegunowej. Własności te wskazują na możliwość zastosowania sprężystego skrzydła przy małych prędkościach lotu w zakresie od ok. 20 do ok. 150 km/h.

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1973 nr 56

Badania wpływu obciążeń i podwyższonych temperatur na zmiany naprężeń własnych w utwardzonej kulowaniem warstwie stopu PA-10

Podano wyniki badań wpływu obciążeń statycznych i zmiennych oraz podwyższonej temperatury na stabilność naprężeń własnych w utwardzonej kulowaniem warstwie stopu PA-10. Badania przeprowadzono na próbkach jednostronnie kulowanych określając wpływ wymienionych czynników przez pomiar strzałki ugięcia próbek.

Przy badaniu próbek obustronnie kulowanych pomierzono wielkości i rozkłady naprężeń własnych stosując trawienie kolejnych warstw materiału próbki połączonej z pomiarem strzałki ugięcia po zdjęciu kolejnej warstwy.

Stwierdzono znaczny wpływ zarówno temperatury, jak i naprężeń zmiennych na wartość i rozkład naprężeń własnych wywołanych utwardzeniem przez kulowanie.

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1973 nr 56

Zastosowanie metody mory do pomiaru odkształceń elementów z twarzyw zbrojonych włóknem szklanym

Przedstawiono analizę niektórych metod pomiaru odkształceń pod kątem ich przydatności w doświadczalnej analizie odkształceń tworzyw zbrojonych włókien szklanych. Opisano i skrótowo przedstawiono matematyczne podstawy metody mory, która okazała się najbardziej przydatna do pomiaru tworzyw zbrojonych włóknem szklanym. Omówiono szeroko próbę użytkowego opracowania i zastosowania tej metody podjętą do badań rozkładu odkształceń w niejednorodnym polu, której wyniki są zadowalające.

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1973 nr 56

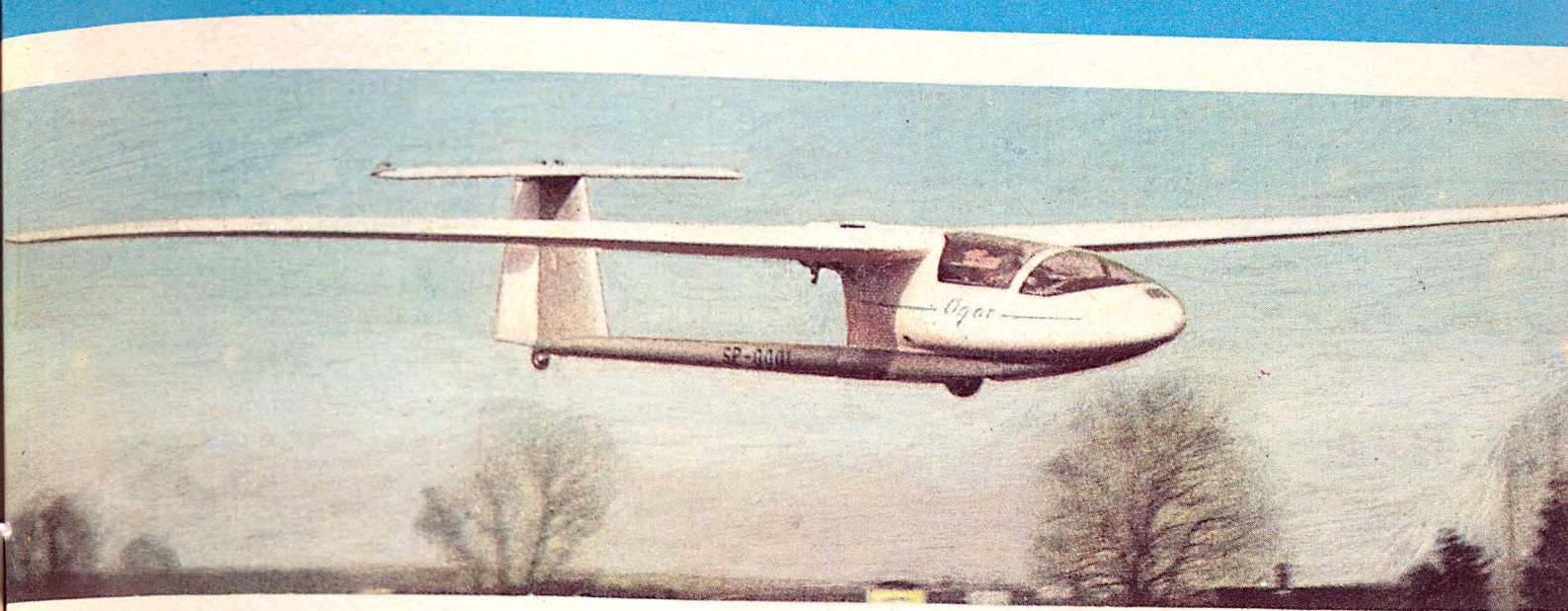
Próba określenia charakterystyki statycznej turbinowego silnika odrzutowego w postaci zależności wyrażonej wzorem

Podano uwagi dotyczące ograniczeń stosowalności teorii dynamicznego podobieństwa do silników odrzutowych i różnego stopnia uproszczeń jako przyczyny różnej interpretacji zasad przy modelowaniu charakterystyk statycznych, a następnie przedstawiono próbę określenia uogólnionej charakterystyki statycznej turbinowego silnika odrzutowego jednowałowego ze stałą dyszą wylotową za pomocą zależności wyrażonej wzorem. Wzór ten ujmuje wpływ Macha na przebieg charakterystyki w obszarze podkrytycznego stosunku rozprężania spalin za turbiną; współczynniki liczbowe wzoru wyznaczono na podstawie statycznego opracowania wyników pomiarów przy badaniach silników w locie. Zgodność przyjętej funkcji regresji z danymi doświadczalnymi oceniono przez błąd średni kwadratowy.

