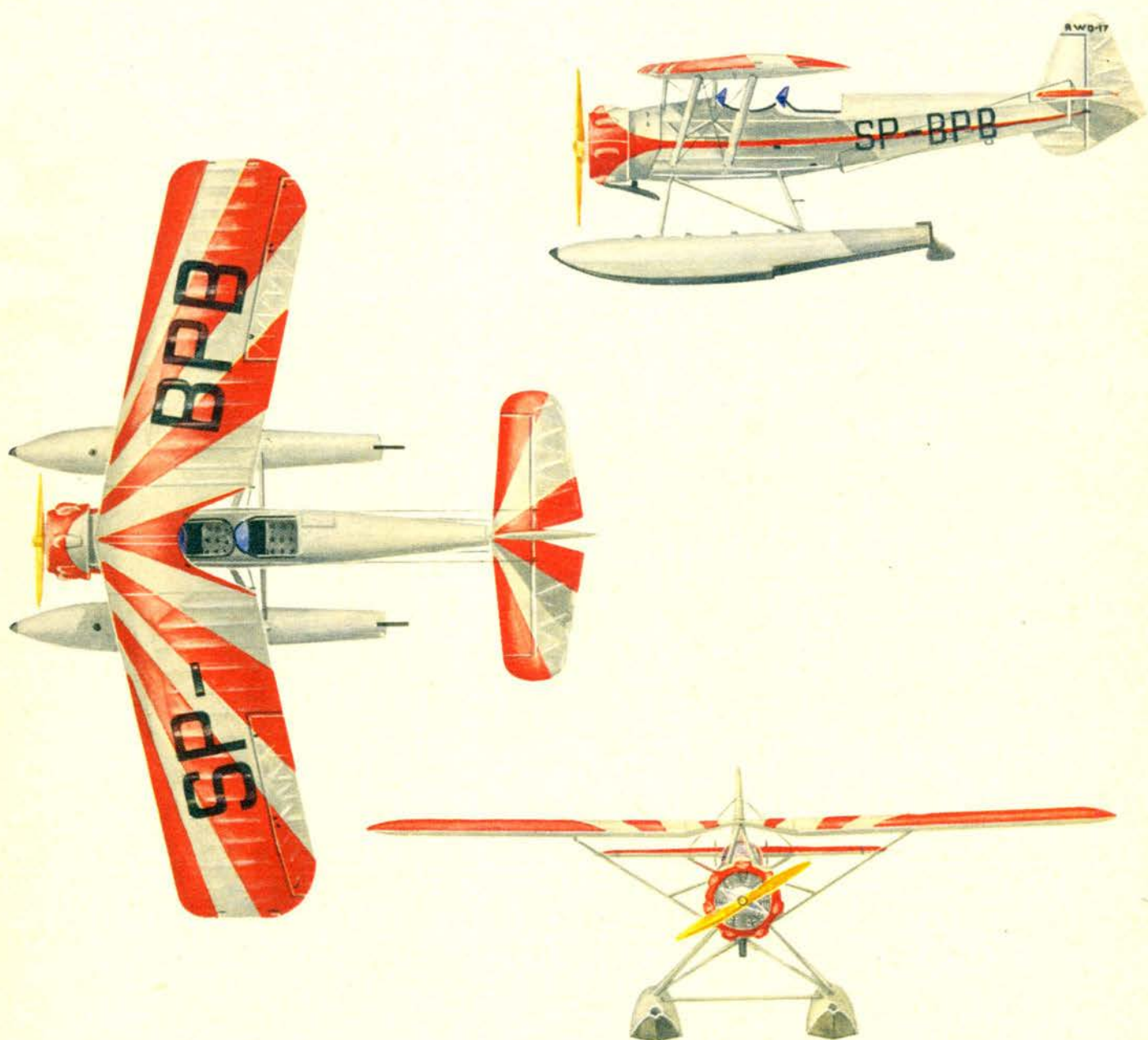


TECHNIKA

1 1975

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● Многоцелевой самолет **ПЗЛ-104 Вильга-35** выпускаемый ВСК-Окецке **экспортируется** в: Австрию, Болгарию, Чехословакию, Египет, Испанию, ГДР, Великобританию, Венесуэлу, Венгрию и СССР. В настоящее время завершается выдача свидетельства о летной годности (сертификата) в ФРГ, Голландии и Италии.

● ВСК-Окецке готовится к выпуску сельскохозяйственного самолета **ПЗЛ-106 Крук**. Предполагается, что в будущей пятилетке всю продукцию завода, **600 самолетов**, покупают страны — члены СОВА.

● ВСК-Окецке является единственным авиационным заводом, который занимается **авиахимическими услугами вне границ страны**. В течение последних трех лет объем авиахимических работ увеличился (по стоимости) втрое. Свыше 100 самолетов Ан-2 и ПЗЛ-101 в прошлом году в Египте, Эфиопии и Судане обработали около 2,5 млн гектаров сельскохозяйственных культур. В настоящее время ВСК-Окецке организовало местный ремонтный сервис для самолетов работающих в Африке.

● ВСК Свидник в прошлом году поставил болгарской авиации вертолет **Ми-2 с оборудованием для обнаружения загрязнений на поверхности моря**.

● В прошлом году Институт Авиации в Варшаве в течение двух месяцев проводил испытания с целью определения **пригодности вертолета Ми-2 для выполнения работ по защите растений в пересеченной местности**. Полеты выполняли летчики-испытатели Института Авиации в Варшаве, мгр инж. Р. Витковский и инж. С. Вельгус. Обработке подвергались 3000 га пшеницы, сахарной свеклы, картофеля и садов. Оценка экономии и эффективности работ была положительной.

● На испытательном аэродроме Института Авиации в г. Кентшин и в государственном сельском хозяйстве Козьле испытывался на самолете Ан-2 и вертолете Ми-2 **электронический прибор для точного наведения воздушных кораблей**, выполняющих авиационные сельскохозяйственные работы, без сигнализиков или маркировки полей.

Оборудование Agri-Fix демонстрировалось британским отделением фирмы Декка Сурвей Системс Инк (Decca Survey Systems Inc.) из США. Испытания проводились летчиками-испытателями др инж. Е. Земборак и мгр инж. Р. Витковским. Это было первое применение Agri-Fix на вертолете. При испытаниях присутствовали представители сельскохозяйственной авиации Болгарии, Чехословакии и ГДР. Результат оценивается положительно.

● Известный польский планерист, по профессии пилот Авиалиний ЛЕТ инж. Эдуард Макуля, атаковал (принадлежащий к себе) **международный рекорд скорости по треугольнику 500 км на двухместном планере**. Он установил новый рекорд скорости равный 115 км/час на планере Калиф А-21 в Геное, США. Прежний рекорд инж. Макуля составлял 101 км/час, он был достигнут в августе 1972 г.

● В **Международных Соревнованиях по Планеризму Социалистических Стран** в июне прошлого года в Орле, СССР, по стандартному классу победил Ф. Кемпка на СЗД-43 Орион, а четвертое место занял С. Зентек, тоже на Орионе. По открытому классу Г. Мушински на планере „Явтарь“ занял третье место, а Е. Зебро — пятое. Среди женщин Х. Рынкевич на планере Кобра 15 заняла четвертое место.

● В сентябре прошлого года на выставке „Варшава XXX-летия“, среди научных, технических и промышленных достижений **ВСК-Окецке** показала самолеты ПЗЛ-106 Крук, ПЗЛ-104 Вильга, ПЗЛ-101 Гаврон и Як-12м.

● The **PZL-104 Wilga 35** all-purpose aircraft, manufactured by the WSK-Okecie, is **exported** to Austria, Bulgaria, Czechoslovakia, Egypt, German Democratic Republic, Great Britain, Hungary, Spain, Soviet Union and Venezuela. At present, certification of the aircraft is made in the German Federal Republic, Holland and Italy.

● The WSK-Okecie gets ready for the production of the **PZL-106 Kruk** ag aircraft. In the next five-year plan it is expected that the entire output totalling **600 units** will be purchased by the CMEA member countries.

● The WSK-Okecie is the only aircraft manufacturer engaged in rendering **aerial plant protection services abroad** besides aircraft production. In the past three years the value of the services, conducted on such aircraft as the An-2 and PZL-101 Gawron, increased three times. More than 100 aforementioned aircraft treated 2.5 million hectares in Egypt, Ethiopia and Sudan last year. The WSK-Okecie has organized a maintenance base for its aircraft operating in Africa.

● The WSK-Swidnik delivered a **Mi-2** helicopter with **equipment for detecting sea pollution** to Bulgarian Aviation last year.

● **Trials of the Mi-2 helicopter** were conducted for two months in Warsaw by the Aviation Institute to check the craft capability for plant protection in hilly terrain. The flights were made by test pilots of the Aviation Institute, Dipl. Ing. R. Witkowski and Ing. S. Wielgus. The results were found satisfactory.

● An **Agri-Fix** device was tested and demonstrated on the **An-2** airplane and on the **Mi-2** helicopter on the experimental field of the Aviation Institute at Kętrzyn and on the site of the Kozle State Farm. This electronic device is used to fix an aircraft during aerial application without any signal men and field marking. The Agri-Fix was offered by the British Division of the Decca Survey Systems Inc (USA). The field trials were conducted by test pilot Dr (Eng.) J. Ziemborak and Dipl. Ing. S. Witkowski. The device was used on a helicopter for the first time. The demonstration was watched by representatives of agricultural aviation of Bulgaria, Czechoslovakia and East Germany. The results were satisfactory.

● **Edward Makula**, our well known glider pilot as well as a pilot of the Polish Airlines LOT, attacked his own international speed record on 500km triangle on a two-seat sailplane. He **established a new speed record** of 115 km/h on Calif A-21 glider in Genoa, USA. Makula's previous record, established in August 1972, was 101 km/h.

● F. Kępka on SZD-43 Orion was the winner in the Standard Class at the **International Gliding Contests** of Socialistic countries at **Orle, USSR**; S. Zientek in the same Class was fourth on Orion. In the Open Class H. Muszyński on Jantar was third and J. Ziobro was fifth. H. Rynkiewicz on Cobra 15 was fourth at the Ladies' Contest.

● In September last year at an exhibition „Warsaw in Thirty Years“, among scientific, technical and industrial production of our capital, the **WSK-Okecie** displayed the following aircraft: PZL-106 Kruk, PZL-104 Wilga, PZL-101 Gawron and Yak-12M.

● In Poznań was formed a new air institution of a historical — museum character called **„Hall of Traditions of the Polish People's Air Force**. The museum building has a metal roof shaped like three traces left behind three jets. The building accommodates exhibits associated with the history of the Polish People's Air Force; outside the building there is a monument of an airman. The Hall has been situated in front of the headquarters of the Air Force Command.

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: Nowy rok lotniczy	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA	
Samoloty pasażerskie i towarowe	4
CEKAWY KONSTRUKCJE	
Podwozie na poduszce powietrznej — oprac. R. Słotwiński	5
LOT PROBLEMY	
J. Kręćsz: Niektóre problemy związane z integracją układów nawigacyjnych	11
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
J. Smoleński: Port lotniczy elementem składowym aglomeracji miejskiej. Część 4.	17
KARTOTEKA TLiA	
VFW-Fokker VFW 614	19
Short SD3-30	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE 32	
Praca konstrukcji dźwigara po utracie stateczności przez jego ściankę — dok.	23
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 27	
Podwozie 2	25
KSIĄŻKI LOTNICZE	26
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: Samolot szkolno-akrobacyjny i wodny RWD-17	30
Roczny spis treści artykułów opublikowanych w TLiA	33
NOWOSTI IZ POLSKI; NEWS FROM POLAND	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	III okł.
Informacje dla Autorów	IV skrz.
Na okładce: Samolot RWD-17 — rys. K. Cieślak	



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT

Warszawa,
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. *Andrzej Glass*

Sekretarz Redakcji:

M. Klara Płaskowska

Redaktorzy działów:

mgr inż. *K. Dąbrowski*, mgr inż. *A. Golędziński*, 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. Kotodziński*, 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. 1965/74. Nakład 3350+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. IV 70 g. 61 × 86. B-68.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—.

Prenumerata roczna zł 144.

INDEKS 38006/37909

The Air Cushion Landing System

The paper presents tests and experiments conducted by the Bell Aerospace Division and the Air Force Flight Dynamics Laboratory to use air cushion landing systems. Two methods were given how to calculate the shape of the flexible ducting that provides a continuous curtain of air around the periphery of the fuselage and how to calculate the characteristics of the cushion flow; both methods were tested experimentally. A method of calculating the dynamic effect of the bottom part of the flexible ducting was also discussed.

KRĘCISZ J.

Some Problems Pertinent to the Integration of National Systems

The article provides general information on air navigation and the influence of the function of a man monitoring the automatic control and navigation system units. The criteria of application of an appropriate navigation system in different types of airplanes and helicopters are discussed. General data are provided on the integrated navigation system, aspects accounting for its application and its functions. A block diagram of the integrated navigation system is given. Finally the author discusses the navigational display.

SMOLEŃSKI J.

Airport as a Component of a Community (Part 4)

The article discusses general directions of activity in the fight against aircraft noise which have been determined on the basis of numerous studies, analyses and questionnaire surveys carried out in many countries.

It also discusses method of determining the annoyance created by noise; the method was used to define three zones of annoyance bounded by isophonic counters. Examples of zones and their use in France, West Germany, Great Britain and the USA are given.

GLASS A.

RWD-17 Training — Aerobatic and Float Plane

This article describes the history of development of the RWD-17 aircraft. Designed by B. Żurkowski in 1937 as a development version of the RWD-8, it was used for transition training in aerobatics before passing to RWD-10. Further development of the RWD-17 was the RWD-17W in sea version and the RWD-17bis in military training version.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXX STYCZEŃ 1975

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

1

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Nowy rok lotniczy

Rok 1974 był rokiem dalszego rozwoju całego lotnictwa na świecie, lecz nie przyniósł żadnych szczególnie ważnych wydarzeń.

W przemyśle lotniczym prócz rozwoju produkcji należy odnotować zaledwie kilka ważniejszych prototypów: zachodnioeuropejskiego samolotu o zmiennej geometrii MRCA-Panavia, francuskiego samolotu bojowego Mirage F1-M53, brytyjskiego samolotu treningowego Hawk oraz brytyjskiego samolotu lokalnej komunikacji Short SD3-30. Równocześnie zrezygnowano z budowy samolotu pasażerskiego Europlane.

W komunikacji lotniczej do próbnej eksploatacji weszły samoloty nadźwiękowe Tu-144 i Concorde. Wciąż wzrasta liczba aerobusów B-747, DC-10, Tristar i A-300B oraz towarowych B-747. Brak jest zamówień na samoloty Mercure. Dotychczas nie widać korzystnych perspektyw dla zbytu samolotów lokalnej komunikacji VFW-Fokker 614, a najpoważniejszym kontrahentem i kooperantem jest Rumunia. Ustalenie przez wiele krajów kalendarza wprowadzania ograniczeń hałasowych w lotnictwie spowodowało zainteresowanie samolotami uciszonymi Tristar i A-300B oraz spowodowało podjęcie prac nad brytyjskim cichym samolotem lokalnej komunikacji HS-146. Kryzys paliwowy spowodował straty w komunikacji dalekodystansowej oraz wywołał spadek komunikacji wewnętrznej w wielu krajach. Wzrost kosztów paliwa doprowadził do rozpoczęcia badań nad zastosowaniem wodoru jako paliwa do silników odrzutowych.

W lotnictwie wojskowym na świecie wzrasta liczba nowoczesnych samolotów bojowych. Samoloty o zmiennej geometrii (np. F-14 Tomcat, Su-20) zdobywają coraz liczniejszych nabywców. Duże zakupy samolotów wojskowych dokonują naftowe kraje arabskie, w szczególności Iran. Amerykanie zwiększyli swe zainteresowanie samolotami bojowymi pionowego startu — zamawiając odmianę rozwojową Harriera XV-16A, XFV-12A — oraz badania samolotu VAK-191B.

W dziedzinie śmigłowców dużym zainteresowaniem cieszy się amerykański program budowy śmigłowców bojowo-transportowych UTTAS i ich wersji cywilnych. Natomiast wytwórnice zachodnioeuropejskie opracowują i oferują cywilne wersje śmigłowców Gazelle, A-109 Hirus i Lynx (Westland 606). Śmigłowcowy rynek cywilny rozwija się obecnie głównie z powodu rozwoju wiertnictwa naftowego na terenach morskich, m.in. koło W. Brytanii i Norwegii. Prace badawcze w dziedzinie śmigłowców idą w kierunku wzrostu komfortu poprzez dalsze obniżanie poziomu drgań śmigłowca.

W lotnictwie lekkim znów narasta fala popytu na samoloty. Np. w USA produkcja tych samolotów wzrosła w 1974 r. do 18 000 egz., w porównaniu z 14 000 egz. w 1973 r. Natomiast sport lotniczy schodzi na margines lotnictwa lekkiego, w którym stale wzrasta liczba samolotów użytkowanych indywidualnie oraz samolotów służbowych.

Ożywiła się bardzo działalność konstruktorów amatorów. W 1974 r. przy FAI powstała Międzynarodowa Komisja Samolotów Konstrukcji Amatorskiej. Liczba samolotów amatorskich w USA osiągnęła 5000 sztuk, a w budowie znajduje się 11 000 szt. W Europie ruch amatorski z roku na rok narasta, a jego największym osiągnięciem jest samolocik Cri-Cri.

W dziedzinie szybownictwa nie można odnotować nowych rewelacyjnych konstrukcji, ani zaskakujących rekordów. Natomiast szybko rozwija się klasa tanich szybowców klubowych oraz produkcja dwumiejscowych motoszybowców szkolnych. Również ruch budowy lotni, silnie rozwinięty w USA, coraz bardziej zdobywa Europę.



POLSKA

● **WSK Okęcie** jest jedyną na świecie fabryką lotniczą, która zajmuje się produkcją samolotów i równocześnie eksportuje usługi w zakresie tępienia szkodników w rolnictwie. A zakres ten jest niemały, skoro piloci mają zajęcie przez cały rok, opylając kolejno uprawy w różnych krajach tropikalnych. W tej sytuacji opłaca się wysyłać ekipę do serwisu naprawczego do Afryki. Eksport usług WSK zwiększył trzykrotnie wpływy dewizowe, uzyskiwane przed kilku laty, przez specjalistyczne przedsiębiorstwo agrolotnicze.

● Całą produkcję samolotów rolniczych **PZL-106 Kruk** w przyszłej pięcioletce, w ilości 600 egzemplarzy, mają zakupić kraje RWPG.

● Główny wyrób WSK-Okęcie **PZL-104 Wilga 35** eksportowana jest do: NRD, CSRS, ZSRR, BRL, WRL, Austrii, W. Brytanii, Egiptu, Wenezueli i Hiszpanii. Trwają formalności homologacyjne tego samolotu w RFN, Holandii i Włoszech.

Przypomnijmy, że WSK Okęcie — jako jedna z nielicznych w świecie fabryk — otrzymała w 1972 r. dyplom FAI za wybitne zasługi w rozwoju lotnictwa lekkiego.

● W latach 1972—74 nakłady inwestycyjne na poprawę socjalnych warunków w zakładzie WSK-Okęcie wyniosły sumę 100 mln złotych.

● WSK w Świdniku dostarczyła lotnictwu bułgarskiemu śmigłowiec **Mi-2** specjalnie wyposażony do wykrywania zanieczyszczenia mórz.

● **Ośrodek Badawczo-Rozwojowy WSK** w Mielcu zawarł umowy o współpracy z politechnikami: Warszawską i Krakowską oraz z wyższymi uczelniami: Szkołą Inżynierską w Rzeszowie i Oficerską Szkołą Lotniczą w Dęblinie. OBR w Mielcu — poza współpracą w dziedzinie techniki — pragnie uzyskać pomoc w zakresie doskonalenia kadry inżyniersko-instruktorskiej. Współpraca ze „Szkołą Orłąt” będzie miała specjalny charakter związany z eksploatacją sprzętu oraz szkoleniem personelu latającego.

● Zakład Badań w Locle Instytutu Lotnictwa w 1974 r. przez dwa miesiące przeprowadzał badania przydatności śmigłowca **Mi-2** do wykonywania zabiegów ochrony roślin na pofalowanym terenie. Loty wykonywali piloci doświadczalni Instytutu mgr inż. R. Witkowski i inż. S. Wielgus. Zabiegom poddano 3000 ha plantacji pszenicy, buraków cukrowych, ziemniaków i sadów. Wstępna ocena wyników pracy śmigłowca tak od strony skuteczności zabiegów, jak i ekonomii, jest pozytywna.

● Na terenie poligonu doświadczalnego Instytutu Lotnictwa w Ketrzynie I na polach Kombinatu PGR Koźle wypróbowano zainstalowane na samolocie **An-2** i na śmigłowcu **Mi-2** — elektroniczne urządzenia do precyzyjnego nawigowania statków powietrznych, wykonujących zabiegi agrolotnicze bez udziału sygnałistów i bez znakowania pól. Urządzenie **Agri-Fix** zostało udostępnione przez angielski oddział firmy Decca Survey Systems Inc. (USA). Próby prowadził pilot doświadczalny Instytutu Lotnictwa dr inż. J. Zięborak i mgr inż. R. Witkowski. Próby **Agri-Fix** na śmigłowcu były pierwszymi tego typu eksperymentem, a obserwowali je przedstawiciele Bułgarii, Czechosłowacji i NRD.

● W lecie 1973 r. zademonstrowano we Francji samolot holowniczy **PZL-104**



Śmigłowiec Mi-2 w wersji uzbrojonej

Fot. WAF

Wilga 35 oraz szybowiec **Jantar 1**. **Jantar**, **Cobra** i **Pirat** mają uzyskać francuskie certyfikaty typu. Pierwsza **Cobra** zakupiona przez francuskie centrum szybowcowe została sprzedana we wrześniu 1974 r., zaś **Jantar** i **Pirat** zostaną dostarczone w bieżącym roku.

● **VIII Krajowe Zawody Szybowcowe Kobiet** odbyły się w czerwcu ub. r. w Lesznie wspólnie z II Szybowcowymi Mistrzostwami Polski Juniorów. Na starcie stanęło 18 **Fok** i **Piratów** pilotowanych przez kobiety oraz 31 **Piratów** obsadzonych przez juniorów. W zawodach wzięły też udział szybowniczki z NRD, WRL, Jugosławii i Francji oraz juniorzy z NRD i RFN. W konkurencjach kobiecych pierwsze miejsce zajęła A. Dankowska (przed przedstawicielkami NRD i Węgier), zaś H. Toboła ze Słupska uzyskała w zawodach juniorów trzecią lokatę (przed pilotami NRD i RFN).

● **XI Warszawskie Zawody Samolotowe** zorganizowane przez redakcję „Trybuny Mazowieckiej” i „Ekspresu Wieczornego” zgromadziły na starcie 18 załóg z aeroklubów warszawskiego i białostockiego. Zwyciężyła załoga Szczepański-Trippenbach z Warszawy.

● **Międzynarodowe Zawody Szybowcowe Krajów Socjalistycznych**, odbywające się w czerwcu 1973 r. w Orle, w Związku Radzieckim, przyniosły ekipie polskiej połowiczne sukcesy. W klasie standard pierwsze miejsce zajął F. Kępką, dwa następne Czechosłowacy; w klasie otwartej: dwie pierwsze lokaty przypadły CSRS, zaś trzecia — H. Muszczyńskiemu. W zawodach kobiecych Polska uzyskała czwarte miejsce. W klasyfikacji zespołowej polska ekipa ulokowała się za czechosłowacką i węgierską.

● **Edward Makula** zaatakował własny rekord międzynarodowy w prędkości przelotu na trasie trójkąta długości 500 km na szybowcu dwumiejscowym. Nowy rekord to prędkość przelotu 115 km/h, podczas gdy poprzedni rekord, ustanowiony w sierpniu 1972 r., wynosił 101 km/h. Próba odbyła się w Stanach Zjednoczonych, w miejscowości Genoa, na szybowcu **Caproni A21**.

● We wrześniu i październiku 1973 r. na terenie WSK-Okęcie była czynna wystawa dorobku tej wytwórni w 30-lecie Polski Ludowej. Pokazano m.in. samoloty **CSS-13** (Po-2), **Junak**, **Jak-12M**, **PZL-101 Gawron**, **PZL-102 Kos**, **TS-3 Bies**, **PZL-104 Wilga** i **PZL-106 Kruk** oraz śmigła, płyty i płytki do **An-2** oraz zbiorniki laminatowe do urządzeń agrolotniczych.

● Wyższa Oficerska Szkoła Lotnicza w Dęblinie zorganizowała w sierpniu 1973 r. sesję naukową poświęconą dorobkowi polskiego lotnictwa wojskowego w 30-lecie PRL. Dla uczestników sesji zorganizowano wystawę samolotów oraz pokazy lotnicze.

● W Poznaniu powstała nowa lotnicza placówka historyczno — muzealna nosząca nazwę **Sali Tradycji Ludowego Lotnictwa Polskiego**. Budynek tego muzeum ma dach w postaci trzech metalowych smug za odrzutowcami. W budynku znajdują się eksponaty związane z dziejami Ludowego Lotnictwa Polskiego, a przed budynkiem — pomnik lotnika. Sala Tradycji znajduje się przed budynkiem sztabu Dowództwa Wojsk Lotniczych.

● W roku 1973 **WSK-Mielec** prócz sprzedaży licznych **An-2** do ZSRR i odbiorcom krajowym, eksportowała 30 **An-2** do Bułgarii, Holandii, Mongolii, NRD i Węgier.

● **Gdańskie Zakłady Elektroniczne Unimor** wykonały 2 nowe typy radiostacji dla lotnictwa lekkiego: 9-kanalową radiostację szybowcową i 22-kanalową radiostację samolotową. Urządzenia te w 1973 r. przeszły próby i produkcja ich jest uruchomiona.

● W lecie 1974 r. w woj. wrocławskim odbył się I Obóz Konstruktorów Amatorów. Prowadzony był przez J. Borzęckiego, konstruktora motoszybowca **Altostratus**.



AUSTRALIA

● Lotnictwo w Australii odgrywa rolę wyjątkową ze względu na rozległy teren i położenie geograficzne kontynentu. Stąd duże ilości: 450 portów lotniczych, 3900 zarejestrowanych samolotów i 48 tys. licencjonowanych pilotów. Na wewnętrznych liniach Australii przewieziono w 1973 r. 7,5 mln pasażerów.