„Prace Instytutu Lotnictwa” 1973 nr 56

SZD-45 OGAR

TWO-SEAT TRAINING MOTOR-GLIDER



- Two-seat side-by-side
- Dual controls
- Pedals adjustable in flight
- Backrests adjustable on the ground
- Semi-retractable 400x150 wheel
- Glassfibre/epoxy resin forward fuselage and metal tail boom. Wooden wings
- Wortmann wing section
- 68hp Limbach SL-1700EC engine

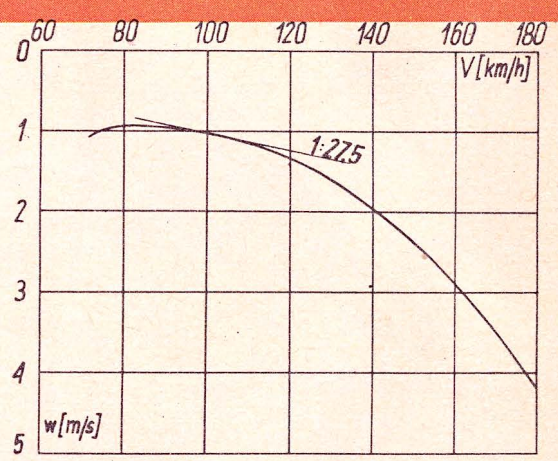
TECHNICAL DATA

Wing span	17.5 m
Length	7.95 m
Height	1.7 m
Wing area	19.1 sq m
Aspect ratio	16.1
Propeller diameter	1.5 m
Wing section	Wortmann
	Fx-61-168, Fx-60-1261

Weight empty	470 kg
Payload	230 kg
Take-off weight	700 kg
Wing loading	36.6 kg/sq m
Max L/D at 100 km/h	27.5
Min sink at 72 km/h	0,96 m/s
Max speed	180 km/h
Cruising speed	150 km/h
Rate of climb	2.8 m/s
Ceiling	3100 m
Range	550 km

ACHIEVEMENTS OF SZD GLIDERS

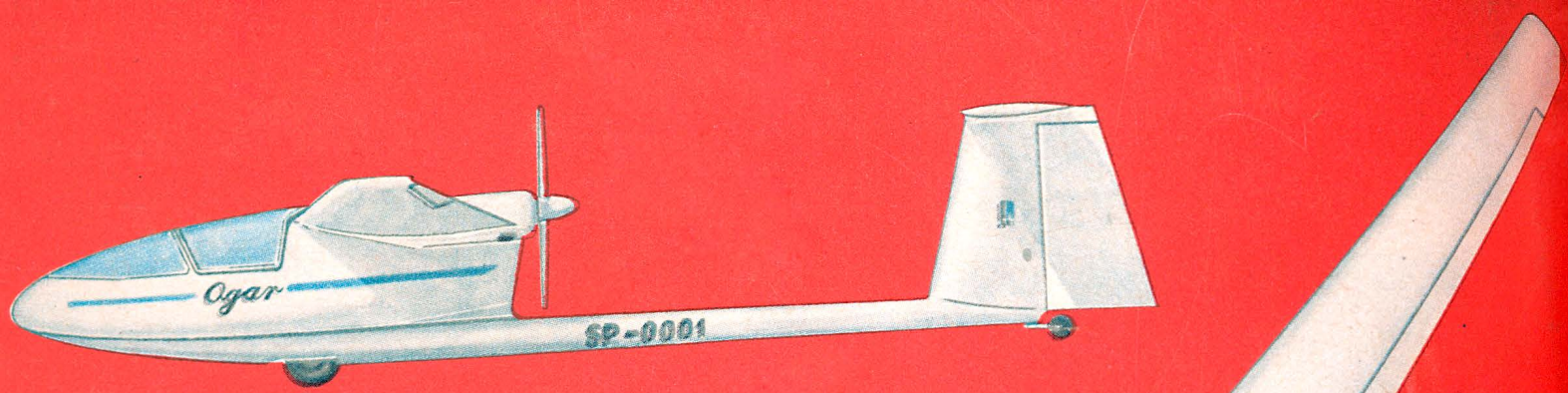
- Every third diamond gliding badge won on SZD gliders
- 3000SZD gliders built
- Jaskółka, Mucha Std, Bocian, Foka, Pirat, Cobra, Jantar — best known SZD gliders
- SZD gliders flying in 36 countries on all continents
- 56 international gliding records set up and broken on SZD gliders



Manufacturer:
 Bielsko-Biała
 Zakłady Szybowcowe
 ul. Cieszyńska 325
 43-302 Bielsko-Biała, POLAND
 Phone: 250-21; Cable: Szed



Exporter: PEZETEL Foreign
 Trade Enterprise of Aviation
 Industry,
 ul. Przemysłowa 26, 00-950 War-
 szawa, POLAND
 PO Box 371; Cable: Pezetel



SZD-45
OGAR