BRAZYLIA

● W Rio de Janeiro powstaje największy port lotniczy Brazylii, którego pierwsza część została oddana do eksploatacji w lipcu br. Budowa prowadzona w czterech etapach zakończy się w roku 1990. Port będzie obsługiwał 14 mln pasażerów rocznie. Zostanie połączony autostradą z miastem, a w przyszłości linią metra.



CZECHOSŁOWACJA

● Według nieoficjalnych wiadomości Czechosłowacja zamówiła dwa samoloty Tu-144. Ma zakupić również Tu-154 oraz Jak-42. Ponadto planuje się nabycie samolotów pasażerskich Il-86 i towarowych Il-76. Na liniach krajowych CSA będą latać samoloty L-410 i Jak-40 zaś na zagranicznych: jedenaście liniowców średniego zasięgu Tu-134 oraz siedem — dalekiego zasięgu Il-62.

● Ostatnio firma Marconi Radar Systems Ltd. dostarczyła Czechosłowacji urządzenie IVR-2, stanowiące system do lądowania według wymagań I i II kategorii lądowania ICAO.

Firma instaluje IVR-2 na lotnisku Praga-Ružyno, na obu końcach drogi startowej. Informacje są przekazywane do centralnego ośrodka maszyn cyfrowych, z którego w czasie 15 sekund otrzymuje się dane o położeniu samolotu względem lotniska.



FRANCJA

● Na paryskim lotnisku w Roissy-en-France zainstalowane będzie urządzenie Turbolclair rozpraszające mgłę. Przeszło ono już pomyślne trzyletnie próby na lotnisku Orly. Działa przez wytwarzanie nad drogą startową gorącego wydmuchu silników turbiny. Silniki są zainstalowane poniżej pasa startowego, pokryte kratą i ustawione w regularnych odstępach. Włącza się je przy pośchodzeniu samolotu do lądowania.

● W Paryżu powstało przedsiębiorstwo lotnicze pn. Jupiter, które ma uruchomić loty wahadłowe między paryskimi portami lotniczymi Orly i Charles-de-Gaulle. Przedsiębiorstwo zakupiło 6 samolotów Fokker F-27.

● W dziesięciolecie 1963—73 obroty francuskiego przemysłu lotniczego powiększyły się z 5 mld franków do 8 mld 700 mln (z tego eksport ok. 53%). W tym samym czasie zatrudnienie wzrosło z 92 000 do 103 000 pracowników, w tym robotników wysoko kwalifikowanych, inżynierów i techników o 41,4%.

● W imię ochrony środowiska ludzkiego publiczności francuscy proponują zwalczanie hałasu powodowanego przez samoloty za pomocą opłat. Byłyby to odszkodowania, których wysokość zależałaby od natężenia hałasu oraz stopnia jego uciążliwości dla otoczenia.



HOLANDIA

● W Holandii zakończono budowę sztucznego satelity Ziemi ANS (Astronomical Netherlands Satellite), który będzie zbierał informacje w przestrzeni kosmicznej.

Satelita o masie 40 kg został — prawie całkowicie — skonstruowany przez przedsiębiorstwa Philips i Fokker-VFW. Koszt budowy wyniósł 75 mln florenów.



JAPONIA

● 8,8 mln pasażerów przewiozły w 1973 r. samoloty linii JAL. Z liczby tej 2,5 mln to pasażerowie korzystający z połączeń zagranicznych.

● W budowie znajduje się pierwszy japoński śmigłowiec KUH-7. Śmigłowiec ma 10 miejsc pasażerskich i masę całkowitą 2700 kg. Jako napęd zastosowano silnik turbiny Lycoming.

● Parlament japoński uchwalił ustawę przewidującą zaostreżenie sankcji karnych

za uprowadzenie samolotu, aż do kary śmierci. Ustawa uprawnia organa sądowe do wydawania orzeczeń w tych sprawach niezależnie od obywatelstwa przestępców, jak również kraju, z którego uprowadzono samolot.



JUGOSŁAWIA

● Jugosłowiańskie linie JAT zakupiły 4 samoloty Boeing 727. Samoloty te mają być dostarczone w roku 1975, a wartość kontraktu wyniesie 34 mln dolarów. Operacja zostanie sfinansowana kredytami uzyskanymi przez stronę jugosłowiańską w Export-Import Banku oraz w kilku prywatnych bankach amerykańskich.



SZWAJCARIA

● Firma Pilatus opracowała na bazie cięższego się powodzeniem szybowca Pilatus B-4 nowe konstrukcje: dwuosobowy szybowiec i motoszybowiec, wyposażone w hamulce i klapy. Przewidywane ceny: szybowiec (ciężar 560 kg, doskonałość 36 przy $v=90$ km/h) — 40 000 fr. szwajc., motoszybowiec (ciężar 700 kg, doskonałość 32 przy $v=100$ km/h) — 55 000 fr. szwajc.



SZWECJA

● Na lotnisku Arlanda pod Sztokholmem rozpoczęto ostatnio prace przy budowie nowego dworca lotniczego. Koszty budowy oblicza się na ponad 70 mln dolarów. Zabudowania przyszłego portu lotniczego dysponować będą kubaturą 370 tys. metrów sześciennych, co zapewnić ma w roku 1980 możliwość obsługi 4,5 miliona pasażerów rocznie. Pierwsi pasażerowie korzystać będą z lotniska już w 1976 r.



W. BRYTANIA

● Firma Rolls-Royce Motors produkuje na licencji amerykańskiej silniki tłokowe Continental o mocy 95, 100, 130, 145 oraz 210 KM. RR zajmuje się również marketingiem dla wszystkich typów produkowanych przez firmę amerykańską Teledyne Continental Motors. Trwałość międzynaprawcza silników wynosi od 1000 do 1800 godzin. Silniki Continental używane są m. in. do napędu następujących lekkich samolotów: Cessna F 150, Socata Rallye Club, Robin HR200, Partenavia (silniki o mocy 100 KM), Cessna FRA 150 Aerobat, Rollason Condor (130 KM) Cessna F337, Robin HR100/210/210 KM. Firma dostarczyła ponad 6100 silników różnym odbiorcom w 78 krajach.

● Plan firmy Rolls Royce Motors (jest to filia RR, która nie została upaństwowiona) na 1974 r. przewiduje dostawę 850 lekkich silników tłokowych, z czego ponad połowę w klasie mocy 100—150 KM, pozostałe w klasach 210 KM i wyższych. Przewidziana wartość tej produkcji — 2,1 mln £, w czym na 1 mln £ części zapasowe, z listy liczącej 8000 pozycji.

● W firmie elektronicznej Plessey Radar skonstruowano trójwymiarowy radar o rewelacyjnych właściwościach.

Nowy radar jest w stanie odróżnić dwa lecące obiekty znajdujące się od siebie w odległości około 14 m i wykrywa obiekty znajdujące się w odległości 500 km od stacji namiarowej. Rejestruje także, o wiele dokładniej niż dotychczas, pozycje obiektu, jego kurs

i wysokość. Swe zalety zawdzięcza radar antenie oraz nowym elektronowym aparatom współpracującym.

● Rząd brytyjski odrzucił projekt budowy trzeciego wielkiego lotniska i dworca lotniczego w Maplin pod Londynem. Głównym powodem skreślenia projektu — obok kwestii ochrony środowiska — były koszty jego realizacji — 650 mln funtów.



USA

● Wytwórnia Enstrom projektuje dwusilnikowy, pięciomiejscowy śmigłowiec dyspozycyjny Enstrom 800. Napęd będą stanowiły dwa silniki Lycoming o mocy 205 KM każdy. Prędkość przelotowa 241 km/h. Duży nacisk położono na utrzymanie niskiej ceny, która ma nie przekroczyć 106 tys. dol.; po pewnym czasie ma ona być obniżona o 25%. Wytwórnia opracowała również drugi, wielozadaniowy śmigłowiec z silnikiem o mocy 260 KM. Ma on stanowić konkurencję dla śmigłowca Bell 47.

● Towarzystwo Emery Air Freight — mające 15-procentowy udział w międzynarodowych lotniczych przewozach towarowych — opracowało projekt super frachtowca powietrznego Redzie to samolot rozwijałby prędkość podróżną w granicach 850—900 km/h i przewożący ładunki w kontenerach 40-stopniowych. Samolot będzie miał znacznie większą powierzchnię ładunkową niż Boeing 747 i ma być tańszy w eksploatacji. Głównym inwestorem projektu jest towarzystwo International Husky, a wykonawcą będzie firma Boeing. Planuje się produkowanie samolotu w trzech wersjach: dwusilnikowej z trzema przegrodami ładunkowymi, trzysilnikowej z pięcioma przegrodami ładunkowymi i międzykonteneralnej z czterema silnikami i pięcioma przegrodami ładunkowymi.

W roku 1979 przewiduje się oblatanie samolotu. Warunkiem rentowności przedsięwzięcia jest sprzedaż 300 egzemplarzy frachtowca.

OGÓLNE

● Zgodnie z zaleceniami ICAO w porcie lotniczym Bruksela — National utworzono bank danych meteorologicznych dla Europy, północnej Afryki i Środkowego Wschodu. Odpowiedz na pytanie postawione przez dowolną stację Sieci Stałej Służby Telekomunikacji Aeronautycznej (RSSTA) uzyskiwana jest w formie zakodowanej w ciągu jednej minuty.

● Trwaia przygotowania do uruchomienia europejskiego centrum prognoz meteorologicznych, które udzielać będzie informacji o prognozie pogody na 4 do 10 dni. Centrum ma powstać w miejscowości Reding w Wielkiej Brytanii. Tego kontrahentami ma być 19 państw zachodnioeuropejskich, w tym wszystkie państwa EWG. Koszt przedsięwzięcia przewidywa się na ok. 77 mln marek zachodniemieckich.

● Przed kilkoma miesiącami rząd Danii i Szwecji uzgodniły ze stroną szwedzka zbuduje most łączący Malmö z wyspą Saltholm, na której Duńczycy zbudują międzynarodowe lotnisko w miejsce dotychczasowego, zbyt ciasnego lotniska Kastrup. Duńczycy również połączą Saltholm ze stałym ładem krótkim tunelem.

● Spośród lotniczych towarzystw zachodnioeuropejskich największą liczbę pasażerów przewiozły w roku ubiegłym: British Airways (dawnie BEA i BOAC) — 11,4 mln, Iberia — 9 mln, Lufthansa — 8, Air France — 7,7, SAS — 6,2, Alitalia — 5,9 i Swissair — 5,2 mln. Natomiast towaru przewiozły: Lufthansa, osiągając 841 mln tkm, British Airways — 730 Air France — 586 i KLM — 565 mln tkm.

Statystyka lotnicza

Samoloty pasażerskie i towarowe

Producent i typ samolotu	Produkcja roczna (szt.)	Wyprodukowano (szt.)	Zamówiono (szt.)	W eksploatacji w 1973 roku (szt.)
Tłokowe				
Bristol 170 Freighter		214		21
Convair CV-240		176		6
Convair CV-340		211		23
Convair CV-440		181		82
Constellation		478		3
Curtiss C-16 Commando		2882		126
DC-3 Dakota		10 928		533
DC-4/C-54 Skymaster		1242		111
DC-6/6A/6B/6C		537		158
DC-7/7B/7C/7F		338		21
IL-14		> 3500		> 312
Nordatlas		433		3
PBY-Catalina/Canso		2816		18
Super Constellation		806		11
Turbośmigłowe				
An-12		809		201
An-22		50		14
An-24		850		> 372
C-169 Transall		175		4
Canadair CL-44		39		26
Convair CV-580		175		116
Convair CV-600		68		46
DHC-Caribou		307		5
Electra		174		32
F-27 Friendship	27	626		147
HP Herald		50		35
HS Argosy		79		9
HS-748	22		296	65
IL-18		265		> 532
L-100 L-382 Hercules	10	45	22	3
Nord 262 Frogate	22		17	37
Tu-114		< 31		< 25
Vanguard		44		27
Viscount 700		287		39
Viscount 800		151		26
YS-11A	12	182		16
Odrzutowe 2-silnikowe				
Airbus A-300 B-2			17	
BAC 111	9	210		92
Boeing B-737	24		376	170
Caravelle	2	240		120
DC-9	25		768	497
F-28 Fellowship	26		68	20
Mercur			10	
Tu-104		200		183
Tu-124		120		92
Tu-134	7	190		176
Odrzutowe 3-silnikowe				
Boeing B-727	75		1093	868
DC-10	65		205	115
Jak-40		300		211
L-1011 Tristar	34		129	51
Trident			102	70
Tu-154			< 65	< 45
Odrzutowe 4-silnikowe				
Boeing B-707	11	338		570
Boeing B-720/720B		154		103
Boeing B-747	25		255	211
Comet		76		29
Concorde			9	
Convair CV-880		65		20
Convair CV-990		37		7
DC-8		556		217
IL-62	9	72		68
Super VC-10		22		20
Tu-144			30	
VC-10		32		10

Ceny samolotów

Ceny z 1972 roku

Typ samolotu	Mln dol. US
Caravelle	5,4
DC - 8 - 63	12,4
DC - 9 - 10	3,4
DC - 9 - 30	5,2
DHC - Twin Otter	0,65
DHC - 5	3,2
DHC - 7 Caribou	2,6
IL - 62	9,0
Mercur	6,6
Lockheed C - 141	6,2
Lockheed C - 130	3,0
Lockheed L100 - 30	6,4
Lockheed C - 5	31,4
Nord 262 Frogate	0,8
Skyvan	0,6
Tu - 134	2,35
Tu - 144	25,0
Tu - 154	7,7
YS - 11A	1,75

Ceny z 1974 roku

Typ samolotu	Mln dol. US
A - 300 B2	17,5
A - 300 B4	18,5
BAC 111 - 500	5,2
Boeing 707-320C	10,8—12,1
Boeing 727-200	8,0—8,4
Boeing 737-200	5,6—8,0
Boeing 747	27,0—35,8
Concorde	40,25
DC - 10	20,0
DC - 10 - 30	22,5
HS - 146	4,4
HS - 748 - 2	1,65
Jak - 40	1,2 — 1,3
L - 1011 Tristar	20,0
Trident 3B	7,8
VFW F - 27 - 500	1,65
VFW F - 28	4,0
VFW - Fokker 614	3,5

Podwozie na poduszce powietrznej

Podwozia współczesnych samolotów, choć bardzo już udoskonalone, mają jednak wiele wad:

— powodują 34% wypadków lotniczych, z czego 22% przyczyn przypada na koła i pneumatyki, a 12% na pozostałą konstrukcję podwozia, głównie mechanizmy jego chowania i wypuszczania,

— zmuszają do korzystania z pasów startowych, co utrudnia lub uniemożliwia starty i lądowania ze skośnym i bocznym wiatrem, przy dużym zaś nasileniu ruchu lotniczego zmusza na nieekonomiczne oczekiwanie w powietrzu,

— są skomplikowane, ich wymiary rosną ze wzrostem ciężaru samolotu oraz zajmują coraz większą przestrzeń w płatowcu.

Ujemne cechy podwozi kołowych doprowadziły do poszukiwań nowych rozwiązań. W szczególności zwrócono uwagę na zjawisko poduszki powietrznej. Już od pierwszych prób z poduszkowcami rozpoczęto prace nad zastosowaniem poduszki powietrznej jako podwozia samolotu. Pierwsze próby wykonano około 1940 r. w Związku Radzieckim — stosując poduszkę powietrzną w samolocie UT-2. Samolot rozpędzał się na tym podwoziu i odrywał od ziemi, lecz z winy małej mocy silnika i dużych oporów podwozia nie wzniósł się w górę. W latach 1954—62 firma Avro-Canada badała możliwość zastosowania poduszki powietrznej w pojazdach zwanych Avrocar. Poszukiwania zostały zaniechane z powodu niestateczności tego układu i wielkich mocy niezbędnych do jego ruchu. Następnie próby zastosowania strumienia obwodowego w lotnictwie podjęły: francuska ONERA, kanadyjski UTIAS, firmy amerykańskie Convair i Boeing-Vertol oraz zachodniemiecka Dornier. W proponowanych rozwiązaniach przewidywano umieszczenie szeregu dysz na krawędziach natarcia i spływu skrzydła prostokątnego.

W rozwiązaniach tych odległość między dyszami a ziemią była zbyt wielka, a strumień nieciągły oraz **moc niezbędna dla właściwej pracy dysz — zbyt duża.**

Pierwsze rozwiązania dające pozytywne rezultaty opracowały firmy Bell Aerospace Division (Textron) i Air Force Flight Dynamics Laboratory.

Jego ideą było umiejscowienie ejektorów sprężonego powietrza pod kadłubem. Dało to możliwość znacznego zmniejszenia wysokości strumienia oraz zastosowania sprężystych kurtyn ograniczających rozproszenie energii, a tym samym znaczne zmniejszenie niezbędnej mocy.

Następnym krokiem było zastąpienie kurtyny przez sprężystą nadmuchiwaną dętkę (membranę, rys. 1) przy mocowanej obwodowo do dolnej strony kadłuba.

Omówiono próby i badania nad stosowaniem w samolotach podwozi dętkowych na poduszce powietrznej, przeprowadzane przez firmy Bell Aerospace Division (Textron) i Air Force Flight Dynamics Laboratory.

Podano sposób obliczania kształtu membrany stosowanej w podwoziu na poduszce powietrznej oraz metody obliczania charakterystyki strumienia obwodowego, których słuszność potwierdzona została doświadczalnie.

Omówiono też metodę obliczania dynamicznego oddziaływania dolnej części membrany.

Dętka ma wiele obwodowo umieszczonych dysz, wytwarzających ukierunkowane strumienie powietrzne. Podczas startu i lądowania sprężone powietrze dostarczane jest przez dmuchawę napędzaną silnikiem pomocniczym. Powietrze to napręża dętkę, w której ustala się nadciśnienie p_j , następnie wypływa przez dysze, tworząc poduszkę powietrzną między kadłubem a ziemią. Poduszka ta zrównoważy ciężar samolotu, jeżeli będzie spełniony następujący warunek:

$$Mg = p_c S_c$$

gdzie:

Mg — ciężar samolotu (masa \times przyspieszenie ziemskie),

p_c — nadciśnienie poduszki powietrznej,

S_c — powierzchnia, na którą działa nadciśnienie p_c

Energię potrzebną do otrzymania nadciśnienia poduszki powietrznej p_c wyraża wzór:

$$E = p_j Q_j$$

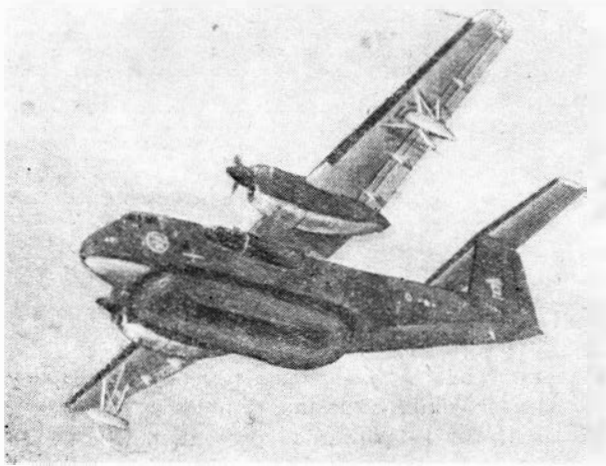
gdzie: Q_j — wydatek objętościowy powietrza wydmuchiwane z dętki (membrany),

p_j — nadciśnienie panujące w dętce (membranie).

Rozwiązanie dętkowe, uznane za najpraktyczniejsze, zostało zastosowane najpierw na lekkiej amfibii Lake LA-4, a w 1973 r. na samolocie transportowym DHC-8 XC-8A Buffalo. Dokonano tego w Kanadzie na zamówienie amerykańskiego ośrodka Flight Dynamics Laboratory przy częściowym finansowaniu przez rząd kanadyjski. Ponadto w wytwórni Bell został opracowany projekt zastosowania takiego podwozia na australijskim celu latającym Jindivik. W razie pozytywnych wyników prób z samolotem Buffalo — przewidywane jest opracowanie podwozia poduszkowego do samolotu transportowego Hercules oraz pokładowych samolotów szturmowych Douglas A-4 Skyhawk i F-8 Crusader.

1. Samolot UT-2 na podwoziu poduszkowym





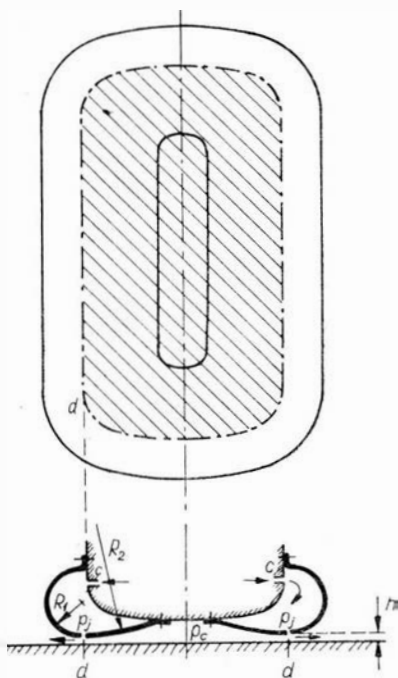
2. DHC Buffalo z poduszkowym podwoziem

Podwozie poduszkowe samolotu Buffalo ma długość 9 m a szerokość 4 m. W środkowej partii poduszki (otoczonej dętką) znajdują się nadmuchiwane poduszki o wzmocnionym bieźniku, służące jako hamulce. Ciśnienie do układu poduszkowego dostarcza sprężarka napędzana przez silnik turbinowy ST-6F70 (odmiana przemysłowa silnika PT-6), zamocowany pod skrzydłem, po lewej stronie kadłuba. Dla zwiększenia możliwości hamowania samolot otrzymał śmigła przestawialne na wsteczny ciąg.

Kształt membrany

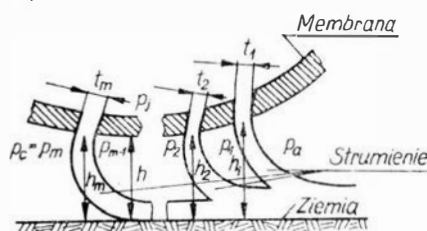
Stosunek ciśnień p_c/p_j i wydatek Q_j zależą od geometrii strumienia obwodowego wytworzonego przez szczeliny lub szereg otworów rozmieszczonych na dolnej powierzchni membrany (rys. 4).

Przyjmuje się hipotezę, że membrana wykonana jest z materiału nierozciągliwego, a w przekroju po-



3. Schemat konstrukcji lotniczej poduszki powietrznej

4. Geometria strumienia obwodowego



przecznym jej kształt można opisać dwoma łukami o promieniach R_1 i R_2 , stycznymi do powierzchni ziemi o środkach leżących na wspólnej linii pionowej, pokrywających się lub rozsuniętych o odcinek l_a , którego długość zależy od spłaszczenia dolnej części membrany.

Promienie R_1 i R_2 są związane zależnością:

$$p_j R_1 = (p_j - p_c) R_2$$

Jeżeli dolna część membrany nie jest spłaszczona (rys. 5), kształt przekroju poprzecznego zmienia się zależnie od stosunku p_c/p_j , natomiast w przypadku spłaszczenia części dolnej (rys. 6), kształt przekroju zależy od stosunku Y_0/Y_∞ , gdzie Y_0 — odległość mierzona pionowo pomiędzy strukturą samolotu i najniższym punktem membrany; Y_∞ — wartość Y_0 , gdy nie ma spłaszczenia dolnej części membrany.

Metody obliczania charakterystyki strumienia obwodowego

Do obliczeń przyjmuje się dwie teorie oparte o zależności pomiędzy p_c/p_j i Q_j oraz geometrię strumienia.

Pierwsza wychodzi z energii kinetycznej strumienia i jej zamiany na ciśnienie poduszki powietrznej p_c .

Aby otrzymać zależność między stosunkiem p_c/p_j a geometrią strumienia, zakłada się odległość h (odległość między najniższym punktem membrany a ziemią, rys. 4). Następnie dla żadanego ciśnienia poduszki p_c wyznacza się stosunek p_c/p_j . Mając przyjęte wielkości h , p_c/p_j i p_a , wylicza się rozkłady ciśnienia w poprzek każdego strumienia, które to umożliwiają przejście od ciśnienia atmosferycznego p_a panującego na zewnątrz do ciśnienia poduszki powietrznej p_c .

Aby wyliczyć rozkłady ciśnienia, należy wyznaczyć współczynnik X_n związany z geometrią strumienia:

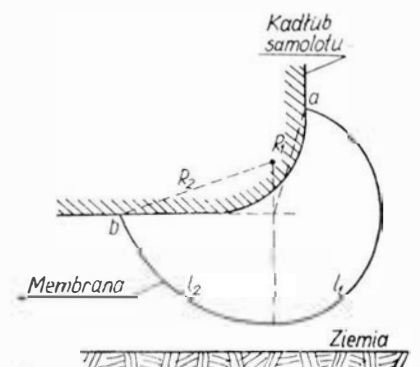
$$X_n = (1 + \sin \Theta_n) \frac{t_n}{h_n}$$

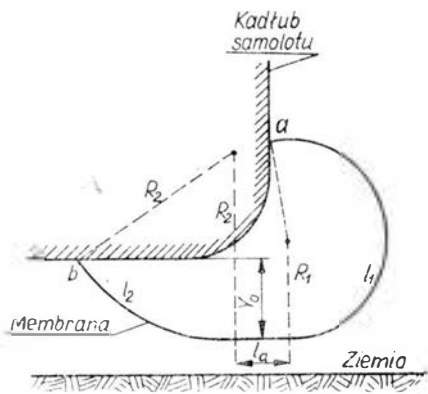
gdzie:

- h_n — odległość dysza—ziemia,
- t_n — szerokość dyszy,
- Θ_n — kąt wypływu strumienia.

Przyjęta teoria uwzględnia różne rozkłady prędkości wewnątrz strumienia. Można założyć, że prędkość wewnątrz strumienia jest: stała (teoria wąskiego strumienia), zmienna wykładniczo (teoria wykładnicza) lub zmienna odwrotnie proporcjonalnie do promienia krzywizny strumienia (teoria Barratta). Dla powyższych przypadków związki pomiędzy p_n i p_{n-1} zostały

5. Przekrój membrany z nie spłaszczoną częścią dolną





6. Przekrój membrany ze spłaszczoną częścią dolną

przedstawione w tablicy. Należy nadmienić, że teorie prędkości zostały potwierdzone doświadczalnie.

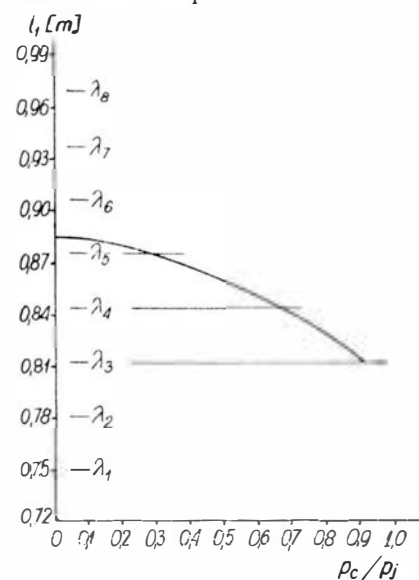
Aby obliczyć wydatek dmuchawy Q_j , oblicza się wydatek Q_{j_n} jednej dyszy, a następnie wydatki dysz się sumuje:

$$Q_j = \sum_{n=1}^m Q_{j_n}$$

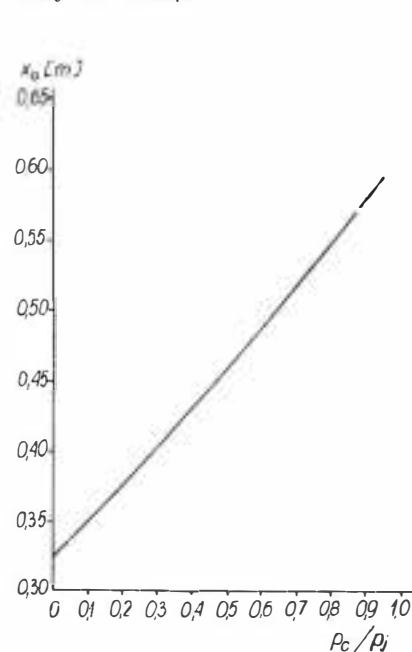
Tablica. Zależność między p_n i C_{Q_n} a p_j , p_{n-1} i X_n dla różnych rozkładów prędkości strumienia

Rozkład prędkości wewnątrz strumienia	$\frac{p_n - p_{n-1}}{p_j - p_{n-1}}$	C_{Q_n}
Jednostajny	$\frac{X_n}{X_n}$	1
Wykładniczy	$1 - e^{-2X_n}$	$\frac{1}{X_n} (1 - e^{-X_n})$
Odwrotnie proporcjonalny do promienia krzywizny (wg Barrata)	$2X_n (\sqrt{X_n^2 + 1} - X_n)$	$\frac{\sqrt{1 - 2X_n (\sqrt{X_n^2 + 1} - X_n)}}{1 - \sqrt{1 - 2X_n (\sqrt{X_n^2 + 1} - X_n)}} \times \log_e [1 - 2X_n (\sqrt{X_n^2 + 1} - X_n)]^{-1/2}$

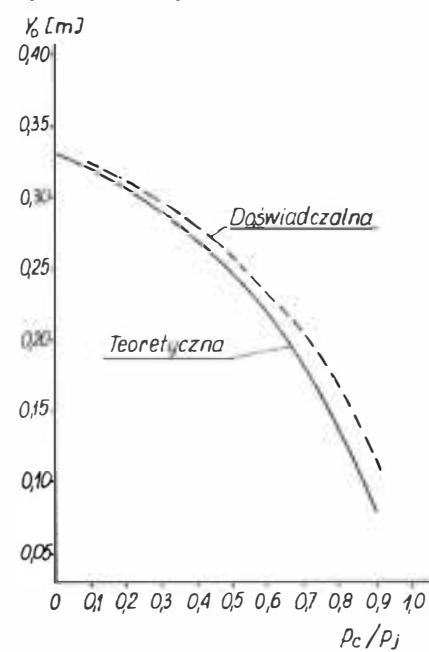
8. Zmiany długości membrany l_1 w funkcji p_c/p_j : l_1 — długość membrany mierzona od górnego punktu zamocowania do jej najniższego punktu. $\lambda_1 - \lambda_8$ oznaczają rozmieszczenie otworów wylotowych na l_1



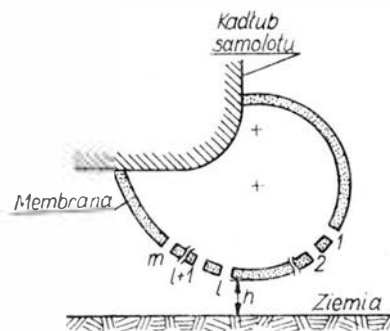
9. Zależność pomiędzy p_c/p_j a przesunięciem X_0 najniższego punktu membrany na zewnątrz



10. Zależność pomiędzy p_c/p_j a odległością Y_0 najniższego punktu membrany od struktury samolotu.



7. Usytuowanie strumieni wokół najniższego punktu membrany



Wydatek jednej dyszy określa wzór:

$$Q_{j_n} = a_n \sqrt{\frac{2}{\rho} (p_j - p_{n-1})} C_{Q_n}$$

gdzie:

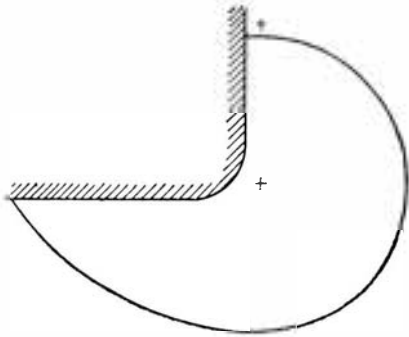
a_n — powierzchnia dyszy,

C_{Q_n} — współczynnik wydatku zależny od geometrii strumienia.

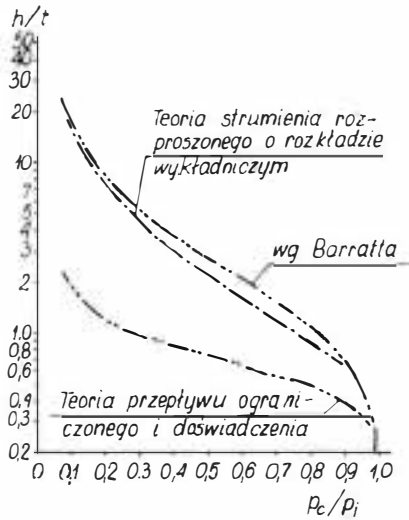
Tablica podaje zależności między $p_n - p_{n-1}$ i C_{Q_n} , a X_n oparte o teorię Barrata.

Druga teoria oparta na przepływie ograniczonym przyjmuje, że ciśnienie poduszki p_c jest utrzymywa-

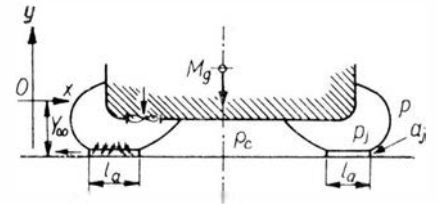
PODWOZIE..



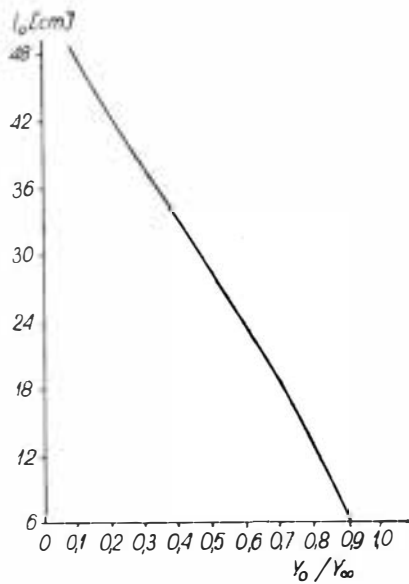
11. Kształt przekroju poprzecznego membrany dla $p_c/p_j = 0,52$ i $p_j = 0,04$ [bar]



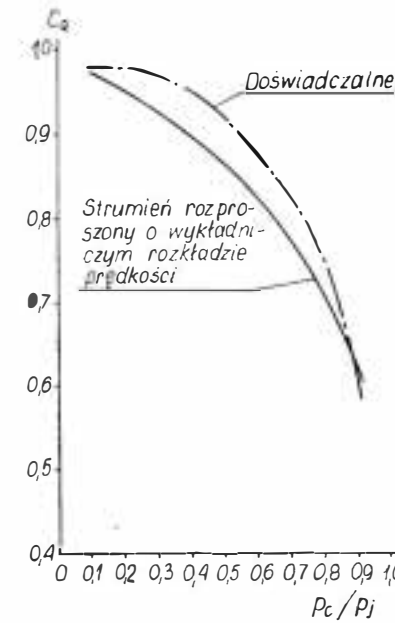
14. Zależność między p_c/p_j i stosunkiem wysokości strumienia do szerokości dyszy h/t



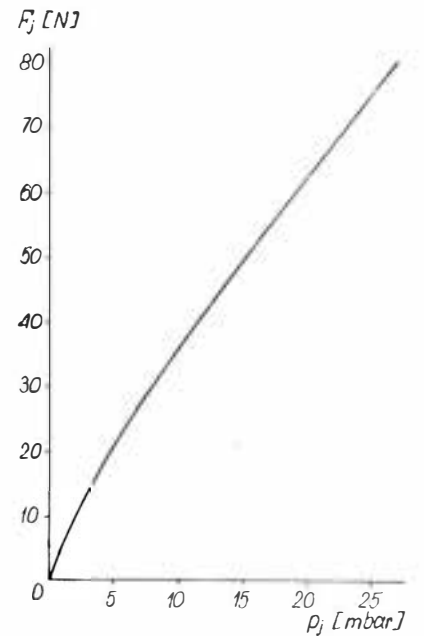
16. Przypadek lądowania



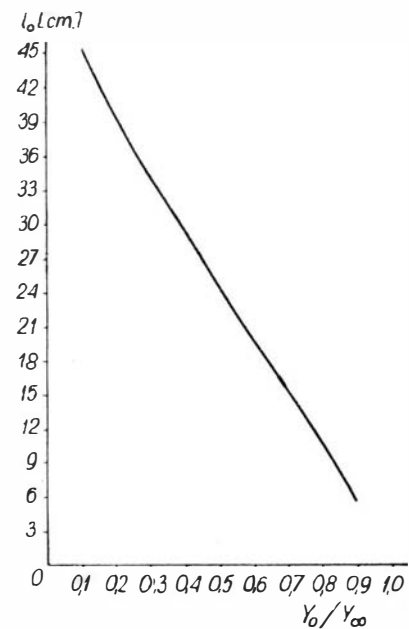
12. Zależność między Y_0/Y_∞ a szerokością części spłaszczonej l_a (dla $p_c/p_j = 0$; $p_j = 0,04$ [bar]; $Y = 33,3$ cm)



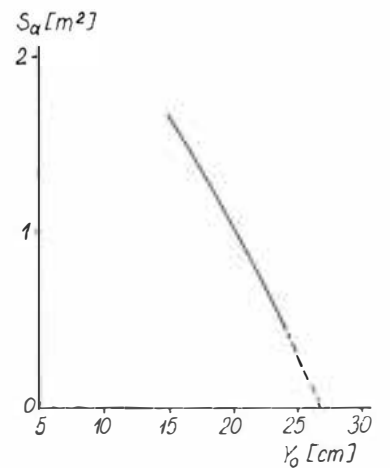
15. Zależność między p_c/p_j i współczynnikiem C_Q



17. Zależność siły pionowej F_j od ciśnienia zasilania p_j

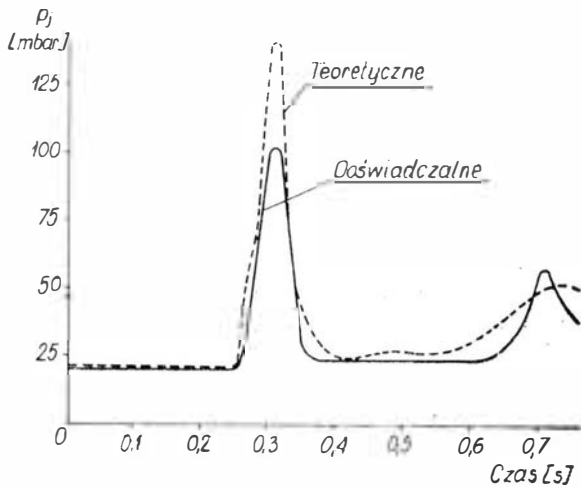


13. Zależność pomiędzy Y_0/Y_∞ i szerokością spłaszczonej części membrany l_a (dla $p_c/p_j = 0,41$; $p_j = 0,04$ [bar]; $Y = 28,1$ cm)

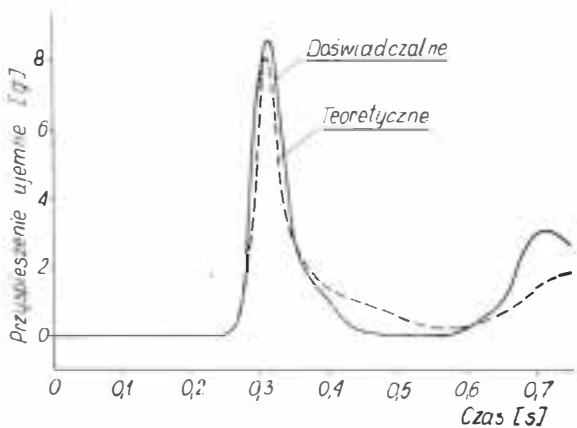


18. Powierzchnia spłaszczenia S_a w funkcji wysokości Y_0

PODWOZIE...



19. Ciśnienie wewnątrz membrany p_j podczas opadania w funkcji czasu



20. Opóźnienie opadania w funkcji czasu podczas próby dynamicznej

ne poprzez zdławienie przepływu na brzegach poduszki. Dla otrzymania zależności między stosunkiem p_c/p_j a geometrią strumienia określa się wysokość h , dla której zachodzi równość między wydatkiem powietrza z dysz znajdujących się na wewnętrznej części membrany a wydatkiem powietrza wydobywającym się z poduszki. Dla takiego przypadku przyjmuje się, że strumienie l do m (rys. 7) zasilają poduszkę, podczas gdy pozostałe strumienie znajdujące się na zewnątrz najniższego punktu membrany mają za cel zmniejszanie wypływu powietrza z poduszki:

$$h \approx \sqrt{\frac{p_c}{p_j} - 1} \sum_{n=1}^m \frac{a_n}{L} \frac{C_X}{C_T C_D}$$

gdzie:

C_X — współczynnik strat na dyszach,
 C_T i C_D — współczynniki zmian objętościowych i kształtu dyszy.

Wydatek Q_j otrzymuje się przez sumowanie wydatków dysz zewnętrznych i wewnętrznych:

$$Q_j = \sum_{n=1}^m a_n \sqrt{\frac{2}{\rho}} (p_j - p_n) C_{X_n}$$

gdzie:

p_n jest równe p_c dla $n > 1$

p_n jest równe p_Q dla $n \leq 1$

C_{X_n} — współczynnik rozładowania szeregu otworów wyjściowych.

Słuszność metod obliczeniowych została potwierdzona doświadczalnie.

Dla przypadku z nie spłaszczoną powierzchnią dolną, wyniki przedstawione są na rysunku 8 do 11, zaś dla przypadku z powierzchnią dolną spłaszczoną wyniki przedstawione są na rys. 12 i 13.

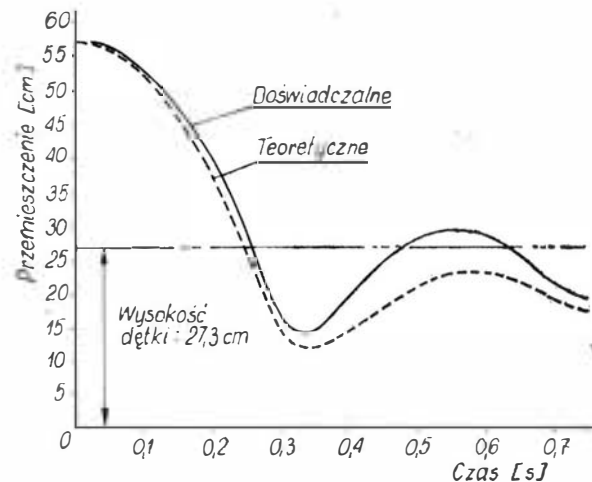
Charakterystyki przepływu $(h/t) = f(p_c/p_j)$ i $C_a = f(p_c/p_j)$ są przedstawione na rysunkach 14 i 15, gdzie: h — odległość między najniższym punktem membrany i ziemią; t — długość zastępcza strumienia obwodowego: $t = \sum_{n=1}^m \frac{a_n}{L}$; C_Q — współczynnik

wydatku: $C_Q = \frac{Q_j C_X}{L t \sqrt{p_j/p_c}}$; L — długość poduszki.

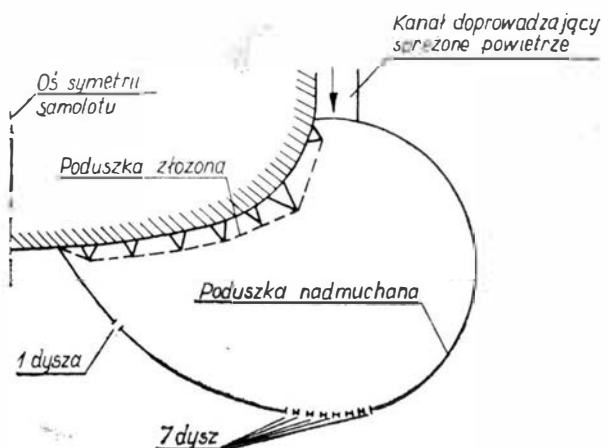
Uzyskane wyniki pozwalają sądzić, że teoria przepływu ograniczonego umożliwi bardzo dokładnie przewidzieć charakterystykę strumieni obwodowych.

Dynamiczne oddziaływanie dolnej części membrany

Dla przewidzenia dynamicznej reakcji podwozia z poduszką powietrzną w firmie Bell opracowano me-



21. Przemieszczenie samolotu podczas próby dynamicznej opadania



22. Podwozie poduszkowe samolotu Buffalo

tość uproszczoną, przyjmującą, że samolot wykonuje zejście jedynie w pionie z określonym kątem pochylenia i pomijalnymi kołysaniami wokół osi podłużnej. Zakłócenia ruchu wynikające z ciśnienia poduszki powietrznej zostały zaniedbane. Dla powyżej przyjętych założeń, podczas lądowania struktura samolotu zbliża się na odległość Y_{∞} od powierzchni ziemi, następuje równoczesne i symetryczne spłaszczenie dwóch segmentów membrany (rys. 16). Równanie ruchu samolotu przyjmuje następującą postać:

$$M \frac{d^2y}{dt^2} = -Mg + S_a(p_j - p_a) + F_j$$

gdzie:

- y — współrzędna pionowa położenia samolotu ($y = 0$ odpowiada Y_{∞}),
- S_a — powierzchnia części spłaszczonej,
- F_j — całkowita siła pionowa wynikająca z wypływu strumieni: $F_j = 2(p_j - p_a) a_j C_x C_y C_z$,
- a_j — powierzchnia wydobywającego się strumienia,
- C_x — współczynnik rozładowania dysz,
- C_y — współczynnik obliczeniowy uwzględniający odciążenie wzdłuż osi y ,
- C_z — współczynnik obliczeniowy uwzględniający różnorodność kątów strumieni pochodzących z poszczególnych otworów.

Przy rozwiązywaniu równania ruchu należy uwzględnić zmiany S_a , objętość membrany i powierzchnię efektywnej rozładowania otworów razem ze współrzędną y i wydatkiem dmuchawy zasilającej.

Doświadczenia potwierdziły słuszność metody obliczeniowej.

Reasumując można powiedzieć, że jest możliwe analityczne przewidzenie ogólnych charakterystyk dynamicznych układu i że metoda uproszczona jest dobrym narzędziem do oszacowania wpływu zmian parametrów na reakcję dynamiczną układu.

Zastosowane w samolocie Buffalo podwozie poduszkowe ASP-10 umożliwia:

- lądowanie z prędkością pionową 3 m/s,
- hamowanie z przyspieszeniem ujemnym 3 m/s.

W następnym numerze...

Przedstawiony będzie program rozwoju Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie, który przewiduje budowę hal ekspozycyjnych, utworzenie Rady Techniczno-Historycznej przez Ministerstwo Komunikacji, stworzenie historycznego archiwum lotniczego itp.

W dziale LOT PROBLEMY opublikowany będzie artykuł na temat przełomowych lat w transporcie lotniczym. Omówione będą czynniki, które, zdaniem Autora, wywołały krytyczną obecnie sytuację finansową wielu przedsiębiorstw transportu lotniczego, a więc wzrost ceny paliw, skutki inflacji, niestabilność walut rozliczeniowych, wzrastająca liczba miejsc nie zawsze zajęta, loty czarterowe itp.

Wskazano też metody, które mogłyby, zdaniem Autora, zwalczyć istniejący kryzys.

W Dziale CIEKAWY KONSTRUKCJE podany będzie opis doświadczalnego sa-

molotu Fs-28 Avispa, skonstruowanego całkowicie ze sztucznych tworzyw w niekonwencjonalnym układzie. Na uwagę zasługują uzyskane dobre osiągi dzięki zachowaniu opływu laminarnego, zastosowaniu śmigła pchającego oraz wygładzeniu konstrukcji.

W następnym artykule omówiono najważniejsze czynniki, które polepszyły usługi agrolotnicze w kraju. Podane będą także korzyści, jakie daje stosowanie samolotów i śmigłowców w rolnictwie.

Uzasadniona będzie potrzeba rozwoju lotnictwa rolniczego i podane przewidywane nowe kierunki jego rozwoju.

O odlewaniu precyzyjnym części lotniczych i turbosprężarek metodą wytapianych modeli można się dowiedzieć z następnego artykułu, w którym opisana będzie technologia wykonywania odlewów i podane będą typowe przykłady zastosowania tej metody. Przed-

stawione też będą korzyści, jakie przynosi odlewanie modeli tą metodą.

W kolejnym artykule opisane będą badania oraz wyniki prac doświadczalnych nad osłabieniem fal uderzeniowych w przepływie naddźwiękowym. Proponowana, elektrodynamiczna metoda umożliwia zwrot części włożonej mocy.

W KARTOTECE TLIA podamy opis dwumiejscowego, odrzutowego samolotu szkolno-treningowego Hawker Siddeley 1182 HAWK produkowanego przez Wielką Brytanię oraz 4-miejscowej amfibii w układzie łodzi latającej LAKE LA-4-200 BUCCANEER produkowanej w USA.

W POMOCACH KONSTRUKCYJNYCH opisane będą *Płyny w lotniczych instalacjach hydraulicznych*.

W TECHNICZNYM SŁOWNIKU LOTNICZYM podajemy terminologię agrolotnictwa.

Literatura

1. Bruner G., Laurent D.: *Atterrisseurs d'avions à coussin d'air*, "L'aéronautique et astronautique" 1973 nr 39.
2. Hildebrandt L. H., Digges K. H.: *Development of the Air Cushion Aircraft*, "Canadian Aeronautics and Space Journal" 1972 nr 4, s. 91-92.
3. Hildebrandt L. H., Digges K. H.: *Summary of the Air Cushion Landing System on the de Havilland Buffalo Aircraft*, "Canadian Aeronautics and Space Journal" 1974 nr 3, s. 93-100.

Opracował mgr inż. R. Słotwiński

Niektóre problemy związane z integracją układów nawigacyjnych

Nawigacja zajmuje się tylko takimi zagadnieniami, w których zachodzi celowa zmiana lokacji obiektu ruchomego. Jest to proces kierowania ruchami statków z jednego punktu wyjściowego do innego miejsca docelowego. Elementami określającymi proces ruchu statku są współrzędne jego pozycji, kierunek ruchu, prędkość i czas.

Nawigacja wolno poruszającego się obiektu zawarta jest w pytaniu „Gdzie jestem?”. Na podstawie odpowiedzi na to pytanie decyduje się, czy utrzymać bieżący kurs i prędkość statku, czy też dokonać zmian. W związku ze wzrostem prędkości oraz zwielokrotnieniem się liczby samolotów w przestrzeni powietrznej (co znacznie ogranicza przestrzeń powietrzną dla poszczególnego samolotu) staje się coraz bardziej ważne pytanie: „Gdzie jestem?”, z uwzględnieniem do tego „Gdzie powinienem być?”. Stało się więc niezbędne ciągle dostarczanie informacji nawigacyjnych koniecznych do bezpiecznego kierowania statkiem powietrznym w dowolnych warunkach meteorologicznych.

Informacje te mogą być wykorzystane przez człowieka operatora lub, gdyby człowiek z jakichkolwiek przyczyn nie mógł wykonać określonego zadania w pętli układu sterowania statkiem powietrznym, mogą być przekazane do przelicznika automatycznego pilota. Udział człowieka w statkach załogowych jest jednak niezbędny w celu spełniania funkcji nadzorczej nad blokami układu automatycznego kierowania i nawigacji. Na podstawie informacji z przyrządów interpretuje on uzyskane wyniki i podejmuje odpowiednie decyzje. Jego inteligencja jest konieczna, aby w układzie automatycznym wprowadzić odpowiednie instrukcje, nadzorować działanie i zrezygnować z niego wówczas, gdy źle funkcjonuje.

Zadaniem współczesnej techniki osprzętu lotniczego jest więc uzupełnianie możliwości człowieka i dostarczanie mu wyposażenia, które jest niezbędne do lepszego wykonania jego pracy w procesie prowadzenia statku powietrznego.

Wyposażenie nawigacyjne statku powietrznego składa się z różnych pomocy radiowych, przyrządów i układów pokładowych, świateł itp. Występują one w różnych formach i wykorzystywane są różne techniki zależnie od ich zastosowania. Przewrotny konstruktor statku powietrznego z dostępnego wyposażenia wybierze to, co jest odpowiednie dla określonej sytuacji, starając się zawsze utrzymać jakąś formę

Podano ogólne wiadomości o nawigacji lotniczej; przedstawiono znaczenie funkcji, jaką pełni człowiek nadzorujący bloki układu automatycznego kierowania i nawigacji.

Omówiono kryteria stosowania odpowiedniego układu nawigacyjnego w różnych rodzajach samolotów i śmigłowców.

Podano ogólne wiadomości o zintegrowanym układzie oraz funkcji, jakie zawiera.

Przedstawiono i omówiono schemat blokowy integracji układu nawigacyjnego.

Na zakończenie omówiono wskaźniki informacji nawigacyjnej.

dotychczasowych urządzeń, które mogą dostarczyć odpowiednich poprawek lub udzielić wsparcia w przypadku awarii wyposażenia podstawowego. Gdy w grę wchodzi życie ludzkie (samoloty pasażerskie), zbyt wiele zależy od sprawnego działania układu nawigacyjnego i trudno je uzależnić całkowicie od jednego przyrządu.

Nie ma obecnie żadnego prostego układu nawigacyjnego, który mógłby spełnić wymagania związane z funkcjami poszczególnych typów statków powietrznych. W związku z tym optymalny wybór i zaprojektowanie układu nawigacyjnego jest istotnym problemem i powinno się go traktować systemowo, uwzględniając wymagania dokładności, niezawodności i ergonomii.

Na podstawie analizy i syntezy całego układu można dopiero prawidłowo ustalić wymagania szczegółowe na rozwiązanie poszczególnych przyrządów. A więc takie całościowe spojrzenie na projektowanie układu nawigacyjnego wymaga współpracy wielu specjalistów lotniczych, konstruktorów statków powietrznych, przyrządowców, pilotów i nawigatorów. Ponadto przy wyborze układu nawigacyjnego należy dobrze przeanalizować zadania poszczególnych typów statków, co w dużej mierze ułatwi racjonalne ustalenie wymagań technicznych.

Statki powietrzne

Statkiem powietrznym może być dowolny obiekt ruchomy zdolny do celowego wykonywania ruchu w przestrzeni powietrznej. Zasadniczo jednak, w omawianiu wymagań związanych z układami nawigacyjnymi, mamy na myśli samoloty i śmigłowce służące do transportu ludzi i ładunków z jednego miejsca do innego lub spełniające misje specjalne. Poszczególne rodzaje samolotów i śmigłowców różnią się między sobą zasadniczo osiąganymi.

Samoloty wojskowe

Charakteryzują się one wysokimi osiąganymi, takimi jak np. prędkość, wysokość, szybkość wznoszenia itp., dotyczy to zwłaszcza samolotów myśliwskich. W samolotach tego typu są ostre wymagania pod względem zajmowanej przestrzeni i ciężaru wyposażenia oraz małych opóźnień przekazywania informacji nawigacyjnej. W celu zmniejszenia obciążenia czasowego pilota w odczytywaniu informacji z przyrządów zachodzi więc konieczność budowy kompleksowych wskaźników nawigacyjnych.

Wymagania dotyczące dokładności układu nawigacyjnego zależą od wykonywanego zadania. Samoloty takie, jak samolot cysterna szukający miejsca spotkania z samolotem tankowanym, samolot myśliwski, samolot poszukujący rozbitek lub samolot powracający na lotniskowiec wymagają wysokiej dokładności względnej układu, ponieważ muszą się spotkać z innymi obiektami będącymi w ruchu.

Natomiast samoloty bombowe lub transportowe, aby osiągnąć cel określony współrzędnymi geograficznymi, wymagają wysokiej dokładności bezwzględnej.

Ważnym aspektem wojskowym jest pasywność układu nawigacyjnego, tzn. niewysyłanie sygnałów na odległość. Wymagania stawiane samolotom wojskowym mogą usprawiedliwiać mniejszą trwałość sprzętu i bardziej intensywną jego konserwację oraz częstszy przegląd. Wymagania te mogą też usprawiedliwić zastosowanie wyposażenia droższego, ale mniejszego i lżejszego oraz o mniejszej niezawodności, niż to jest uzasadnione w samolotach nie wojskowych.

Samoloty cywilne

Nowoczesny samolot komunikacyjny wykonuje lot przez wiele godzin i pokonuje międzykontynentalne odległości. Ze względu na bezpieczeństwo loty te odbywają się w określonych korytarzach przestrzeni powietrznej i w związku z tym separacja ruchu lotniczego jest głównym wymaganiem. Przepisy międzynarodowe dotyczące separacji ruchu lotniczego w znacznym stopniu dyktują potrzebną dokładność wyposażenia nawigacyjnego. W samolotach komunikacyjnych najważniejszą sprawą jest bezpieczeństwo lotu, gdzie dopuszcza się (z winy osprzętu nawigacyjnego i pilota) 1 wypadek na 10^7 lotów. Stąd najważniejszym wymaganiem oprócz dokładności jest niezawodność wyposażenia nawigacyjnego. W związku z tym stosuje się dublowanie układów, a w niektórych przypadkach nawet potrojenie. Ważnymi czynnikami w lotnictwie cywilnym są: łatwość obsługi sprzętu, koszty początkowe i koszty konserwacji oraz liczby potrzebnej załogi.

Lekkie samoloty lotnictwa cywilnego mają ostre ograniczenia co do ciężaru i przestrzeni, a więc podstawowy układ nawigacji musi być tak wybrany, aby nie wymagał dodatkowego wyposażenia wspomagającego.

Samoloty pionowego oraz skróconego startu i lądowania V/STOL

Samoloty V/STOL, a szczególnie śmigłowce, mają dodatkowe charakterystyczne cechy nie spotykane w samolotach klasycznych. Działanie tych samolotów nie jest ograniczone tylko do lotnisk konwencjonalnych, ale używane są one w ograniczonych strefach działania, jak np. rejony miejskie. Wszystko to powoduje, że wymagają one dodatkowego wyposażenia o większej dokładności w końcowej fazie lotu.

Zdolność tych statków powietrznych do poruszania się w dowolnym kierunku zmienia rangę ważności przyrządów do pomiarów „kursu”, „lotu horyzontalnego” itp., a nadaje ważność innym przyrządom, takim jak wskaźnik zakrętu, przechylenia lub prędkości.

kościomierz do pomiaru składowych wektora prędkości.

Rodzaje nawigacji

Opracowano wiele sposobów określania informacji nawigacyjnej. Wszystkie schematy dotyczące określania pozycji samolotu mogą być oparte na dwóch metodach: nawigacji zliczeniowej lub namiaru pozycji.

Nawigacja zliczeniowa

Metoda nawigacji zliczeniowej polega na ekstrapolacji drogi odniesionej do jakiejś „znanej” pozycji w określonym czasie. Zawiera ona pomiar czasu, kierunku ruchu i prędkości obiektu oraz przeprowadza odpowiednie obliczenia i zliczania przebytej drogi.

Metoda ta jest wykorzystywana w klasycznych automatach nawigacyjnych, nawigatorach dopplerowskich i układach bezwładnościowych. Istotną wadą tej metody jest to, że błąd wielkości wyjściowych narasta z czasem wskutek operacji całkowania.

Namiar pozycji

W odróżnieniu od nawigacji zliczeniowej, metoda namiaru pozycji polega na określeniu pozycji samolotu bez konieczności odnoszenia jej do poprzednio znanej pozycji. Istnieje wiele sposobów, w jakich jest to realizowane. Może najbardziej powszechnie stosuje się pomiary indywidualne, z których każdy ustala linię pozycyjną, tj. linię, na której przypuszczalnie znajduje się samolot. Wspólny punkt przecięcia dwu lub więcej linii pozycyjnych w określonym czasie wyznacza punkt namiaru pozycji. Linie pozycyjne mogą być określane w różny sposób:

- przez bezpośredni przelot nad linią dającą się jednoznacznie zidentyfikować, jak np. rzeka, tor kolejowy itp.,
- mierzenie kierunku lub odległości od rozpoznanego punktu naziemnego o znanej lokacji,
- przez wykorzystanie różnorodnych urządzeń radiowych (radarowych), jak system DECCA, LORAN, OMEGA itp.,
- przez obserwację astronomiczną kąta elewacji ciała niebieskiego.

Inne pomoce nawigacyjne wykorzystują technikę zgrzywania map, polegającą na zobrazowaniu (wizualnym, radarowym lub inną techniką) terenu, nad którym znajduje się samolot i jednocześnie porównaniu otrzymanego obrazu z obrazem wzorcowym mapy danego terenu.

Metoda nawigacji zliczeniowej w połączeniu z metodą namiaru pozycji stanowi podstawę wszystkich układów nawigacji. Metody te wzajemnie się uzupełniają, ponieważ każda z nich dostarcza niezależnych środków sprawdzania dokładności drugiej. Jeśli namiar pozycji dokonywany jest okresowo (z długim okresem powtarzania namiaru), to główną metodą nawigacji będzie metoda zliczeniowa. Natomiast, jeśli namiary otrzymywane są w sposób ciągły bądź w bardzo krótkich przedziałach czasu (np. raz na minutę), to wtedy główną metodą nawigacji może być zarówno nawigacja zliczeniowa, jak i namiaru pozycji, lub też połączenie ich obydwu razem.

Zależności funkcyjne elementów składowych

Jeżeli układ nawigacyjny obejmuje wiele elementów składowych, to istnieje kilka możliwości wyboru

zależności wzajemnej różnych elementów. Na przykład, gdy układ nawigacji zliczeniowej o dużej szybkości narastania błędu będzie używany jako podstawowy, wówczas układ pomocniczy może być wykorzystany do aktualizacji wskazań układu podstawowego i zastąpienia go w przypadku uszkodzenia.

Mogą być stosowane dwa lub więcej urządzeń nawigacyjnych, bez przypisywania któremukolwiek z nich roli podstawowej. Wielkości wyjściowe z tych urządzeń mogą być porównywane i na tej podstawie zostaje wyselekcjonowana najbardziej prawdopodobna informacja nawigacyjna. Ten sposób wykorzystania urządzeń nawigacyjnych prowadzi do ich integracji w jeden, kompleksowy, układ nawigacji. Przykładem tego są układy kursowe, gdzie elementami pomiarowymi są: giroskop, nadajnik magnetyczny, radiokompas i astrokompas, które mogą być wzajemnie połączone ze sobą przez odpowiednie sprzężenia dając w ten sposób najlepszą informację o kursie samolotu.

Integracja układów nawigacyjnych

Jednym z powodów integracji układu nawigacyjnego jest zwiększenie jego dokładności, bez konieczności zwiększania precyzji wykonania poszczególnych układów pomiarowych. Ten cel uzyskuje się przez wprowadzenie komputerów pokładowych do układu nawigacyjnego.

Jeżeli kilka urządzeń lub elementów pomiarowych dostarcza oddzielnych wielkości wyjściowych, to jest możliwe podanie tych wielkości do jednego lub więcej komputerów pokładowych, które wypracowują odpowiednie sygnały do wskaźników nawigacyjnych i sygnałów sterujących do autopilota.

Wypracowanie sygnałów wyjściowych w komputerze dokonane jest przez proces obliczeniowy według przygotowanych algorytmów minimalizacji błędów poszczególnych elementów składowych układu pomiarowego.

Drugim aspektem integracji układu jest zwiększenie jego niezawodności wskazań informacji nawigacyjnej; polega to na tym, że jeśli któryś z elementów pomiarowych zostanie uszkodzony, to komputer wypracowuje sygnał wyjściowy na podstawie innych elementów. Pierwotne układy tego typu wykorzystywały przeważnie analogowe przeliczniki nawigacyjne, które nie zawsze mogły podołać złożonym obliczeniom. Ostatnio do łączenia wielkości wyjściowych różnych elementów pomiarowych układu zintegrowanego stosowane są metody optymalnej estymacji, takie jak np. filtracja Kalmana [2]. Techniki te umożliwiają na użycie metody rekurencyjnej optymalnego wyliczania opartej na uprzednio znanych charakterystykach statystycznych błędów elementów pomiarowych i zachowaniu się układu. Metody te są szczególnie użyteczne przy zastosowaniu cyfrowych komputerów pokładowych. Wszystko to pozwala sądzić, że będzie możliwe osiągnięcie całkowitej dokładności kompleksowego układu nawigacyjnego, dużo większej od tej, jaką kiedykolwiek osiągnięto w podobnych warunkach z innych układów nawigacyjnych. Rozwój prawdziwie zintegrowanych układów nawigacyjnych postępuje w ostatnich latach bardzo szybko, jest to związane z burzliwym rozwojem kompu-

terów na obwodach scalonych. Wydaje się, że przyszłość pokładowego wyposażenia nawigacyjnego samolotów należy do tego typu układów.

Wszystko to skłania do nowego spojrzenia na projektowanie układów nawigacyjnych, opracowanie podstaw teoretycznych i przeprowadzenie badań symulacyjnych w celu wypracowania właściwych metod projektowania takich układów.

Ogólne wymagania

Zintegrowany układ nawigacyjny musi zawierać następujące funkcje [4]:

- a) zrealizować geometryczny układ odniesienia na pokładzie samolotu, dokładnie określony w stosunku do zewnętrznego układu odniesienia (np. ziemskiego lub innego ciała niebieskiego), w którym określany jest ruch poruszającego się obiektu,
- b) dokonać pomiarów fizycznych parametrów, które ilościowo są przyporządkowane odpowiednim składowym ruchom samolotu,
- c) dokonać obliczeń w celu wypracowania sygnałów wyjściowych,
- d) przedstawić wyniki na odpowiednich wskaźnikach.

Pierwsze dwie funkcje są związane z układami przyrządowymi, dającymi orientację geometryczną (stabilizowana platforma giroskopowa, układ radiowy ILS) oraz elementami pomiarowymi dającymi sygnały związane z ruchem samolotu, takie jak przyspieszenie prędkości względem ziemi, prędkość względem powietrza, kurs itp.

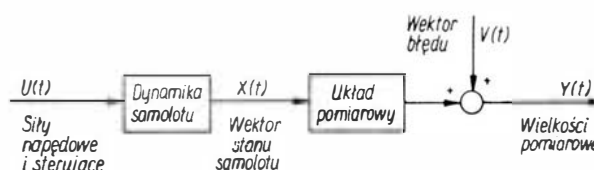
Sygnały wyjściowe z elementów pomiarowych i orientujących są wielkościami wejściowymi do komputera, który jest centralną jednostką układu zintegrowanego. Zadaniem komputera jest zrealizowanie trzeciej funkcji, musi on wypracować pożądane wielkości wyjściowe układu nawigacyjnego: pozycję, prędkość i orientację samolotu, z uwzględnieniem ziemskiego układu odniesienia.

Komputer musi także wypracować sygnały korekcyjne np. dla stabilizowanej platformy, układu radiowego itp.

Ostatnia funkcja, dotycząca przedstawienia wyników z komputera, zrealizowana jest przez wskaźniki nawigacyjne, które w tych układach w wielu przypadkach stanowią nowe rozwiązania uwzględniające integrację prezentowania informacji nawigacyjnej.

Pomiary nawigacyjne [4]

Pomiary i obserwacje nawigacyjne są związane ze składowymi wektora stanu ruchu samolotu, tj. macierzy kolumnowej, której elementy są składowymi pozycji, orientacji, prędkości, prędkości kątowej i przyspieszenia. Schemat blokowy pomiarów wektora stanu samolotu podano na rysunku 1. Zależność między wielkościami pomiarowymi (sygnałami wyjściowymi)



1. Schemat pomiaru wektora stanu

NIKTÓRE PROBLEMY...

wymi z elementów pomiarowych) a składowymi wektora stanu samolotu może być wyrażona w formie:

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \\ \vdots \\ y_i \\ \vdots \\ y_m \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} M_{11} & M_{12} & \dots & M_{1j} & \dots & M_{1n} \\ M_{21} & M_{22} & \dots & M_{2j} & \dots & M_{2n} \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots & \dots & \vdots \\ M_{i1} & M_{i2} & \dots & M_{ij} & \dots & M_{in} \\ \vdots & \vdots & \dots & \vdots & \dots & \vdots \\ M_{m1} & M_{m2} & \dots & M_{mj} & \dots & M_{mn} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \\ \vdots \\ x_j \\ \vdots \\ x_n \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} v_1 \\ v_2 \\ \vdots \\ v_i \\ \vdots \\ v_m \end{bmatrix} \quad (1)$$

gdzie:

- y_1, y_2, \dots, y_m — są to wielkości pomiarowe, wielkości wyjściowe z elementów pomiarowych,
- x_1, x_2, \dots, x_n — są to składowe wektora stanu ruchu samolotu,
- v_1, v_2, \dots, v_m — określają błędy pomiaru.

Bardziej ogólnie można wyrazić w zapisie skróconym:

$$\underline{Y}(t) = \underline{M}(t) \underline{X}(t) + \underline{V}(t) \quad (2)$$

gdzie:

- $\underline{Y}(t)$ — wektor pomiarów (sygnałów wyjściowych),
- $\underline{X}(t)$ — wektor stanu ruchu samolotu,
- $\underline{V}(t)$ — wektor błędów pomiarowych,
- $\underline{M}(t)$ — macierz pomiarowa $m \times n$, która daje zależność między sygnałami pomiarowymi a składowymi wektora stanu.

Jeżeli wielkość pomiarowa (sygnał wyjściowy) zmienia się odpowiednio do zmian wektora stanu samolotu, to mówi się, że wielkość ta jest informacją nawigacyjną. Składowa x_j jest nieobserwowalna, jeśli wszystkie elementy j -tej kolumny macierzy pomiarowej są zerowe, tj. $M_{1j} = M_{2j} = \dots = M_{mj} = 0$.

Podział pomiarów nawigacyjnych [4]

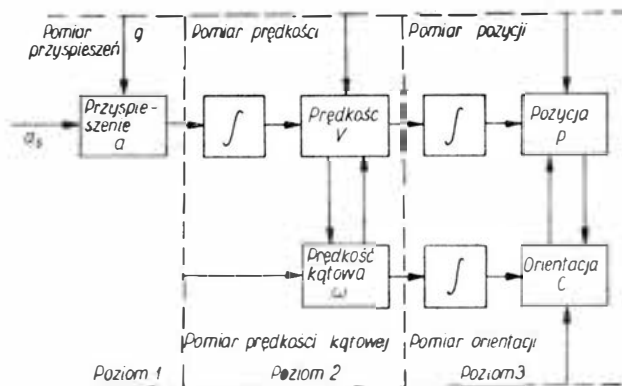
Z punktu widzenia mechaniki ruchu samolotu pomiary składowych wektora stanu, które dadzą informację nawigacyjną, można przeprowadzić w trzech poziomach:

- 1) pomiar przyspieszenia,
- 2) pomiar prędkości,
- 3) pomiar pozycji i orientacji.

Podział ten został oparty na podstawie kolejności następstwa zjawisk fizycznych ruchu, a mianowicie informacja o przyspieszeniu jest wcześniejsza od prędkości, a prędkości od przemieszczenia; takie podejście do pomiarów, zdaniem autora, daje pewien porządek określania informacji nawigacyjnej zgodny ze stanem rzeczywistym ruchu.

Na rysunku 2 przedstawiono schemat pomiaru sygnałów informacji nawigacyjnej. Wielkości te w każdym z poziomów pomiarowych są wielkościami wektorowymi z wyjątkiem orientacji, która jest wyrażona za pomocą trzech kątów lub macierzy cosinusów kierunkowych.

Orientacja i pozycja należą do tego samego poziomu pomiarowego. Są one wzajemnie zależne, czę-



2. Schemat pomiaru sygnałów informacji nawigacyjnej

sto informacja orientacji wyprzedza informację o pozycji.

W układzie współrzędnych obrotowych kąty mogą być określane przez całkowanie informacji prędkości kątowej, podobnie jak pozycja określona jest z wektora prędkości i informacji kursowej.

Informacja wyższego poziomu może być określona przez całkowanie z poziomu niższego. Natomiast trudno jest określić informację niższego poziomu z wyższego, ponieważ wiąże się to z operacją różniczkowania, co w konsekwencji daje duże błędy (różniczkowanie zakłóceń) i niejednoznaczność określenia informacji (pochodna stałej równa jest zero).

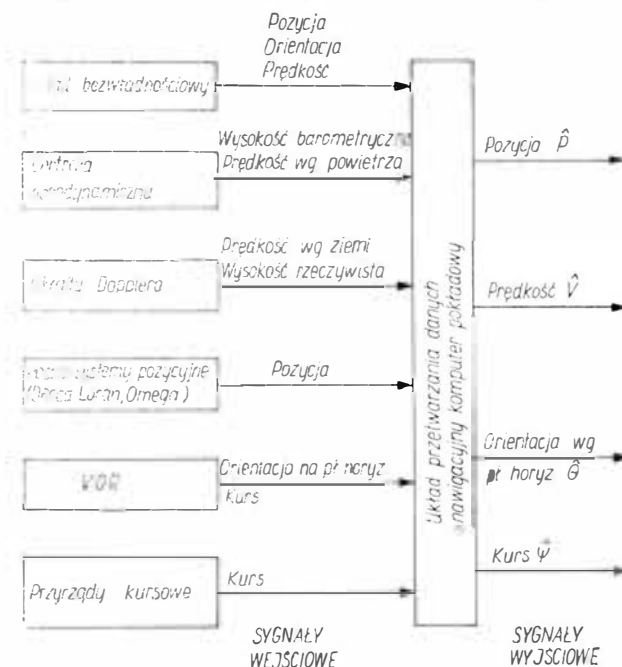
Ogólny schemat blokowy zintegrowanego układu nawigacyjnego

Na rysunku 3 podano schemat integracji układu nawigacyjnego. Jednostką centralną układu jest komputer pokładowy. Jego wielkościami wejściowymi są dane z poszczególnych układów nawigacyjnych lub przyrządów pomiarowych (czujników).

Charakterystyki tych układów pomiarowych podane są w tabelicy.

Układy nawigacji bezwładnościowej

Są to układy, które dostarczają informacji pomiarowej o wszystkich składowych wektora stanu sa-



3. Schemat ideowy integracji układu nawigacyjnego

Tablica

Nazwa układu	Pozycja			Prędkość	Orientacja	
	szerokość geograf.	długość geograf.	wysokość		kurs	kąty przechylenia i pochylenia
Bezwładnościowy	błędy narastają z czasem			dobra informacja w krótkim czasie błąd narasta z czasem	dobra informacja w krótkim okresie czasu błąd oscyluje w czasie	
Dopplera	błąd narasta szybko w krótkim czasie			dobra informacja w długim czasie zakłócenia krótkotrwałe	potrzebuje informacji zewnętrznej	potrzebuje układu odniesienia
Układy radiowe	DECCA	dobra informacja w długim czasie błędy od zakłóceń krótkotrwałych		—	—	
	LORAN					
	OMEGA					
	VOR/DME	—			zakłócenia krótkotrwałe	
	ILS					
Centrala aerodynamiczna			mała dokładność w długim czasie zakłócenia krótkookresowe	—		
Giroskop kierunkowy	—			—	duża dokładność w krótkim czasie błąd narasta z czasem	—
Magnetyczna busola	—			—	mała dokładność zakłócenia krótkotrwałe	—
Astrokompas	—			—	duża dokładność w długim czasie	—

molotu. Stanowią one geometryczne układy odniesienia na samolocie, dostarczając informacji o orientacji i przeprowadzają pomiary w najniższym poziomie pomiarowym, tzn. przyspieszeń. Informacje wyższego poziomu w tych układach otrzymuje się przez całkowanie informacji z niższego poziomu. Mają one wysoką dokładność w krótkim okresie czasu. Błędy tego układu narastają wskutek całkowania szumów i błędów pomiarowych. Jest to układ całkowicie autonomiczny dostarczający informacji o wszystkich składowych wektora stanu samolotu, a więc traktuje się go jako układ główny zintegrowanego systemu nawigacyjnego, inne układy zaś, jako pomocnicze.

Układy radiowe

Układy radiowe stanowią poważną grupę wyposażenia nawigacyjnego i wymagają oddzielnego omówienia. Ogólnie można określić, że dokonują one pomiaru informacji nawigacyjnej w poziomie drugim, tzn. prędkości (układy dopplerowskie) oraz w poziomie trzecim, tzn. pozycji i orientacji (VOR, DME, ILS, DECCA, LORAN i OMEGA).

Układy radiowe mają wysoką dokładność w długim okresie czasu, dając dobrą wartość średnią mierzonej wielkości, natomiast chwilowa wartość może być obciążona dużym błędem wskutek pojawienia się krótkotrwałych zakłóceń radiowych.

Informacje nawigacyjne określane z danych aerodynamicznych

Do tego celu wykorzystane są centrale aerodynamiczne dostarczające informacji o parametrach ruchu obiektu względem powietrza. Centrale aerodynamiczne opierają się na pomiarach ciśnienia statycznego i dynamicznego oraz temperatury zewnętrznej, a następnie wyliczeniu wszystkich informacji pilotażowo-nawigacyjnych, tj. wysokości, prędkości, liczby Macha itp. Centrale te mają przeliczniki analogowe lub hybrydowe, które dostarczają wielkości

wyjściowych w formie analogowej lub impulsowej. Ilość sygnałów wyjściowych z centrali aerodynamicznej dochodzi w niektórych przypadkach do 50 lub więcej [2]. Sygnały te są przekazywane bezpośrednio do wskaźników lub podawane do komputera nawigacyjnego.

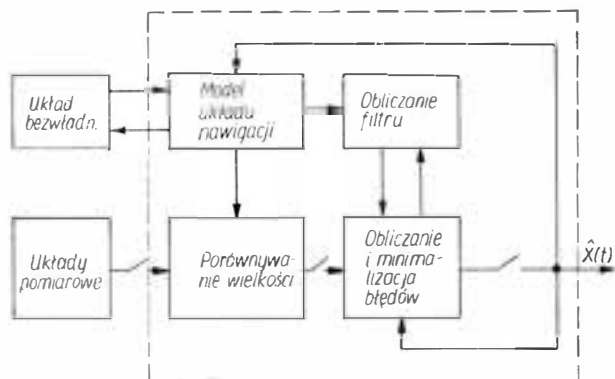
Pokładowe komputery nawigacyjne [2]

W ostatnich latach nastąpił burzliwy rozwój pokładowych komputerów nawigacyjnych. Są to komputery analogowo-cyfrowe albo cyfrowe, zbudowane na obwodach scalonych, wyposażone w urządzenia wejściowo-wyjściowe i odpowiednie pamięci, w których umieszcza się programy nawigacyjne konieczne do przeprowadzenia optymalnej integracji.

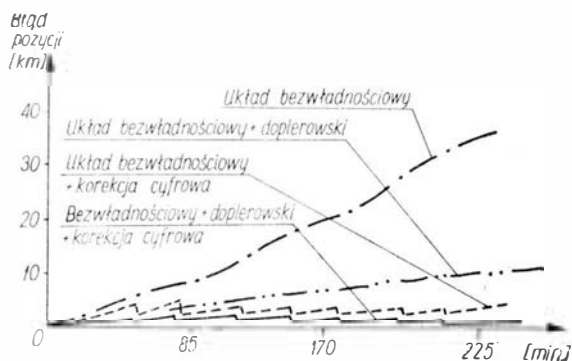
Istnieją dwa kierunki w budowie komputerów pokładowych, jeden to budowa kilku wyspecjalizowanych przeliczników współpracujących ze sobą, drugi — budowa jednego centralnego komputera pokładowego wyposażonego w odpowiednie programy obejmujące cały zakres zagadnień związanych z prowadzeniem samolotu. Komputery te wypracowują na podstawie sygnałów wejściowych i odpowiednich programów sygnały wyjściowe w różnej formie, zależnie od ich wykorzystania: analogowej, cyfrowej, bądź sygnałów specjalnych do wskaźników wizualnego zobrazowania. W celu wypracowania przez komputer wyjściowych sygnałów na podstawie sygnałów wejściowych, konieczny jest opis matematyczny układu, który stanowi podstawę opracowania odpowiednich programów dla komputera.

Model matematyczny

Wykorzystanie techniki obliczeniowej w integracji układów nawigacyjnych wymaga opracowania matematycznego modelu błędu całego układu. Jest to jeden z ważniejszych etapów w przygotowaniu odpowiednich programów dla komputera. Zwykle mo-



4. Schemat ideowy organizacji obliczeń układu zintegrowanego



5. Wykresy błędów układów nawigacyjnych [1]

del matematyczny takiego układu sformułowany jest w postaci macierzowych równań różniczkowych opisujących zachowanie się poszczególnych układów. Do opracowania takiego modelu potrzebna jest dobra znajomość dynamiki poszczególnych układów oraz źródeł ich błędów. Błędy te powinny być określone jako funkcje czasowe w sensie statystycznym.

Ze względu na obszerność zagadnienia nie omawia się tu szczegółowo tego problemu, jednak z uwagi na całość poruszanego zagadnienia można przytoczyć uproszczone zależności matematyczne opisujące błędy układu bezwładnościowego [4].

Równanie błędu orientacji

$$\delta \dot{\underline{\theta}} = \underline{A}(t) \delta \underline{\theta} + \underline{\varepsilon} + \underline{B}(t) \delta \underline{V} + \underline{C}(t) \delta \underline{P} \quad (3)$$

Równanie błędu prędkości

$$\delta \dot{\underline{V}} = \underline{A}_v(t) \delta \underline{V} + \delta \underline{a} + \underline{B}_v(t) \delta \underline{P} + \underline{C}_v(t) \delta \underline{\theta} \quad (4)$$

Równanie błędu pozycji

$$\delta \dot{\underline{P}} = \underline{A}_p(t) \delta \underline{P} + \delta \underline{V} \quad (5)$$

gdzie:

- $\delta \underline{\theta}$ — wektor błędu orientacji platformy,
- $\delta \underline{V}$ — wektor błędu prędkości wskazywanej przez układ,
- $\delta \underline{P}$ — wektor błędu pozycji wskazywanej przez układ,
- $\underline{\varepsilon}$ — wektor błędu prędkości dryfu giroskopów,
- $\delta \underline{a}$ — wektor błędu przyspieszeniomierzy.

oraz $\underline{A}(t)$, $\underline{A}_v(t)$, $\underline{A}_p(t)$, $\underline{B}(t)$, $\underline{B}_v(t)$, $\underline{C}(t)$ i $\underline{C}_v(t)$ wyrażenia macierzowe zależne od czasu i konfiguracji układu.

Pierwotnymi źródłami błędów układu są: prędkość dryfu giroskopów $\underline{\varepsilon}$ oraz błędy przyspieszeniomierzy $\delta \underline{a}$.

Mając modele matematyczne poszczególnych układów buduje się model całego układu stosując metody optymalnej filtracji, co umożliwia opracowanie programów obliczeń i organizacji obiegu informacji w układzie. Na rysunku 4 przedstawiono schemat ideowy organizacji obiegu informacji zintegrowanego układu nawigacyjnego [1].

W wyniku przeprowadzonych obliczeń w komputerze, na jego wyjściu otrzymuje się sygnały, odpowiadające poszczególnym informacjom nawigacyjnym jako wartości optymalne. Na rysunku 5 przykładowo podano [1] wykresy błędów pozycji w funkcji czasu.

Układy wskaźnikowe informacji nawigacyjnej

Mówiąc o integracji układów nawigacyjnych nie sposób pominąć problemu budowy wskaźników nawigacyjnych i organizacji kabiny pilota i nawigatora. Stanowią one nieodzowne elementy w projektowaniu zintegrowanego układu nawigacyjnego.

Integracja układu nawigacyjnego ma na celu również zmniejszenie liczby pojedynczych informacji i pogrupowanie ich w taki sposób, aby ułatwić pilotowi prowadzenie samolotu oraz zmniejszyć czas odczytywania i interpretacji wyników.

Ostatnio nastąpił duży postęp w tym zakresie, opracowano wiele nowych układów [2] i [3].

Ogólnie wskaźniki nawigacyjne można podzielić na analogowe i cyfrowe, zaś sytuacyjne na symboliczne, obrazowe i audialne.

Większość wskaźników klasycznych w samolocie, to wskaźniki analogowe. Ich zaletą jest to, że oprócz wskazywania ilościowego dodatkowo informują o tendencji zmian danej wielkości.

Wskaźniki cyfrowe podają informację w formie cyfrowej i stosowane są tam, gdzie interesuje nas bezpośrednio wartość danej wielkości. Zaletą ich jest krótki czas odczytu informacji, zmniejszenie możliwości pomyłek zajmują one mało miejsca.

Wskaźniki symboliczne są to wskaźniki sytuacyjne, przedstawiające położenie samolotu względem odpowiednich układów odniesienia za pomocą odpowiednich figur.

Wskaźniki obrazowe są oparte przeważnie na lampie kineskopowej.

W związku z rozwojem optyki elektronicznej następuje szybki postęp w budowie tych układów wskaźujących. Na jednym ekranie można przedstawić jednocześnie wiele informacji w różnej postaci, np. wyniki ilościowe, obrazy itp. Nadają się one doskonale do współpracy z komputerami. Wskazania można wywołać na ekranie lub je wygasić. Wydaje się, że ten typ układów wskaźujących ma dużą przyszłość.

Literatura

1. Faurre P.: *Navigation intertelle optimale et filtrage statistique*, DUNOD, 1971.
2. Kayton M., Fried W.: *Avionics navigation systems*. J. Wiley, 1969.
3. KIRST M. A.: *Navigacionnaja kibernetika pallota*. Oborongiz, Moskwa, 1971.
4. Kręcisz J.: *Optimum intergrated measurement systems in navigation and guidance of aircraft*, part 1. University of Southampton, 1970.

Problemy ruchu lotniczego i lotnisk

Mgr inż. JAN SMOLEŃSKI

Port lotniczy elementem składowym aglomeracji miejskiej

Część 4

Port lotniczy i hałas

Coraz większy obecnie hałas lotniczy datujący się od wprowadzenia do eksploatacji samolotów odrzutowych staje się barierą hamującą rozwój portów lotniczych i transportu lotniczego w ogóle.

Szkodliwość hałasów lotniczych dla otoczenia z jednej strony, a presja społeczna (prasa, radio, telewizja a nawet przypadki procesów sądowych przeciwko zarządom portów czy przewoźnikom) z drugiej strony, zmusiło uczestników systemu transportu lotniczego do poważnego i wszechstronnego zajęcia się tym problemem.

Szeroko prowadzone analizy i studia oraz daleko posunięta koordynacja w skali międzynarodowej doprowadziły do ustalenia kierunków działania oraz do podjęcia poczynań, które pozwalają przypuszczać, że problem ten zostanie pomyślnie rozwiązany tak jak i inne niemniej trudne problemy środowiska człowieka, np. skażenie powietrza i wody, zachwianie równowagi przyrodniczej czy też wyczerpywanie się niektórych bogactw naturalnych.

Należy przy tym zauważyć, że lotnictwo nie jest jedynym rodzajem transportu, który wywołuje hałas. Wystarczy mieszkać w pobliżu linii kolejowej, arterii miejskiej czy drogowej o dużym ruchu, aby się o tym przekonać. Najprawdopodobniej jednak do tych starych hałasów przyzwyczajono się łatwiej ze względu na ich ciągłość, podczas gdy hałas lotniczy, powtarzający się rzadko, zwraca na siebie szczególną uwagę. Niewątpliwie uciążliwość hałasu wywołwanego przez samoloty zwiększa niepokój mogący występować przy przelotach samolotów. Zjawisko to może nawet budzić nieuzasadnione uczucie strachu, na co zwracają uwagę statystyki.

Aspekt psychologiczny jest niezaprzeczalnie istotny w problemie hałasów lotniczych.

Niemniej jednak, ocena tego zjawiska jest zawsze subiektywna, co wykazują wyraźnie wyniki ankiet przeprowadzonych w osiedlach położonych w pobliżu portów lotniczych.

Działanie w walce z hałasem lotniczym może przebiegać przez:

- stosowanie odpowiednio skorygowanych startów i lądowań samolotów
- oddalanie terenów osiedli mieszkaniowych od rejonów portów lotniczych
- zmniejszanie hałasu wytwarzanego przez samoloty.

Pierwszy kierunek działania jako najłatwiejszy został wprowadzony niezwłocznie. Polega

Omówiono ogólne kierunki działania w walce z hałasem lotniczym, które ustalono na podstawie licznych badań, analiz oraz ankiet przeprowadzonych w wielu krajach.

Omówiono metodę określania uciążliwości hałasu, za pomocą której określono trzy strefy uciążliwości, ograniczone krzywymi izofonicznymi. Podano przykłady stref, ich stosowanie we Francji, RFN, Anglii i USA.

on na wprowadzeniu operacji przy startach i lądowaniach oraz takich tras lotów, które w maksymalnej mierze zmniejszyłyby hałas w pobliżu portu lotniczego.

Ustala się więc preferencję na użytkowanie określonych dróg startowych na określonych kierunkach i wyznacza się ściśle drogi samolotów przy starcie, wznoszeniu i odejściu z rejonu lotniska, tak aby uniknąć przelotów nad chronionymi strefami. W miarę możliwości zaleca się również zmniejszanie mocy silników po starcie.

Kontrola załóg pod kątem respektowania tych zasad jest zapewniona przez automatyczne stacje pomiaru hałasu zainstalowane w rejonie lotniska w odpowiednio wybranych punktach. W niektórych przypadkach (np. na lotnisku Orly) zabrania się nawet dokonywania startów i lądowań nocą. Takie ograniczenie stwarza niekiedy znaczne trudności, zwłaszcza w odniesieniu do linii dalekiego zasięgu lub do samolotów towarowych. W pierwszym przypadku konieczność używania lotniska w nocy może wynikać z różnicy czasu w różnych częściach naszego globu, w drugim chodzi przede wszystkim o szybki przerzut poczty, który niekiedy powinien odbywać się właśnie nocą.

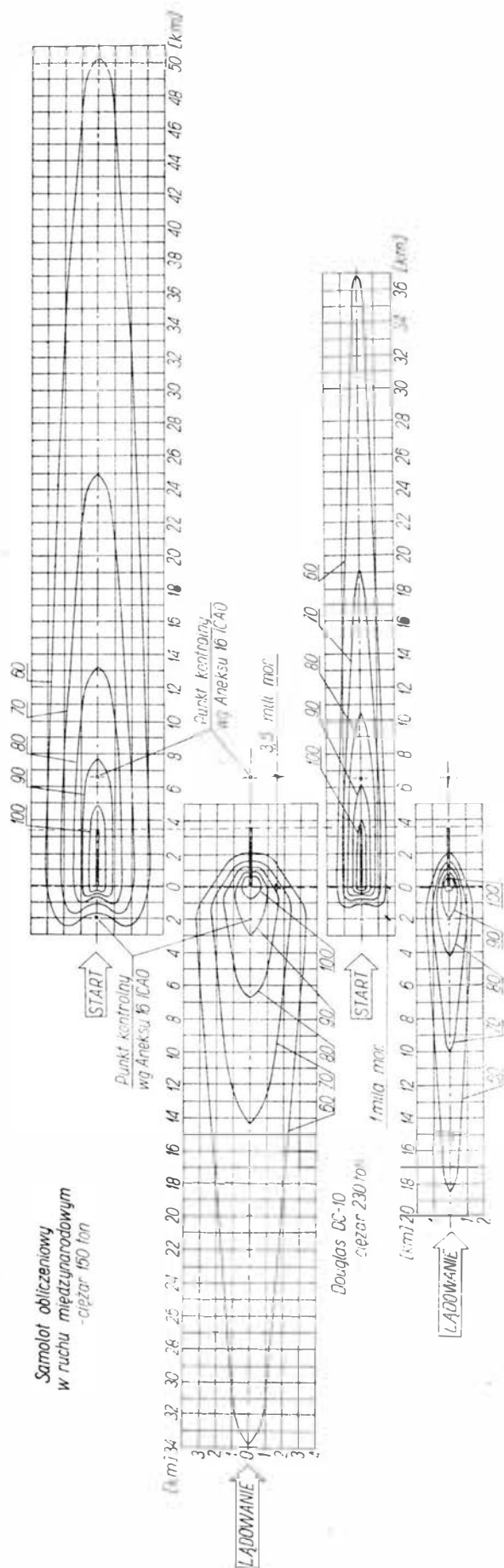
Drugi kierunek działania, odsunięcie osiedli mieszkaniowych od lotniska, jest niezmiernie trudny do przeprowadzenia w odniesieniu do osiedli już istniejących.

W przypadkach krańcowych zakłada się wysiedlenie mieszkańców z terenów dotkniętych hałasem, co z punktu widzenia socjalnego i finansowego jest możliwe w zasadzie tylko wówczas, gdy mieszkańców jest niewielu.

W praktyce więc zakaz osiedlania odnosi się do ludności potencjalnie mogącej dążyć w przyszłości do zamieszkania w pobliżu portu lotniczego.

Istotna rola w tym względzie spoczywa na planach zagospodarowania przestrzennego terenów położonych w pobliżu lotniska i na władzach powołanych do czuwania nad realizacją tych planów. W planach tych winny być określone bowiem strefy zróżnicowanej uciążliwości hałasowej, a odpowiednie władze powinny zapewnić warunki do ścisłego wprowadzania ich w życie, tak aby nie dopuścić do powstawania nowych osiedli mieszkaniowych na terenach, o których wiadomo, że są i będą znajdować się w strefie intensywnego hałasu.

Wyjątek mogą stanowić jedynie budynki, których konstrukcja zapewnia odpowiednią izolację akustyczną.



2. Układ krzywych równych poziomów dźwięku od jednorazowego zadziałania samolotów (ruch międzynarodowy)

Trzeci kierunek działania, ograniczanie hałasów wytwarzanych przez samoloty, jest najbardziej skuteczny, gdyż atakuje bezpośrednio źródło zła, a nie jego skutki.

Jest to jednak kierunek działania na dość daleką perspektywę, gdyż konstrukcja silników wyciszonych nie jest łatwa. Dokonano już znacznych wysiłków w tym zakresie, które doprowadziły do ustalenia przepisów nazwanych certyfikatami akustycznymi samolotów. Przepisy te ustalają jednoznacznie dopuszczalny maksymalny poziom hałasu, jaki statki powietrzne mogą wytwarzać w określonych pozycjach przy startach i lądowaniach, aby mogły być dopuszczone do ruchu w komunikacji lotniczej.

Określone poziomy hałasów są różne dla różnych samolotów, mniejsze dla samolotów lekkich, a większe dla ciężkich. Istnieje równocześnie tendencja do ich obniżania w miarę jak postęp technologiczny umożliwi produkcję jeszcze bardziej wyciszonych silników.

Przepisy ustanowione obecnie przez Międzynarodową Organizację Lotnictwa Cywilnego (ICAO) wprowadzają już znaczne obniżenie poziomu dopuszczalnych hałasów w porównaniu do hałasów wytwarzanych przez dotychczas produkowane samoloty.

Poziomy te zróżnicowane w zależności od ciężaru samolotu zawarte są pomiędzy 102 i 108 EPNdB w punkcie pomiarowym położonym 2000 m przed progiem drogi startowej pod ścieżką podejścia samolotu przy lądowaniu i w punkcie położonym 650 m w bok od osi drogi startowej przy starcie; natomiast pomiędzy 93 i 108 EPdB na trasie ścieżki wznoszenia w odległości 6500 m od początku rozbiegu przy starcie. Certyfikaty akustyczne odnoszą się oczywiście do samolotów nowokonstruowanych, projektowanych po ich ustanowieniu. Przebudowa samolotów już eksploatowanych w drodze wymiany silników jest możliwa, ale bardzo kosztowna, i byłaby skuteczna jedynie wówczas, gdyby była podjęta równocześnie przez wszystkie towarzystwa lotnicze.

Warunek ten odnosi się również do samolotów nowych. Zresztą skuteczność działania wszystkich norm ograniczających hałasy silników lotniczych jest uzależniona od powszechności przyjęcia ich i ścisłego przestrzegania w skali międzynarodowej.

Gdyby tylko jedno państwo wprowadziło wymagania certyfikatu, sprzęt lotniczy konstruowany w tym państwie przestałby być konkurencyjny i straciłby nabywców.

Gdyby tylko jedno państwo zakazało startów i lądowań samolotów nie odpowiadających wymogom przepisów przeciwhałasowych, zahamowałoby ono ruch lotniczy u siebie na korzyść państw sąsiednich.

A więc działanie w tym względzie musi być powszechne, co może być trudno osiągalne.

Dlatego też ten kierunek działania będzie dawał efekty stopniowo, mimo że prace w tym zakresie są ciągle prowadzone.

W wyniku dwóch międzynarodowych konferencji w sprawie hałasów lotniczych, które odbyły się w listopadzie 1966 r. oraz w listopadzie i grudniu 1969 r. obecnie samoloty nowo wprowadzane na linie są bardziej ciche, a dalsza przyszłość jest w tym względzie na tyle optymistyczna, że w rejonie portów lotniczych można spodziewać się wyraźnej poprawy sytuacji.

Dokończenie na str. 28

Pasażerski samolot krótkiego zasięgu

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, odrzutowy dolnopłat o metalowej konstrukcji, z użyciem klejenia.

Skrzydło wolnonośne. Konstrukcja typu *fail-safe*. Pod względem konstrukcyjnym dzieli się na właściwe skrzydła zewnętrzne i segment centralny będący integralną częścią kadłuba. Część zewnętrzna, dwudźwigarowa z kesonem pracującym na skręcanie łączy się poprzez mocne połączenie sworzniowe z czteropasową częścią środkową. Pokrycia klejone z kilku warstw blachy. Profil płata zmienny wzdłuż rozpiętości: u nasady — NACA 63A-015, na końcu — NACA 65-012. Wznios 3° , kąt zaklinowania 3° , kąt skosu wzdłuż 25% cięciwy 15° .

Ręcznie sterowane lotki konstrukcji klejonej zaopatrzone są w klapkę sprężynową i klapkę wyważająco-odciążającą. Klapy konstrukcji metalowej, klejone, szczelinowe typu Fowler. Skrzydło wyposażone jest również w przerywacze. Krawędzie natarcia skrzydeł mają instalację przeciwbłodzeniową.

Kadłub o przekroju kołowym konstrukcji półskorupowej typu *fail-safe* zbudowany z wysokowytrzymałościowych stopów aluminiowych. Podłużnice klejone do pokrycia. Obrotowania okien kute i frezowane. Konstrukcyjnie kadłub samolotu dzieli się na trzy części: przednią, środkową i tylną. Część przednią i środkową, w których mieszczą się kabina załogi, kabina pasażerska, toaleta, kuchnia i przedział bagażowy są hermetyczne. Centralna część oddzielona jest od części tylnej półkolistą, hermetyczną, wzmocnioną wręgą (w postaci czaszy). W zależności od wersji kabina może pomieścić: 36, 40 lub 44 fotele w czterech rzędach. W wersji standardowej (dla 40 osób) dodatkowy przedział na bagaż znajduje się w przedniej części kabiny pasażerskiej (zasadnicze bagażniki mieszczą się pod podłogą kabiny pasażerskiej). Drzwi i włóczę awaryjne otwierane do wewnątrz. W końcówce kadłuba zasobnik ze spadochronem hamującym (o średnicy 4 m).

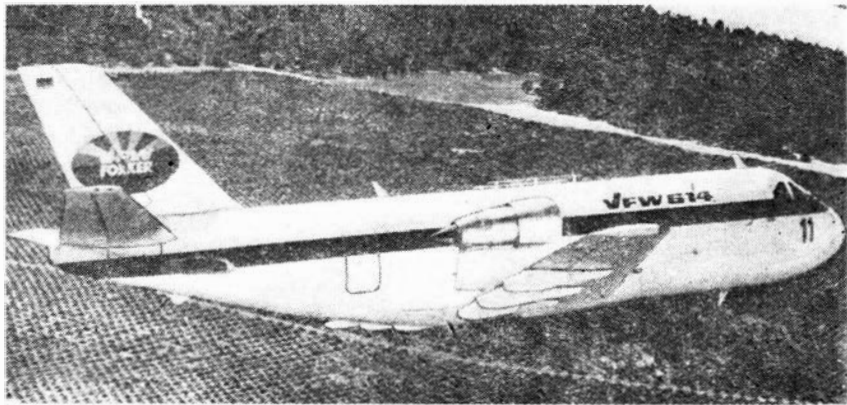
Usterzenie. Konstrukcja całkowicie metalowa, częściowo klejona, typu *fail-safe*. Zmienny w czasie lotu kąt zaklinowania statecznika poziomego. Ster wysokości wychyłny mechanicznie przy użyciu dwu wzmacniaczy hydraulicznych. Na sterze wysokości klanka odciążająca. Ster kierunku wychyłny jest za pomocą sprzężynowej klanki i wzmacniacza hydraulicznego. Na sterze kierunku — klanka wyważająca. Krawędzie natarcia usterzeń mają instalację przeciwbłodzeniową.

Podwozie trókołowe, typu *Dowty Rotol*. Koła zwirowane. Kółko przednie sterowane. Amortyzatory oleiowo-nowietrzne. Hamulce tarczowe. Ciśnienie w kołach podwozia głównego — $4,55 \text{ kg/cm}^2$, w kołach podwozia przedniego — 4 kg/cm^2 . Wymiary kół: przednich — 660×290 , głównych — 870×300 .

Napęd samolotu stanowią dwa dwuprzepływowe silniki turbinowe Rolls-Royce SNECMA M45H Mk 501 umieszczone nad płatem nośnym, każdy o ciągu nominalnym 3389 kG o niskim poziomie hałasu. Wsporniki gondoli silnikowych przynitowane są do górnej powierzchni kesonu skrzydła.

Instalacja paliwowa: integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 6330 litrów, pojemność zbiornika oleju 6,82 litra.

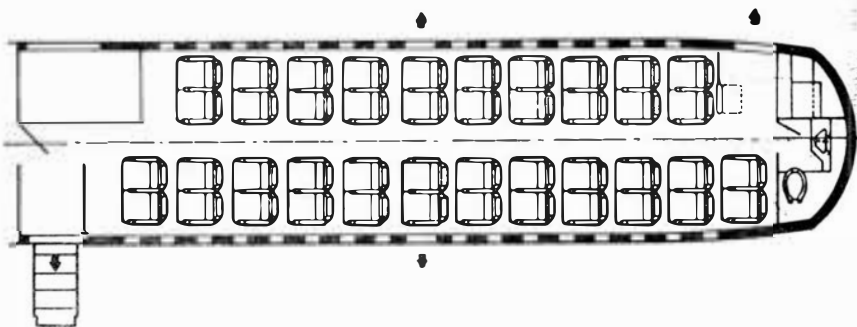
Wyposażenie. Podwójny system instalacji klimatyzacyjnej. Instalacja tlenowa oddzielna dla załogi i pasażerów. Dwa niezależne układy hydrauliczne (ciśnienie 210 kg/cm^2) służą do sterowania kołem przednim, chowania i wypuszczania podwozia, napędu przerywaczy, klap i hamulców. Instalacja elektryczna składa się z sieci trójfazowego prądu zmiennego — $200/115 \text{ V}$ o stałej częstotliwości 40 Hz i sieci prądu stałego o napięciu 28 V . Wyposażenie elektroniczne standardowe: dwie radiostacje UKF, dwa układy VOR/ILS, marker, dwie busole, telefon pokładowy,



rejestrator parametrów lotu, pilot automatyczny, radar, rejestrator głosu. Wyposażenie dodatkowe na życzenie: radiostacja KF, transponder ATC, radio-wysokościomierz.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Prace nad pierwszym z trzech prototypów, które miały oznaczenia: G1, G2 i G3, rozpo-

Bremie. Przyczyną katastrofy był flatter usterzenia. Drugi prototyp G2 o znakach D-BABB był gotowy do lotu 14 stycznia 1972 roku, a po uzyskaniu upoważnienia przez LBA 19 sierpnia 1972 roku rozpoczął loty próbne. Jednocześnie trwały prace nad trzecim prototypem (D-BABC), tak że rozpoczął on loty próbne 10 października

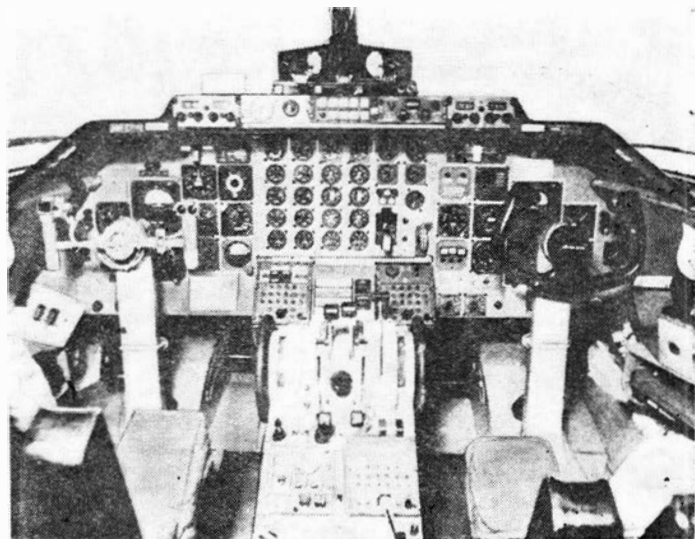


1. Rozplanowanie wnętrza kabiny pasażerskiej

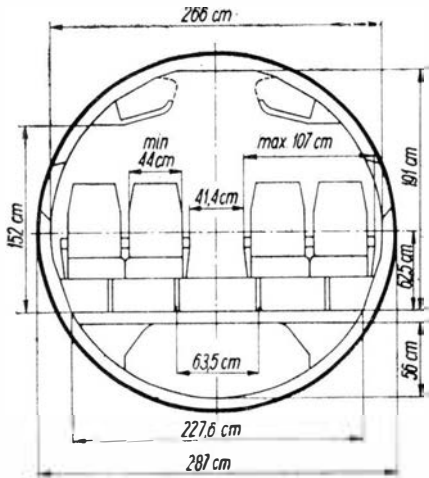
czoło 1 sierpnia 1968 roku. Pierwszy lot prototypu G1 odbył się 14 lipca 1971 roku. Podczas jednego z lotów próbnych, 1 lutego 1972 roku, pierwszy prototyp rozbił się w pobliżu lotniska w

1972 roku. Dwa płatowce zbudowano do prób statycznych i zmęczeniowych. VFW-Fokker uzyskał certyfikat na VFW-614 w lecie 1974 roku. Orientacyjna cena samolotu — 3 miliony dolarów.

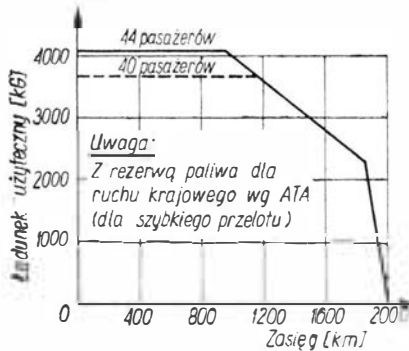
2. Tablica przyrządów



VFW-Fokker VFW 614



3. Przekrój poprzeczny kadłuba



DANE TECHNICZNE

Wymiary

Długość	20,6 m
Wysokość	7,84 m
Rozpiętość	21,5 m
Cięciwa skrzydła:	
u nasady	4,25 m
na końcu	1,71 m
Wydłużenie	7,22
Powierzchnia nośna	64 m ²
Powierzchnia lotek	3,24 m ²
Rozpiętość usterzenia poziomego	9 m
Powierzchnia usterzenia poziomego	13,08 m ²
Rozstaw kół podwozia	3,9 m
Baza podwozia	7,02 m
Długość kadłuba	20,15 m
Srednica kadłuba	2,87 m
Kabina pasażerska:	
długość	11,21 m
maks. szerokość	2,66 m
maks. wysokość	1,95 m
powierzchnia podłogi	23,11 m ²
objętość	49,5 m ³
Pojemność bagażników	5,48 m ³

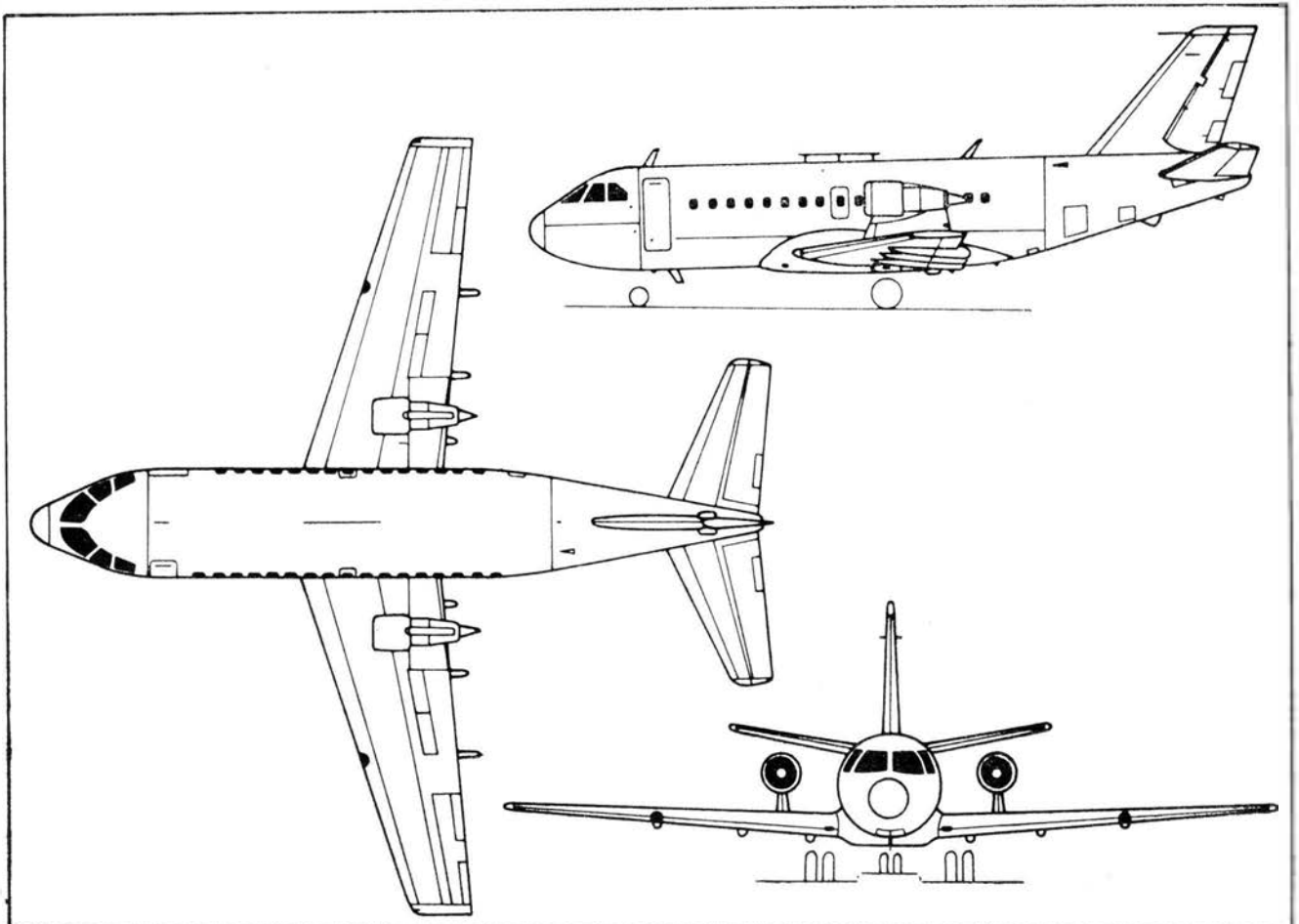
Ciężary

Maks. ciężar do lądowania	19 950 kG
Maks. ciężar startowy	19 950 kG
Ciężar samolotu pustego	11 850 kG
Ciężar operacyjny	12 500 kG
Maks. ciężar ładunku	4100 kG
Maks. ciężar paliwa	3350 kG
Obciążenie pow. nośnej	312 kG/m ²

Osiągi

Maks. prędkość przelotowa	735 km/h
Prędkość podejścia do lądowania ($\delta_{kl} = 40^\circ$) z maks. ciężarem	215 km/h
Prędkość przeciągnięcia, $\delta_{kl} = 40^\circ$	165 km/h
Prędkość przeciągnięcia, $\delta_{kl} = 0^\circ$	210 km/h
Wznoszenie	15,9 m/s
Pułap praktyczny	7600 m
Droga startu na przeszkodę 10,7 m $\delta_{kl} = 14^\circ$	958 m
Droga lądowania z wysokości 15,25 m $\delta_{kl} = 40^\circ$	1100 m
Zasięg	1200 km

R.C.



30-osobowy, turbośmigłowy samolot pasażerski i transportowy

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, zastrzałowy górnołat metalowy, z chowanym podwoziem.

Łat. Trapezowo-prostokątny, konstrukcji *fail-safe*, zbudowany z trzech części. Profil u nasady NACA 63A 413 (modyfikowany) i części zewnętrznych NACA 63A 414 (modyfikowany). Kąt zaklinowania $2^{\circ}30'$, a wznios tylko 3° na zewnętrznych końcówkach. Część środkowa trapezowa konstrukcji dwudźwigarowej, z dźwigarami o pasach z kątowników ze stopu lekkiego. Pokrycie trawione (frezowane chemicznie). Na końcach tej części zawieszono silniki. Części zewnętrzne o stałej cięciwie, podparte zastrzałami, montowane do części środkowej za pomocą sworzni, stanowią wzmocnione i przystosowane elementy wzięte z samolotu Skyvan. Kryte blachą, ze stopu lekkiego, z zewnątrz gładką, do której od środka przyklejono klejem „Redux” blachę falistą. Klapy szczelinowe Fowlera, trzyczęściowe, wychylane skokowo od 0° do 38° . Łotki szczelinowe, wyważone masowo, o zakresie wychyleń: -15° do $+30^{\circ}$. Sterowane, jak również i klapy, układem sztywnym. Na krawędzi natarcia układ odladania płynem.

Kadłub o przekroju prostokątnym, ze stopu lekkiego. Dzieli się na trzy części: przednią zawierającą kabinę pilotów, komorę podwozia przedniego i przedni luk bagażowy, centralną wraz z węgami głównymi do mocowania dźwigarów skrzydła i z dolną belką poprzeczną noszącą podwozie główne i część tylną obejmującą tylny luk bagażowy, tylne drzwi załadunkowe (na życzenie) i ramy do montowania ustereżenia. Przednia cała i tylna dolna część kadłuba sa konstrukcją półskorupowej z pokryciem usztywnionym podłużnicami. Reszta jest kryta, podobnie jak skrzydło, gładką z zewnątrz blachą, do której od wewnątrz przyklejona jest klejem Redux blacha falista, usztywniona węgami. Ramy okien frezowane chemicznie. Podłoga konstrukcji przekładkowej z wypełnieniem ulowym. Stożek przedni z tkaniny szklanej przesyconej żywicą. Kadłub podwieszony do płata na czterech sworzniach.

Załoga dwuosobowa (samolot może być sterowany przez jednego pilota) plus stewardessa w części pasażerskiej. Standardowo 30 foteli dla pasażerów w ustawieniu 2+1 w 10 rzędach z podziałką 76 cm i szerokim przejściem. Mocowanie foteli w sznach umożliwia zmianę ich rozstawienia. Kuchenka, toaleta i składany fotel stewardessy mogą być łatwo usuwane. Duże półki górne na życzenie mogą być zamienione na szafki bagażowe. Całe wnętrze wentylowane, podgrzewane i izolowane dźwiękowo. Komory bagażowe o pojemności z przodu 1,27 m³ i z tyłu 2,83 m³, z dostęmem z zewnątrz o łącznej nośności 500 kG. Drzwi pasażerów w tyle kadłuba z lewej burt. Wersja pasażerska ma dwa wyciągi awaryjne na prawej stronie, jedno z lewej oraz jedno w dachu kabiny pilotów. W wersji mieszanej pasażersko-towarowej kadłub jest podzielony przegrodą na część tylną pasażerską dla 18 osób i przednią towarową. Wówczas jest on ładunkowy przez duże drzwi ładunkowe, z przodu na lewej stronie, mogące pomieścić kontenery typu D. W wersji całkowicie towarowej kabina może pomieścić 7 takich kontenerów, posiadając jeszcze obszerną przestrzeń na dodatkowy ładunek. Podłoga kabiny jest



płaska na całej długości i może wytrzymywać naciski do 610 kG/m². Zawiera również miejscowe wzmocnienia o większej wytrzymałości. Szyny do montowania foteli mogą być zastosowane jako punkty ustalające ładunek.

Podwozie. Trójkołowe z przednim punktem podparcia, chowane w locie. W każdym z zespołów pojedyncze koła. Podwozie główne chowa się hydraulicznie do krótkich gondoli umieszczonych z boków kadłuba przy dolnej jego krawędzi. Koła główne o wymiarach 34 X 10,75 są standardowymi zespołami wziętymi z samolotu Fokker VFW Friendship. Koło przednie chowane do tyłu, sterowane, o wymiarach 9,00 X 6. Normalne ciśnienie w ogumieniu: głównym 5,06 kG/cm² i przednim 3,66 kG/cm². Amortyzatory olejowo-powietrzne.

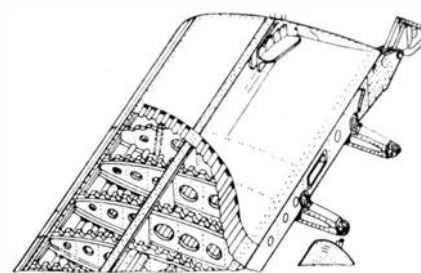
Usterzenie. Wolnonośne z podwójnymi płytami stateczników i sterami kierunku. Ze względu na wydłużoną tylną część kadłuba w porównaniu z samolotem Skyvan można było zastosować tu podobne wymiary usterzeń. Statecznik poziomy prostokątny, o stałym kącie zaklinowania, ze wzmocnioną krawędzią natarcia. Ster wysokości trzyczęściowy, wychylany $+35^{\circ}$ i -10° , wyważony aerodynamicznie osiowo. Każdy ze sterów kierunku, wychylany symetrycznie do 30° , ma aerodynamiczne wyważenie rogowe. Stery uruchamiane układem sztywnym. Ster wysokości ma hydrauliczne wspomaganie wyważające, a ster kierunku mechanicznie napędzaną klapkę wyważającą. Na krawędzi natarcia stateczników układ odladania płynem.

Układ napędowy. Dwa silniki turbiniowe o mocy maksymalnej 1120 KM i maksymalnej mocy trwałej 1020 KM UACL PT6A-45. Każdy z nich napędza wielobrotowe pięciolopatowe śmigło firmy Hartzell, automatycznie przestawiające się w chorągiewkę. Zbiorniki główne paliwa w środkowej części oprofilowana przejścia skrzydło — kadłub, przed i za skrzydłem o pojemność 1740 kG łącznie. Na życzenie nabywcy można dodać zbiorniki dalekiego zasięgu o pojemności 1618 kG.

Wypoosażenie. Układ hydrauliczny o ciśnieniu 210 kG/cm² zasilany pompą, napędzaną przez silnik, uruchamia podwozie, steruje kołem przednim, napędza klapy i hamulce (przy niższym ciśnieniu) i wspomaganie wyważające steru wysokości oraz włącza awaryjne akumulatory. Główny układ elektryczny do ogólnego stosowania 28 V, prądu stałego, z szyna zbiorczą. Zastosowano też specjalne źródła prądu zmiennego

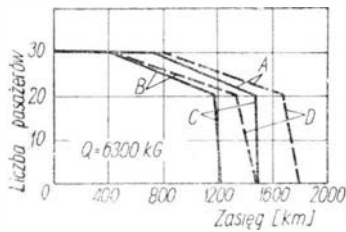
400 Hz 115 V i 26 V oraz 2 akumulatory 23 Ah i 2 prądo-rozruszniki 28 V. Podwójny układ sterowania, układ odladania i wyposażenie awaryjne pasażerów — standardowe. Szeroki zakres wyposażenia radiowego łączności i nawigacji dostępny na życzenie nabywcy. Typowe wyposażenie elektryczne zawiera: zdwojone radiostacje UKF — łączności i nawigacyjne, dwa ILS, dwa wskaźniki radio-magnetyczne, radiobusole, transponder, DME, układ precyzyjnego zbliżania, rejestrator parametrów lotu i rejestrator głosu. Na życzenie pilot automatyczny i radar meteorologiczny oraz radiostacja KF.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. SD3-30 jest rozwinięciem powstałego 11 lat temu samolotu transportowego Skyvan i jego 22 miejscowej wersji pasażerskiej Skyliner. Ma wiele jego dobrze sprawdzonych rozwiązań włącznie z dużym przekrojem poprzecznym kabiny i tej samej koncepcji *fail-safe*. Kabina tu jest dłuższa o 3,78 m niż w Skyvanie S3, załadunek ładunku zostało ułatwione przez obniżenie poziomu podłogi w kabine. SD3-M to wersja wojskowa wielozadaniowa. Wstępnie buduje się dwa prototypy i trzy samoloty przedseryjne. Pierwszy lot prototypu odbył się 22 sierpnia 1974 r. Publicznie pierwszy raz pokazano go we wrześniu 74 r. w Farnborough. W jesieni 1975 r. przewiduje się otrzymanie certyfikatu wg przepisów FAR 25 (USA) i CAR część D, grupa A (Wielka Brytania). Poza tym będą spełnione przepisy odnośnie hałasu FAR 36. Cena samolotu z pierwszej serii 1,25 mln dolarów. Przewidywane zapotrzebowanie w ciągu 10 lat: 600 sztuk. Konstrukcja liczona na 40 000 lądowań.



Konstrukcja płata

Short SD3-30



Zależność zasięgu od liczby pasażerów dla ciężaru eksploatacyjnego $Q = 6300$ kg i ciężaru pasażera (włącznie z bagażem 13,6 kg) 88,5 kg: A — bez rezerwy paliwa, B — z rezerwą na 45 min. lotu, C — lot z prędkością maks. przelotowa, D — lot z prędkością największego zasięgu

DANE TECHNICZNE

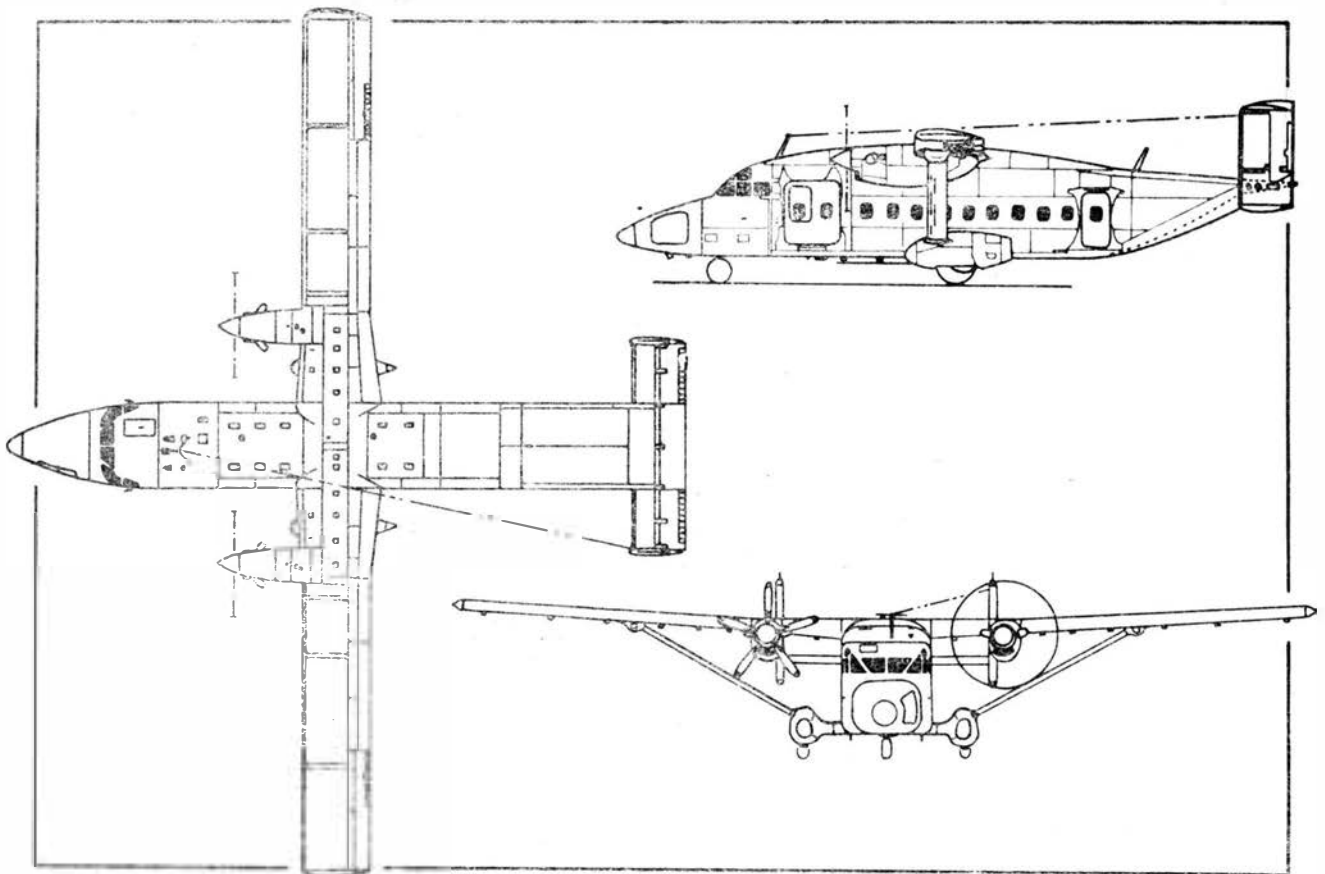
Wymiary	
Rozpiętość płata	22,78 m
Cięciwa skrzydła (średnia)	1,85 m
Długość całkowita	17,69 m
Wysokość całkowita	4,77 m
Średnica śmigła	2,74 m
Odległość śmigła od ziemi	1,85 m
Wysokość podłogi kabiny nad ziemią	0,91 m
Drzwi pasażerskie (lewe tyłne)	
wysokość	1,42 m
szerokość	0,71 m
Lewe drzwi ładunkowe	
wysokość	1,68 m
szerokość	1,40 m
Tyłne drzwi ładunkowe (pod usterzeniem)	
wysokość	1,75 m
szerokość	1,98 m
Kabina.	
długość	9,45 m
szerokość	1,98 m
wysokość	1,98 m
pojemność	34,33 m ³
Powierzchnia skrzydła	42,02 m ²
Powierzchnia lotki	1,54 m ²
Powierzchnia sterów kierunku	1,3 m ²
Powierzchnia steru wysokości	3,59 m ²
Powierzchnia klap	8,7 m ²
Ciężary	
Ciężar własny (z wyposaż. dla 30 pasaż.)	6027 kg

Maks. ciężar użyteczny dla wersji pasażerskiej	2694 kg
transportowej	3400 kg
Ciężar eksploatacyjny pustego samolotu	6300 kg
Maks. ciężar startowy	9840 kg
Maks. ciężar do lądowania	9705 kg
Osiągi (obliczeniowe, dla normalnego ciężaru startowego, ISA, na poziomie morza)	
Maks. prędkość dopuszczalna	451 km/h EAS
Maks. prędkość przelotowa ($h = 3050$ m)	361 km/h EAS
Ekonomiczna prędkość przelotowa ($h = 305$ m)	305 km/h EAS
Min. prędkość ($Q = 9840$ kg, klapy ↓ podwozie schowane)	170 km/h EAS
Min. prędkość ($Q = 9705$ kg, klapy ↓ podwozie otwarte)	137 km/h EAS
Maks. prędkość wznoszenia	6,64 m/s
Pułap praktyczny na 1 silniku ($Q = 8618$ kg)	4205 m
Długość startu, $Q = 9840$ kg (ISA)	1175 m
(ISA + 15 °C)	1310 m
Długość lądowania, $Q = 9525$ kg (wg BCAR)	1130 m
(wg FAR Pt 25)	1010 m

Zależność: wysokość lotniska — temperatura otaczającego powietrza przy ciężarze do startu $Q = 9840$ kg:

na poziomie morza	$t = \text{ISA} + 20$ °C
na wysokości 610 m	$t = \text{ISA} + 11$ °C

T.W.



3. Obciążenie nitów łączących ściankę z pasami dźwigara

W ogólnym przypadku rozkład naprężeń tnących wzdłuż wysokości ścianki określony jest wyrażeniem:

$$\tau = \frac{QS_{red}}{I_{red}\delta} \quad (8)$$

gdzie: Q — siła tnąca,

S_{red} — moment statyczny przekroju dźwigara

$$S_{red} = F_{red} \cdot y = \Sigma F y \quad (8a)$$

y z rys. 6

$$J_{red} = \Sigma F y^2 \quad (8b)$$

Im mocniejsze pasy dźwigara a cieńsze ścianki, tym równomierniejszy rozkład naprężeń tnących τ wzdłuż wysokości ścianki. Zazwyczaj w konstrukcjach typu kesonowego $b/\delta > 100$. W takim przypadku można zastosować wzór uproszczony:

$$\tau_{brutto} = \frac{Q}{h \cdot \delta} \quad (9)$$

$$\frac{J_{red}}{S_{red}} = h \quad (9a)$$

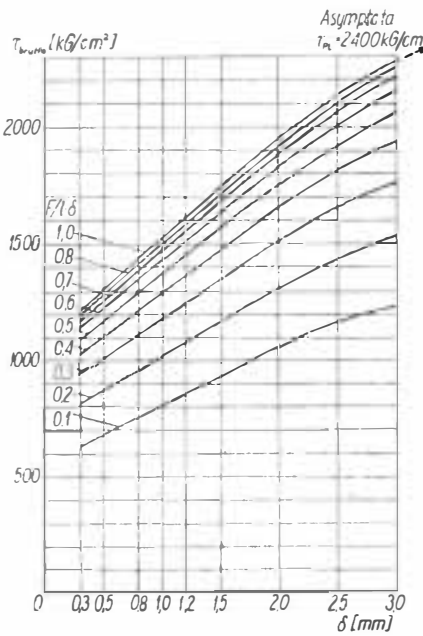
Zależność τ_{brutto} od grubości ścianki δ i pola przekroju stójki F przedstawia rys. 10.

W przypadku, gdy ścianka osłabiona jest otworami nitowymi, wzór na naprężenia tnące ma postać:

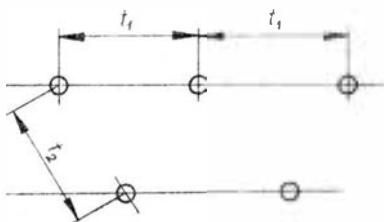
$$\tau = \frac{k_k}{k_{osi}} \tau_{brutto} = \frac{k_k Q}{k_{osi} F_{brutto}} = \frac{k_k Q}{F_{netto}} \quad (10)$$

k_k — współczynnik koncentracji naprężeń przy ścinaniu ścianki z otworami.

10.



11.



Wartość tego współczynnika wynosi: dla stopu PA7 — 1,1, dla wysokowytrzymałościowych stopów aluminiowych — 1,05, dla konstrukcji stalowych $k_k = 1,0$

$$F_{netto} = k_{osi} F = k_{osi} \cdot h \delta = \frac{(t - d_0) h \delta}{4} \quad (10a)$$

t — podziałka nitowa, d_0 — średnica otworu pod nit.

Dla dwurzędowego szwu nitowego bierze się mniejszy z dwu wymiarów t_1 i t_2 (rys. 11).

Warto nadmienić, że wartość naprężeń τ (10) naturalnie nie powinna przekroczyć niszczącego naprężenia τ_0 przy ścinaniu z utratą stateczności, które jest mniejsze od niszczącego naprężenia τ_{PL} przy czystym ścinaniu równego dla stopów aluminiowych — $0,6 \div 0,7 R_m$ i ma tendencję do malenia przy wzroście τ_{brutto}/τ_{kr}

$$\tau_0 = k_\tau R_m G_{red}/G \quad (11)$$

I tak dla $\tau_{brutto}/\tau_{kr} \approx 10$ można przyjmując $k_\tau = 0,4$, $\tau_{brutto}/\tau_{kr} \approx 1$ można przy-

jąć $k_\tau = 0,55$ $G_{red}/G = f\left(\frac{\tau}{\tau_{kr}}\right)$ (rys. 7).

W przypadku, gdy ścianka do momentu zniszczenia nie traci stateczności, to siła obciążająca nit (jednocięty rząd nitowy) określona jest zależnością:

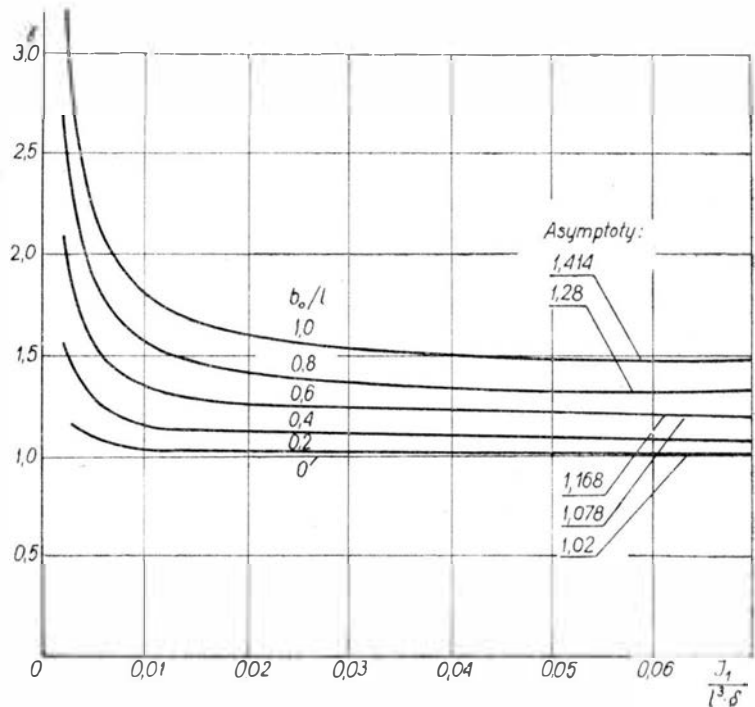
$$P_n = \frac{Q S_{red1}}{J_{red}} = \beta Q t / h \quad (13)$$

gdzie S_{red1} — zredukowany moment statyczny wszystkich elementów półki względem osi centralnej, przynitowanych do ścianki rozpatrywanym szwem (rys. 12):

$$\beta = J_{red1} / S_{red} h = \tau_{max} / \tau_{kr} \quad (14)$$

Wartość współczynnika β uzależniona jest od konstrukcji dźwigara. I tak dla belki dwuteowej ze sztywnymi pasami

13.



$\beta = 1,1 \div 1,2$, dla belki o przekroju prostokątnym $\beta = 1,5$.

Jeśli ścianka traci stateczność, to siła obciążająca nit jest odpowiednio większa i wynosi:

$$P_{N1} = t \cdot \delta \sqrt{\tau + (\tau \operatorname{tg} \Theta - \tau_{kr})^2} = k_1 \beta Q \frac{t}{h} \quad (13a)$$

gdzie $k_1 = f(\Theta, \tau/\tau_{kr})$, Θ — kąt pochylenia fałd względem linii szwu nitowego.

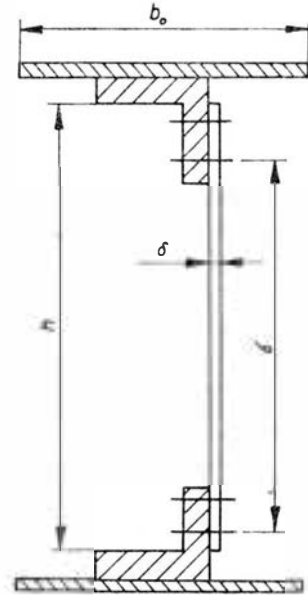
Dla $\Theta = 45^\circ$ i $\beta = 1,0$ współczynnik $k_1 = 1,41$.

Przy występowaniu normalnych naprężeń rozciągających σ w ściance (pokryciu) wyrażenie na siłę obciążającą nit ma postać:

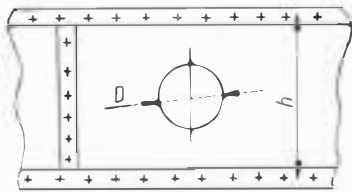
$$P'_N = \sqrt{1 + [\sigma(\tau + (1 - \tau_{kr}/\tau) \operatorname{tg} \Theta)^2]} \quad (13b)$$

Najbardziej obciążone są nity położone w pobliżu pionowych rozpórek (stójek), tak że średnia siła obliczana

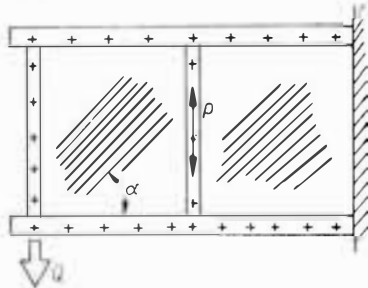
12.



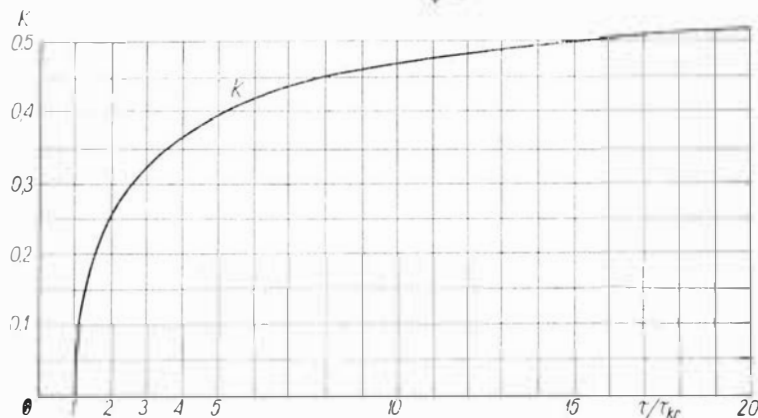
14.



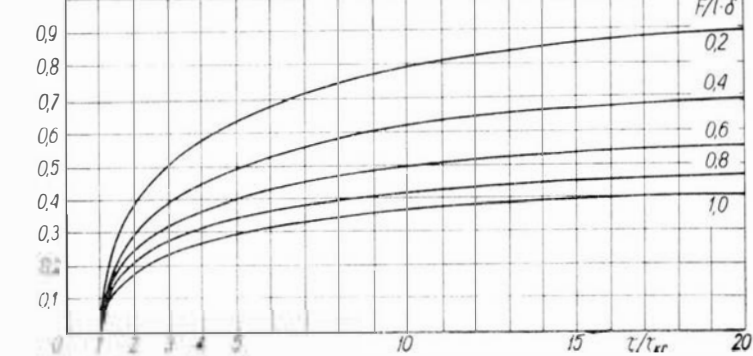
15.



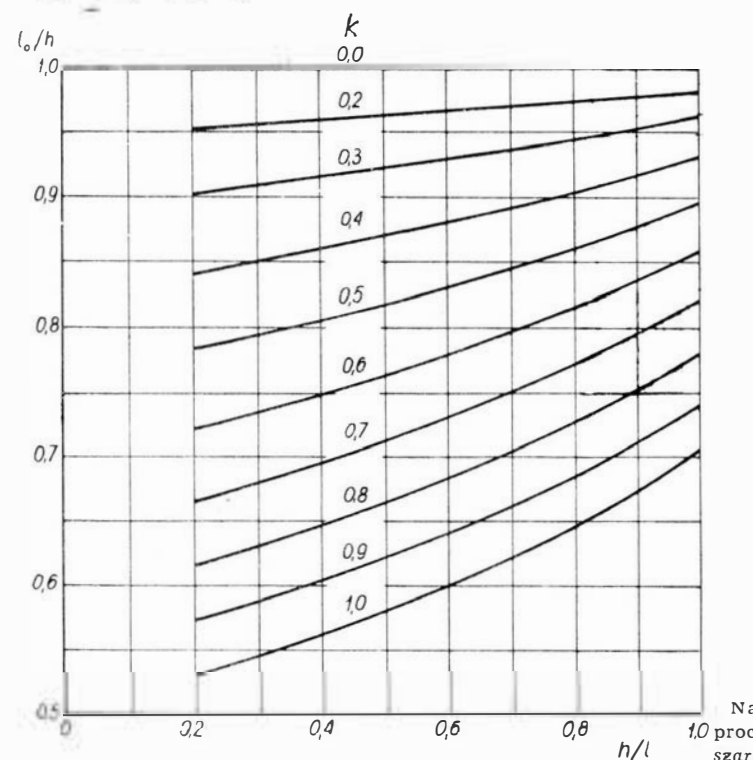
16.



σ_{sc}/τ



l_0/h



według wzorów 13, 13a, 13b powinna być powiększona:

$$\frac{PR}{N} = \gamma P_N, \quad \gamma > 1,0 \quad (14a)$$

gdzie:

$$\gamma = f\left(\frac{I_1}{l^2 \delta}, \frac{b_0}{l}\right) \quad (\text{rys. 13}),$$

$$b_0 l = f\left(\frac{\tau}{\tau_{kr}}, \frac{F}{l \delta}\right)$$

(rys. 5), I_1 — moment bezwładności górnego (dolnego) pasa wzgl. osi centr., b_0 — współpracująca szerokość pokrycia, l — odległość między stójkami, F — pole przekroju stójki.

U w a g a. W przypadku obecności w ściance dźwigara otworów ulgowych o średnicy D (rys. 14), wyrażenie na naprężenia tnące

$$\tau = \frac{QS}{I \delta}$$

jest niesłuszne. Obowiązujący w tym wypadku wzór ma postać:

$$\tau_{olw} = \frac{kQ}{(h-D) \cdot \delta} \quad (15)$$

Współczynnik k dla $\alpha = 45^\circ$ wynosi:

$$k = \frac{1,41(h-D)}{1,41h-D} \quad (15a)$$

Zatem gdy $D \rightarrow h$ $\tau_{olw} = 3,5$.

4. Obciążenie stójek dźwigara

W przypadku pełnego pola ciągnięcia siła P (rys. 15), obciążająca rozpórkę, określona jest wzorem:

$$P = Q \operatorname{tg} \alpha = Q \quad (\alpha = 45^\circ) \quad (16)$$

Dla sztywnego konturu i gdy występuje w ściance niezupełne pole ciągnięcia (obecność naprężeń normalnych rozciągających i ściskających) siła P jest mniejsza i wynosi:

$$P = (\tau - \tau_{kr}) l \gamma \operatorname{tg} \alpha \quad (16a)$$

Jeśli kontur (pasy dźwigara i stójki) mają skończoną sztywność, wielkość siły w stójce określona jest wyrażeniem:

$$P = k \tau l \delta \quad (16b)$$

gdzie: $k = f(\tau/\tau_{kr}, F_1/l\delta)$ (rys. 16).

F_1 — pole przekroju jednej stójki bez uwzględnienia współpracującej szerokości pokrycia — b_0 (rys. 5).

Wartość naprężeń ściskających σ_{sc} w stójce wynosi:

$$\sigma_{sc} = \frac{P}{F + b_0 \delta}$$

i wyznacza się z wykresu 17.

U w a g a: Ścianka nawet po utracie stateczności spełnia dla stójki rolę sprężystej podpory, a zatem utrudnia jej wyboczenie. Do obliczeń sprawdzających stójkę na wyboczenie bierze się więc zastępczą jej długość l_0 (rys. 18).

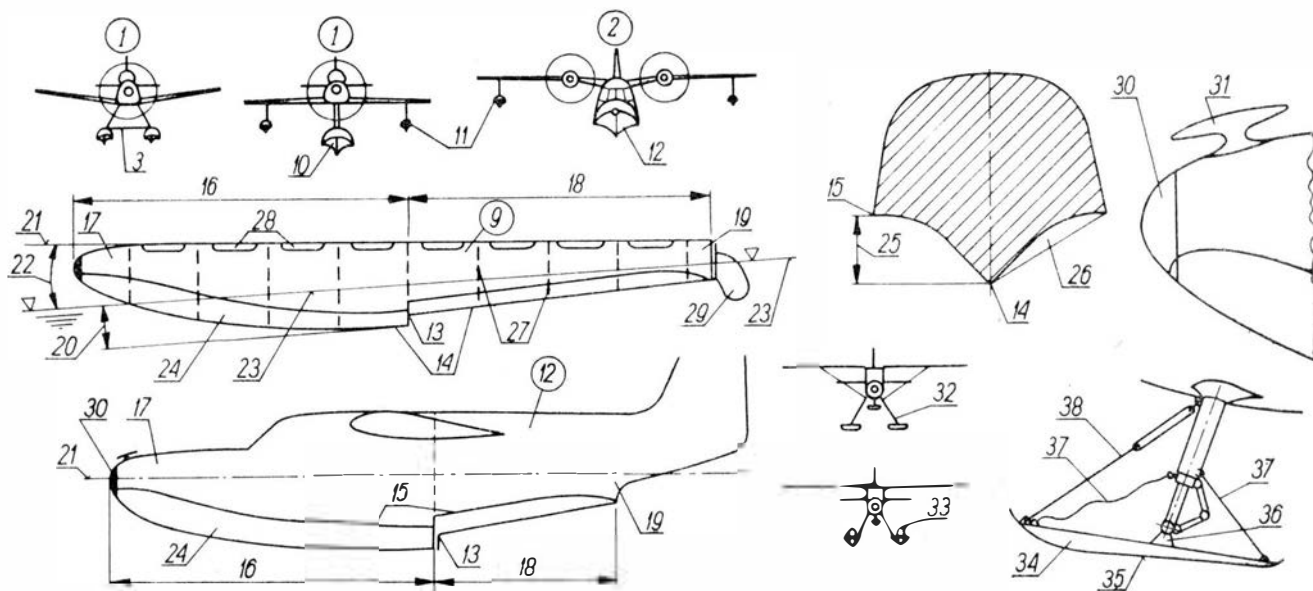
W przypadku gdy stójka ma niesymetryczny przekrój względem średniej płaszczyzny ścianki (mimośród e), to obciążona jest ona dodatkowymi normalnymi naprężeniami od zginania σ_{zg} :

$$\sigma_{zg} = \frac{Pe}{W} \quad (17)$$

Zatem, wypadkowe naprężenia normalne w stójce wynoszą:

$$\sigma = \sigma_{zg} + \sigma_{sc} \quad (18)$$

Na podst.: „Sprawocznajna kniga po rasczetu samoleta na 1,0 procznost’”. Wyd. Moskwa 1954 r. opracował mgr inż. Ryszard Cymerkiewicz WCT/260/K/74



Podwozie 2

- 1 — wodnosamolot pływakowy
- 2 — łódź latająca
- 3 — podwozie pływakowe, podłódzie
- 4 — zdolność do użytkowania na morzu
- 5 — pływalność
- 6 — wyporność
- 7 — ślizganie (się)
- 8 — rozprysk
- 9 — pływak
- 10 — pływak główny, p. centralny
- 11 — pływak skrzydłowy
- 12 — kadłub łodziowy
- 13 — stopień, redan
- 14 — kil, stępka
- 15 — obł. dolna krawędź
- 16 — przednia (dziobowa) część pływaka (kadłuba)
- 17 — dziób
- 18 — tylna część pływaka (kadłuba)
- 19 — rufa
- 20 — zanurzenie
- 21 — linia odniesienia
- 22 — przegłębienie
- 23 — wodnica, linia wodna
- 24 — dno pływaka (łodzi)
- 25 — podobnienie, wznios dna
- 26 — wklęsłość dna
- 27 — gródź wodoszczelna
- 28 — wziernik, pokrywka
- 29 — ster wodny
- 30 — zderzak
- 31 — knaża, rożki
- 32 — podwozie nartowe
- 33 — podwozie kołowo — nartowe
- 34 — narta
- 35 — spód narty, powierzchnia ślizgowa
- 36 — piramidka, kaban
- 37 — linka zabezpieczająca
- 38 — amortyzator narty

K.D.

Landing gear 2

- 1 — floatplane
- 2 — flying boat
- 3 — flotation gear, alighting gear
- 4 — seaworthiness
- 5 — buoyancy
- 6 — displacement
- 7 — planing
- 8 — spray formation
- 9 — float
- 10 — main float
- 11 — auxiliary f., wing (tip) f.
- 12 — hull
- 13 — step, main step
- 14 — keel
- 15 — chine
- 16 — forebody
- 17 — bow
- 18 — aftbody
- 19 — stern
- 20 — draught
- 21 — datum line
- 22 — trim
- 23 — waterline
- 24 — (planing) bottom
- 25 — deadrise
- 26 — flare
- 27 — (watertight) bulkhead
- 28 — hatch
- 29 — water rudder
- 30 — bumper
- 31 — (deck) cleat
- 32 — ski landing gear
- 33 — ski-wheel landing gear
- 34 — ski
- 35 — ski bottom, planing bottom
- 36 — pedestal
- 37 — safety cable
- 38 — ski trimming device

K.D.

Шасси 2

- 1 — поплавокый гидросамолет
- 2 — летающая лодка
- 3 — поплавокый шасси
- 4 — мореходность
- 5 — плавучесть
- 6 — водоизмещение
- 7 — глиссирование
- 8 — разбрызг (воды)
- 9 — поплавок
- 10 — главный поплавок
- 11 — боковой п., крыльевой п.
- 12 — корпус летающей лодки
- 13 — redan
- 14 — киль
- 15 — скула
- 16 — передняя часть поплавка (лодки)
- 17 — нос
- 18 — хвостовая часть поплавка (лодки)
- 19 — корма
- 20 — осадка
- 21 — строительная горизонталь
- 22 — дифферент
- 23 — ватерлиния
- 24 — днище
- 25 — (превышение скулы над килем)
- 26 — (вогнутость днища)
- 27 — водонепроницаемая переборка, глухой шпангоут
- 28 — люверс
- 29 — водяной руль
- 30 — бумпер
- 31 — утка
- 32 — лыжное шасси
- 33 — колесно-лыжное шасси
- 34 — лыжа
- 35 — полоз
- 36 — кабан
- 37 — предохранительный трос
- 38 — балансирующая цепь

K.D.

Das Fahrwerk 2

- 1 — das Schwimmerflugzeug
- 2 — das Flugboot
- 3 — das Schwimmwerk
- 4 — die Seetüchtigkeit
- 5 — die Schwimmfähigkeit
- 6 — die Verdrängung
- 7 — der Gleitzustand
- 8 — die Spritzwasserbildung
- 9 — der Schwimmer
- 10 — der Zentralschwimmer
- 11 — der Stützwchwimmer
- 12 — der Flugboottrumpf
- 13 — die Stufe, die Hauptstufe
- 14 — der Kiel
- 15 — die Kimm
- 16 — das Vorschiff
- 17 — der Bug
- 18 — das Hinterschiff
- 19 — das Heck
- 20 — der Tiefgang
- 21 — die Bezugslinie
- 22 — die Trimmlage
- 23 — die Wasserlinie
- 24 — der Gleitboden
- 25 — die Kielung
- 26 — das Wellenbinderform
- 27 — die wasserdichtes Schott
- 28 — der Deckel
- 29 — das Wasserruder
- 30 — der Puffer
- 31 — die Knaße, die Belegklampe
- 32 — das Schneekufenfahrwerk
- 33 — das Radkufenfahrwerk
- 34 — die Schneekufe
- 35 — der Schneekufenboden
- 36 — der Sockel
- 37 — das Sicherheitsseil
- 38 — die Abspannung

K.D.

WCT/260/K/74

Łaletin K. N.: **Praktičeskaja aerodinamika wiertolota Ka-26**. Wyd. Transport, Moskwa 1974, str. 192, rys. 128, poz. bibliogr. 18, cena 62 kop. (6,20 zł).

Książka ta jest zatwierdzona przez Zarząd Szkolnictwa Ministerstwa Lotnictwa Cywilnego ZSRR jako pomoc naukowa dla szkół lotnictwa cywilnego w ZSRR. Z notatki na stronie drugiej wynika, że książka została opracowana przy udziale Redakcji Wydawnictw wspomnianego Ministerstwa.

Książki z cyklu „Aerodynamika praktyczna...” mają już pewną tradycję, są to z reguły szczegółowe opracowania dotyczące właściwości lotnych i pilotażowych różnych samolotów i śmigłowców. Książka o Ka-26 należy do najstarszej opracowanych pozycji z tego cyklu. Aerodynamika śmigłowców o wirnikach współosiowych ma przynajmniej u nas dość skąpe piśmiennictwo — toteż szczególnie cenną zaletą książki jest stosunkowo obszerna część teoretyczna, stanowiąca wprowadzenie do każdego z rozdziałów.

Pierwszy rozdział omawiający podstawy aerodynamiki wirnika nośnego i kadłuba śmigłowca zawiera wstęp z zakresu teorii wirnika, charakterystyki wirnika Ka-26, omawia pracę łopat przegubowo zawieszonych i ponadto podaje szereg charakterystyk aerodynamicznych bryły kadłuba.

Zagadnienia wyważenia, sterowności i stateczności wraz ze szczegółowymi danymi na temat Ka-26 omówione są w rozdziale drugim. Zawiera on bardzo cenne i raczej unikalne w dostępnym piśmiennictwie — uwagi na temat stateczności i sterowności śmigłowców, a także na temat specyficznych własności wirników współosiowych. Następne rozdziały omawiają kolejno zawis, kołowanie i start, lot poziomy ze stałą prędkością (zagadnienia ograniczeń), lot wznoszący i opadający oraz lot krzywoliniowy i lądowanie przy pracujących silnikach.

Kolejny, siódmy rozdział poświęcony jest szczególnym przypadkom w locie — uszkodzenie jednego i dwóch silników, defekty sterowania, loty w warunkach oblodzenia, sytuacje awaryjne podczas lotu z ładunkiem na zaczepie zewnętrznym (na linie), flutter łopat wirnika nośnego, oderwanie strug na wirniku oraz lot w zakresie tzw. pierścienia wirowego. Omówione są tu także przeciążenie wirnika nośnego oraz rezonans naziemny.

Każdy rozdział jest opracowany bardzo systematycznie — obok informacji teoretycznych i danych dotyczących śmigłowca Ka-26 zawiera z reguły uwagi na temat pilotażu śmigłowca, nierzadko na temat sposobu przeprowadzania treningu danej sytuacji (np. symulacji defektu silnika) w locie.

Książkę wypada uznać za wyjątkowo cenną pozycję literatury z zakresu śmigłowców — jest przydatna zarówno dla pracowników biur konstrukcyjnych i placówek naukowo-badawczych, jak dla pilotów i specjalistów eksploatacji śmigłowców. Może być też wyjątkowo cenną pomocą dla studentów specjalności lotniczej politechniki i wyższych uczelni wojskowych.

Na podkreślenie zasługuje — tradycyjny dla wydawnictwa „Transport” — wysoki poziom graficzny rysunków i wykresów, dodatkowo podnoszący wartość książki.

A. K.

Karmazin A. U., Tałancew N. K.: **Wiertoloty w lesnom choziajstwie**. Wyd. Lesnaja Promyslennost', Moskwa 1974, str. 120, tabel. 32, ilustr. 17, poz. bibliogr. 34, cena 45 kop. (4,50).

Książka omawia zastosowanie śmigłowców do taksacji lasu, ochrony przeciwpożarowej kompleksów leśnych, obserwacji rozwoju drzew świeżo posadzonych, walki ze szkodnikami lasu, a także prac transportowych.

Zasadnicza część książki obejmuje zagadnienia taksacji z powietrza różnych rodzajów lasu, zawiera szczegółowe tabele pozwalające na określanie wieku drzew, rodzaju podszycia itd.

Dane techniczne śmigłowców omówione są na kilku stronach, podana jest też tabela podstawowych danych śmigłowców radzieckich. Bardziej szeroko omówiono zagadnienia ekonomiczne — stawki opłat

za wynajęcie śmigłowca w ZSRR oraz koszty personelu obsługującego, porównano koszt i wydajność taksacji ze śmigłowca z takimi samymi wielkościami dla taksacji naziemnej.

Pozostałe zastosowania śmigłowców w gospodarce leśnej omówione są na kilku stronach.

Książka wydaje się być interesująca dla służby leśnej i fachowych pracowników leśnictwa. Może być też — w bardzo wąskim zakresie — przydatna dla specjalistów od zastosowań śmigłowców, gdyż zawiera dane na temat sposobu wykonywania lotów dla taksacji lasów z powietrza.

A. K.

Kaszin G. M., Fiedorienko G. I.: **Awtomatizieskoje uprawlenie prodolnym dżiwieniem uprugowo samolota**. Wyd. Maszynostrojenie, Moskwa 1974, str. 312, poz. lit. 51. Cena 1,06 rb. (10,60 zł).

Książka poświęcona jest sterowaniu niesztynnego samolotu. Problemy te jaskrawo występują w przypadku dużych samolotów, a ich właściwe rozwiązanie może dać w efekcie podwyższenie krytycznych prędkości flatteru, wzrost komfortu dla załogi i pasażerów, zmniejszenie maksymalnych przeciążeń w poszczególnych punktach konstrukcji oraz zwiększenie okresów gwarancyjnych płatowca i wyposażenia. Przedstawiono współczesny aparat analityczny. Konstrukcja niesztynnego samolotu aproksymuje się, stosownie do konkretnego przypadku, układem krzyżujących się belek, bądź układem przegród (komór). Rozważono charakterystyki aerodynamiczne samolotu niesztynnego w warunkach lotu pod- i naddźwiękowego. Dokonano syntezy struktury układu automatycznego sterowania położeniem kątowym i przeciążeniem dla obiektów niesztynnych. Przedstawiono rozwiązania kilku takich układów w koncepcji adaptacyjnej.

Książka napisana na poziomie akademickim jest przeznaczona dla studentów politechnicznych wydziałów lotniczych i pracowników przemysłu lotniczego.

J. M.

Kriuczko A. A.: **Gruzowyje pieriewozki na wozdusznom transportie SSSR**. (Organizacja, technologia, ekonomika). Wyd. Transport, Moskwa, 1974, str. 248, rys. 59, tabel 21, poz. bibliogr. 48, cena 1 rb. 20 kop. (10,20 zł).

W pierwszej części książki omawia problemy rozwoju i organizacji towarowych przewozów powietrznych — znaczenie dla gospodarki, organizację pracy w portach lotniczych, środki techniczne służące do przeładunków, warunki przewozu ładunków, zarówno zwyczajnych, jak specjalnych oraz ewentualne nieprawidłowości powyższych operacji.

Kolejne części książki poświęcone są przewozom ładunków łatwo psujących się i specjalnych. Następnie przedstawione są zasady normowania ubytków naturalnych w przewozie powietrznym, przewóz ładunków niebezpiecznych i radioaktywnych oraz zasady przewozu ładunków tranzytowych.

Ostatnia, obszerna część poświęcona jest zautomatyzowanemu systemom do sterowania przewozami ładunków. Omawiane są tu ogólne zasady organizacji takich systemów oraz system oparty na wykorzystaniu maszyny elektronicznej Mińsk-23 i urządzeń systemu M-3000. Podane są algorytmy działań maszyny, wprowadzenia danych, procesy ich przetwarzania i wprowadzenia informacji.

W załącznikach podano m.in. oznaczenia typów ładunków, dopuszczalne obciążenie podłogi różnych typów radzieckich samolotów i śmigłowców, a także wymiary luków i drzwi. Książka przeznaczona jest dla pracowników lotnictwa cywilnego, związanych z przewozami towarowymi, może być przydatna dla pracowników przedsiębiorstw korzystających z takich usług. Ponadto może być wykorzystana jako pomoc naukowa dla uczelni kształcących specjalistów z tej dziedziny.

A. K.

Kaczkowski R.: **Samolot myśliwski Jak-9**. Seria: *Typy Broni i Uzbrojenia*, zeszyt nr 25. Wyd. MON, Warszawa 1973, str. 16 + IV, cena zł 7

Kolejna książeczka serii TBU, przynosi, wbrew tytułowi, opis całej rodziny tłokowych samolotów myśliwskich Jakowlewa. Przedstawiono w niej rozwój samolotów Jak-1, Jak-7, Jak-3 i Jak-9. W dość skromny sposób opisano dzieje służby samolotów Jak w Ludowym Lotnictwie Polskim; nie podano nawet numerów wszystkich pułków walczących w 1945 r. na Jakach. Na zakończenie zamieszczono bardzo krótki opis techniczny samolotu Jak 9P oraz tabelkę danych technicznych samolotów myśliwskich Jak.

Słabą stroną książeczki są rysunki. Rysunek samolotu na rozkładówce nie został nawet w pełni podpisany, gdyż nie podano, jaką przedstawia wersję. Oszklenie obudowy radiokompasu w tylnej części kadłuba wskazuje, iż ma to być Jak-9P. Niestety przypomina go w bardzo małym stopniu. Zarówno kształt kabiny, obrys skrzydeł czy obrys ustertenia są nieprawidłowe. A istnieje u nas doskonały, bardzo szczegółowy plan samolotu Jak-9P opracowany przez Z. Luranca, opublikowany w „Planach Modelarskich”. Zamieszczone w książeczce barwne sylwetki boczne samolotów Jak również są pełne niekonsekwencji. Przede wszystkim nie zgadzają się one ze zdjęciami, a ponadto długości sylwetek nie zgadzają się z danymi technicznymi w tabeli (np. Jak-3, którego długość wynosi 8,5, jest na rysunku dłuższy od Jaka-9P, którego długość wynosi 8,7 m). W barwach polskiego lotnictwa pokazano sylwetki wersji najmniej typowych, gdyż Jak-1 (w wersji u nas nie używanej), Jak-3 i Jak-7A, zamiast wersji użytych w większej liczbie, czyli Jak-1M, Jak-9 oraz Jak-9P i Jak-9U. Wśród rysunków wersji rozwojowych pominięto używane w Polsce Jak-1M oraz Jak-9W. Podrozdział „Barwy samolotu” odsyła do rysunków, podczas gdy te nie pokazują głównych rodzajów malowania Jaków w lotnictwie polskim, np. Jaków-9P na popielato-niebiesko. Informacja o stosowaniu w polskim lotnictwie samolotu Jak-15 (str. 11) jest nieprawdziwa, podobnie jak i wiadomość na str. 13 o wprowadzeniu w 1949 r. odrzutowców u nas do użytku.

Czytelników, którzy chcą uzyskać prawidłowe informacje o myśliwcach Jak używanych w Lotnictwie Polskim oraz ich prawidłowe rysunki — odsyłamy do cyklu W. Szewczyka „Samoloty Ludowego Lotnictwa Polskiego” w „Skrzydlatej Polsce” w 1973 r. i 1974 r. oraz do wyżej wzmiankowanych „Planów Modelarskich” opracowanych przez Z. Luranca.

A. G.

Kryłow K. A.: **Powyszenie innosostojkosti detalej samolotow**. Wyd. Transport, Moskwa 1974, str. 144, rys. 82, tabel 7, poz. bibliogr. 99, cena 1 rb. 05 kop. (10,50 zł).

Książka omawia zagadnienia tarcia i zużycia elementów mechanizmów samolotów, silników i osprzętu lotniczego. Na wstępie podane są podstawowe pojęcia z dziedziny tarcia i smarowania, omówione własności różnych paliw i smarów jako środków zmniejszających tarcie. Olbrzymią zaletą książki jest to, że podawane dane dotyczą konkretnych materiałów (paliw, olejów, metali kolorowych, stal) — i to materiałów stosowanych w radzieckim przemyśle lotniczym, a dostępnych u nas.

Większość zagadnień jest omawiana na przykładzie konkretnych rozwiązań konstrukcyjnych, przy czym podane wielkości nacisków luzów, twardości i tolerancji mogą być praktycznie wykorzystane przy konstruowaniu lub badaniu czy eksploatacji podobnych rozwiązań.

Kolejne rozdziały poświęcone są odporności na zużycie połączeń sworzniowych i przegubów (wraz z me-

todami podniesienia odporności), połączeń wielowypustowych w silnikach i osprzęcie (zagadnienia zużycia połączeń wałów w silnikach turbodrzutowych, wpływ niewspółosiowości łączonych części wału, zużycie połączeń w pompach i hamulcach) oraz zużyciu trących się części agregatów samolotu — suwaków regulatorów tłoczków pomp, elementów pomp zębatych itp. Osobny rozdział poświęcony jest zużyciu części pracujących przy małych wzajemnych przesunięciach w połączeniu. Omówiono tu także związane z powyższymi zjawiskami zagadnienia zmęczeniowe.

Książka jest bardzo cenna dla konstruktorów lotniczych oraz specjalistów od eksploatacji sprzętu lotniczego — podane przykłady zużycia różnych elementów konstrukcyjnych są interesujące zarówno ze względu na możliwość zapobiegania przez odpowiedni dobór konstrukcji, jak na możliwość zmniejszenia skutków przez odpowiednią obsługę lub kontrolę w eksploatacji. Może być także cenna dla studentów specjalności lotniczej politechniki oraz wyższych uczelni wojskowych.

A. K.

Schmidt H. A. F.: **Flugzeuge aus aller Welt-IV**. Wyd. Transpress, Berlin 1974, cena zł 64,80.

Pierwszy tom tego albumowego przeglądu samolotów świata ukazał się w 1966 r. Od tego czasu przybyły dalsze dwa tomy tego wydawnictwa, a ostatnio — tom czwarty. Zawiera on opisy 177 samolotów, śmigłowców i szybowców zbudowanych w ostatnich latach. Są to samoloty sportowe, szkolno-treningowe, rolnicze, służbowe, pasażerskie i wojskowe z Argentyny, Australii, Austrii i Brazylii, Czechosłowacji, Francji, Hiszpanii, Indii, Japonii, Jugosławii, Kanady, Meksyku, Nowej Zelandii, NRD, Polski, Rumunii, RFN, Szwecji, Szwajcarii, USA, Wielkiej Brytanii, Włoch i ZSRR. Spośród polskich konstrukcji zostały przedstawione Wilga 35, Bocian 1 E, Cobra 15, Cobra 17, Prąśniczka oraz polskiej produkcji An-2 i Mi-2.

Opis każdego samolotu, śmigłowca i szybowca składa się z opisu dziejów jego rozwoju, opisu konstrukcji i danych technicznych oraz zdjęcia i rysunku w trzech rzutach. Duży format wydawnictwa i kredowy papier — podnoszą jego stronę estetyczną. Książka stanowi udany przegląd współczesnych konstrukcji lotniczych i jest jedyną tego rodzaju pozycją aktualnie osiągalną w naszych księgarniach.

A. G.

W. Green: **The Observer's Book of Aircraft**. Frederick Warne, London 1974, str. 256, cena £. 0.60.

Książka ta stanowi kieszonkowy przegląd najważniejszych samolotów roku. W wydaniu z 1974 r. opisane jest 109 samolotów i 28 śmigłowców. Dwustronicowy opis każdego samolotu zawiera dane techniczne, informacje o rozwoju, produkcji i użyciu samolotu, oraz jest zilustrowany zdjęciem i rysunkiem w trzech rzutach. Natomiast opisy śmigłowców są zilustrowane tylko zdjęciami. W książeczce najliczniej reprezentowane są samoloty pasażerskie i transportowe (23), dyspozycyjne (17), myśliwskie (17), treningowe i szturmowe (12), sportowe i szkolne (11), lokalnego transportu (10), patrolowe morskie (9). Natomiast nieliczne są samoloty bombowe (2), wielozadaniowe (2), rolnicze (1) i wodnosamoloty (1).

Wśród nowych samolotów uwagę zwracają treningowe Hawk i Alpha-jet, transportowe DHC-7 i Short SD 3-30, myśliwskie YF-16, YF-17, MRCA i XFV-12, bombowe B-1 i Tu, rolniczy M-15, oraz śmigłowce SA-360, S-70 i Commando.

Książeczka mimo małego formatu stanowi dość obszerny i dobrze zestawiony przegląd samolotów z całego świata.

A. G.

Tendencje te ilustrują wykresy (rys. 2), a wszyscy fachowcy doskonale zdają sobie sprawę, że warunkiem dalszego rozwoju transportu lotniczego jest rozwiązanie problemu hałasów.

Omówione ogólne kierunki działania w walce z hałasem lotniczym musiały być poprzedzone badaniami w zakresie obiektywnej oceny uciążliwości hałasowej powodowanej przez samoloty. W tym celu w wielu krajach przeprowadzono liczne prace z udziałem akustyków, lekarzy, psychologów i socjologów. Przede wszystkim wzięto pod uwagę, że hałas silników lotniczych jest hałasem złożonym z dźwięków o różnym natężeniu i o różnej częstotliwości. Ucho ludzkie w niejednakowym stopniu jest czułe na wszystkie częstotliwości i znosi np. lepiej tony niskie niż tony wysokie o tej samej intensywności. Zatem do określania hałasu wywołanego przez samoloty nie wystarczy znajomość globalnych natężeń tego hałasu, lecz dźwięki należy analizować oktawami (8 oktav słyszalnych przez ucho ludzkie) i mierzyć natężenie w decybelach każdej oktawy. Do badań tych potrzebne są specjalne aparaty pomiarowe. Przeprowadzone doświadczenia medyczne pozwoliły już na ustalenie równoważnych wartości, z punktu widzenia ludzkiego ucha, pomiędzy intensywnością dźwięku w różnych oktavach a intensywnością dźwięku w oktawie odniesienia przyjętą w granicach od 300 do 600 Hz. Można więc określić w oktawie odniesienia hałas równoważny hałasowi analizowanemu, tzn. stanowiący tę samą uciążliwość dla ucha. Intensywność tego ekwiwalentnego hałasu stanowi zatem pomiar hałasu kompleksowego i umożliwia porównywanie hałasów pochodzących z różnych źródeł. Intensywność ta wyrażona jest w PNdB (*Perceived noise decibel*).

W wyniku dalszych prac ta metoda pomiaru została ulepszona przy uwzględnieniu okoliczności, że niektóre silniki wydają również dźwięki czyste odpowiadające częstotliwości obrotu ich turbin, na które ucho ludzkie reaguje w sposób specjalny. Na podstawie międzynarodowego porozumienia przyjęto nową jednostkę pomiaru hałasów lotniczych — EPNdB (*Effective perceived noise decibel*), używaną w certyfikatach akustycznych samolotów.

Do ustalenia uciążliwości hałasowej w pobliżu portów lotniczych należy ponadto brać pod uwagę zmniejszenie hałasów i ich deformację wraz z odległością (gdyż atmosfera absorbuje szybciej tony wysokie niż tony niskie), jak również efekt powtarzalności i czasu trwania hałasu, gdyż jest sprawą oczywistą, że uciążliwość wzrasta wraz z liczbą przelotów samolotów i z długością tego przelotu.

Metoda określenia uciążliwości hałasowej polega więc na obliczeniu „ogólnej ekspozycji hałasu”, to jest niejako totalnej energii dźwięku otrzymanej w ciągu dnia w danym punkcie. Wielkość ta zależy od trasy, po której lecą samoloty i od liczby przelotów każdego typu samolotu.

Każdy typ samolotu charakteryzuje się różnym hałasem odczuwalnym w danym punkcie wyrażonym w EPNdB.

W funkcji przewidywanego ruchu lotniczego można zatem wyznaczyć w terenie linie łączące z sobą wszystkie punkty, gdzie „ogólna ekspozycja hałasu” jest ta sama.

Linie te nazywamy krzywymi izofonicznymi. Największa intensywność hałasu występuje naturalnie w pobliżu dróg startowych i pod drogami startów i lądowań. Zmniejsza się ona szybko w miarę oddalania się w bok od trasy, a nieco wolniej wzdłuż trasy, w miarę oddalania się od końców dróg startowych. Stopień zmniejszania się hałasu zależy również od kątów podejścia i wznoszenia się samolotów przy lądowaniu i starcie. Do każdej krzywej przypisany jest wskaźnik poziomu hałasu, który wyraża „ogólną ekspozycję hałasu” (*Total noise exposure level*). Sposób obliczania, a w związku z tym i wartość tych wskaźników jest różna w różnych krajach, jednak zasada i metody są zawsze te same.

Dla przykładu, we Francji wskaźnik ten oznaczony literą *N* obliczany jest w następujący sposób: $N = PNdB + 10 \log n - 30$, gdzie *n* jest liczbą operacji lotniczych (start lub lądowanie) dziennie, a PNdB — poziom hałasu w rozważanym punkcie w momencie przelotu samolotu. W Ameryce używa się wskaźnika NEF (*Noise exposure forecast*) = $EPNdB + 10 \log n - 88$. W Anglii używa się wskaźnika NNI = $PNdB + 15 \log n - 80$.

Dla ustalenia zasad podziału terenu w rejonie portu lotniczego nie wystarczy jednak wyznaczenie krzywych izofonicznych. Należy bowiem jednocześnie wiedzieć, jaką realną uciążliwość dla ludności przedstawia hałas określony tymi wskaźnikami. Informacje w tym zakresie uzyskano z ankiet socjologicznych przeprowadzonych wśród ludności mieszkającej w pobliżu portów lotniczych, przy czym generalnie wydzielono trzy strefy uciążliwości hałasowej.

W strefie pierwszej, ograniczonej krzywą izofoniczną o wysokim wskaźniku, hałas lotniczy jest odczuwalny przez mieszkańców jako największa uciążliwość, przewyższająca wyraźnie wszystkie inne niedogodności życia w danym środowisku.

W strefie drugiej, zewnętrznej w stosunku do pierwszej i ciągnącej się aż do krzywej o niższym wskaźniku izofonicznym, hałas jest uważany jako uciążliwość znaczna, zaczynająca przeważać nad pozostałymi niedogodnościami środowiska, lecz nie na tyle, aby tych innych nie odczuwano.

W strefie trzeciej, zewnętrznej do drugiej, hałas odczuwany jest jako uciążliwość wtórna.

We Francji strefy te nazwane *A*, *B* i *C* wyznaczone są krzywymi $N = 96$, $N = 89$ i $N = 84$, co odpowiada wskaźnikom amerykańskim $NEF = 38$, $NEF = 31$ i $NEF = 26$ oraz angielskim $NNI = 56$, $NNI = 49$ i $NNI = 44$.

W Republice Federalnej Niemiec sprawa zagospodarowania stref w rejonie lotnisk znalazła rozwiązanie w postaci ustawy parlamentarnej z 30 marca 1971 r.

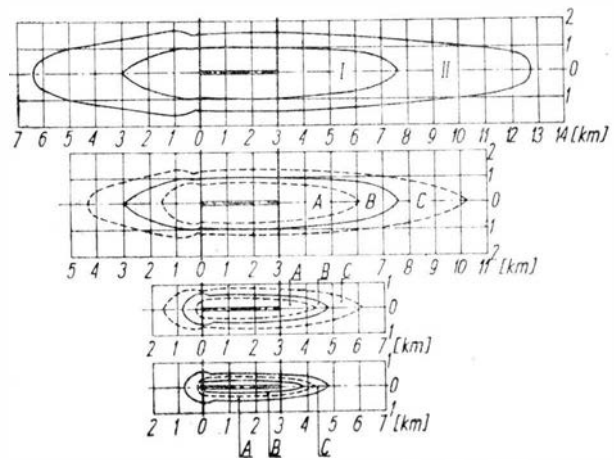
Strefę ochronną określono dwiema granicznymi izoliniami hałasu ciągłego: 67 i 75 dBA. Tereny dotknięte hałasem większym niż 75 dBA zaliczono do strefy I, a zawarte pomiędzy izoliniami 67 dBA i 75 dBA do strefy II.

W obydwu strefach zakazano budowy szpitali, domów starców, ośrodków wypoczynkowych itp.

W strefie I zakazano budowy osiedli mieszkaniowych z wyjątkiem:

- osiedli których budowa została postanowiona przed wejściem w życie niniejszej ustawy,
- osiedli wojskowych,
- osiedli dla personelu pracującego na lotnisku.

Państwo	Strefa	Poziom dźwięku wewnątrz strefy
Republika Federalna Niemiec	I	> 75 dB(A)
	II	67 ÷ 75 dB(A)
USA	A	> 83 dB(A)
	B	76 ÷ 83 dB(A)
	C	71 ÷ 76 dB(A)
Wielka Brytania	A	> 93 dB(A)
	B	86 ÷ 93 dB(A)
	C	81 ÷ 86 dB(A)
Francja	A	> 97 dB(A)
	B	90 ÷ 97 dB(A)
	C	85 ÷ 90 dB(A)



3. Zasięg stref uciążliwości hałasu lotniska wg poziomu dopuszczalnego (Aneks 16 ICAO) dla samolotu o ciężarze 150 ton

Zestawienie powierzchni stref zasięgu uciążliwości hałasowej przyjmowanych w: RFN, USA, Anglii i Francji wg propozycji BPRW — grudzień 1973 r.

Powierzchnia [km ²]	Kraj	RFN		USA			Wielka Brytania			Francja				
		Strefa	I	II	A	B	C	A	B	C	A	B	C	
	przy starcie		13,8	34,4	8,3	13,8	22,4	3,0	4,7	8,3	1,7	3,0	4,7	
		przy lądowaniu		5,2	18,2	4,5	5,2	10,4	—	1,0	4,5	—	—	1,0
			przy starcie i lądowaniu		17,9	48,0	12,2	17,9	29,4	3,0	5,4	12,2	1,7	3,0

Każda budowla zlokalizowana w obydwóch strefach ochronnych, w których przebywają ludzie musi być wyposażona w odpowiednią izolację przeciwhałasową.

Strefy ochronne powinny być zmieniane, o ile stwierdzi się, że rzeczywisty hałas ciągle przekracza poziom założony o ponad 4 dBA.

Co pięć lat powinna być przeprowadzona analiza hałasu wokół lotnisk i w oparciu o stwierdzony hałas faktyczny, jak również przewidywany na najbliższe 10 lat strefy hałasowe powinny być odpowiednio zmieniane.

Na rysunku 3 oraz w tablicach określono orientacyjnie graniczne wartości wyżej omówionych stref ochronnych po przeliczeniu na dBA oraz podano ich powierzchnie.

Następnie ze względu na zrozumiałą większą uciążliwość hałasów w nocy (wyciszenie tła, wrażliwość snu) — dla ruchu nocnego należy wyliczyć odrębne krzywe izofoniczne, wybierając wskaźniki ostrzejsze niż dla ruchu dziennego.

W praktyce, ponieważ ruch nocny jest na ogół niewielki, krzywe wyznaczone dla ruchu dziennego są w rezultacie na tyle ostre, że mogą służyć za podstawę do ustalenia maksymalnej dopuszczalnej wielkości ruchu nocą.

W oparciu o dokładną znajomość zasygnalizowanych zagadnień można opracować przepisy urbanistyczno-budowlane, które pozwolą zapobiec lokalizacji niepożądanego budownictwa w rejonie istniejących lotnisk, można właściwie lokalizować nowe drogi startowe w istniejących portach czy wreszcie nowe porty lotnicze, zapewniając przy tym zmniejszenie uciążliwości hałasowej w sposób maksymalnie możliwy w danych warunkach.

W tym celu ustala się krzywe izofoniczne odpowiadające przewidywanemu ruchowi w danym porcie, uwzględniając jednocześnie następujące uwagi:

- przebieg krzywych izofonicznych nie jest i nie może być absolutnie ścisły, ponieważ wyznaczenie ich opiera się o hipotezy i prognozy

- krzywe izofoniczne rozgraniczające poszczególne strefy hałasowe są tylko punktami odniesienia dającymi wskazówki, gdyż w istocie uciążliwość hałasowa zmienia się w sposób ciągły

- krzywe te powinny być skorygowane po przeprowadzeniu przez urbanistów analizy skutków, jakie wywierają na hałas warunki lokalne (rzeźba terenu, wiatry, przeszkody naturalne i sztuczne) oraz inne czynniki środowiskowe.

W zasadzie w strefie pierwszej o największej uciążliwości hałasowej należy zabronić budowy osiedli mieszkaniowych i budynków publicznych, wykorzystując te tereny na potrzeby przemysłowe, składowe, zielen miejską. Oczywiście jest jednak, że może być stosowana pewna elastyczność, jako że w samym porcie lotniczym przy największym hałasie pracują tysiące ludzi, znajdują się tam biura, hotele, pawilony handlowe itd.

Wystarczy więc zastosować dobre wytlumienie budynków, aby można było w nich żyć i pracować.

W rzeczywistości barierą w stosowaniu wytlumienia hałasów w budynkach (i pełnej klimatyzacji, która z tego wynika) są wysokie koszty tych urządzeń.

Dlatego też wydaje się, że w przypadku gdy jakaś działalność łączy się czy też korzysta z usług portu lotniczego, a jednocześnie istnieje możliwość pokrycia kosztów związanych z wytlumieniem hałasu w budynkach, należałoby odstąpić od ścisłych reguł i zezwolić na taką lokalizację.

Dokończenie na str. 32

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W artykule przedstawiono dzieje rozwoju samolotu RWD-17. Powstał on w 1937 r., zaprojektowany przez B. Żurakowskiego, jako rozwinięcie RWD-8 i samolot służący do szkolenia w akrobacji przed przejściem na RWD-10. Dalszym rozwojem RWD-17 była jego wersja wodna RWD-17W oraz wojskowa wersja treningowa RWD-17bis, która była konkurentem samolotu PWS-35 Gaar.

Samolot szkolno-akrobacyjny i wodny RWD-17



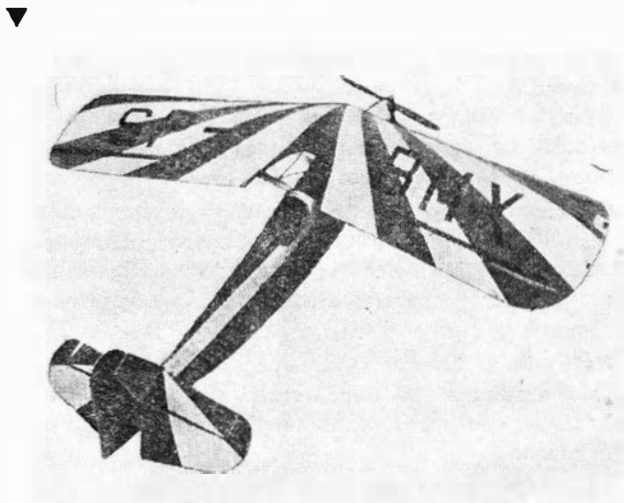
1. Prototyp RWD-17 podczas początkowej fazy prób, z małą powierzchnią wyważenia steru wysokości i ze sterem kierunku malowanym na biało

Rozpoczęcie w 1936 r. produkcji samolotów akrobacyjnych RWD-10 wytworzyło lukę między RWD-8, a RWD-10, gdyż ten ostatni jako jednomiejscowy i dość trudny w pilotażu nie nadawał się do szkolenia. Wówczas na zamówienie LOPP (Ligi Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej) w Doświadczalnych Warsztatach Lotniczych na Okęciu w Warszawie opracowano dwumiejscowy samolot szkolno-akrobacyjny RWD-17. Koncepcję samolotu ustalił inż. Jerzy Drzewiecki: płat miał być wzorowany na RWD-8 lecz bez części centralnej, kadłub zaś nieco krótszy niż u RWD-8. Jako napęd wybrano silnik Walter Major 4 o mocy 130 KM. Projekt konstrukcyjny RWD-17 wykonał Bronisław Żurakowski. Projektowanie zostało rozpoczęte w końcu 1936 r. Prototyp samolotu został zbudowany ze składek społeczeństwa woj. tarnopolskiego i dlatego miał wymalowaną na kadłubie nazwę „Tarnopol”. Oblot prototypu, który otrzymał znaki SP-BMX (nr fabr. 254), przeprowadził w połowie sierpnia 1937 r. dr pil. Eugeniusz Przysiecki na lotnisku Okęcie w Warszawie. Samolot swym wyglądem przypominał RWD-8, choć tylko podwozie główne, osłona silnika i fotele były identyczne. We wrześniu 1937 r. prototyp po raz pierwszy pokazano publicznie na lotnisku mokotowskim w Warszawie — podczas przekazania aeroklubom 127 samolotów ufundowanych z funduszy społecznych zebranych przez LOPP. W wyniku prób fabrycznych powiększono na samolocie usterzenie poziome, by prawidłowo wykony-

wał korkociąg. Późną jesienią 1937 r. prototyp przeszedł próby w locie w ITL (Instytucie Technicznym Lotnictwa) uzyskując dobrą opinię. Wiosną 1938 r. rozpoczęto budowę 5 RWD-17 dla aeroklubów i 5 dla nowo otwartej szkoły pilotów w Świdniku. Nosiły one m.in. znaki rejestracyjne SP-BOF, -G, -H, -J (nr fabr. od 275 do 278) oraz SP-BOU, -W, -Y, -Z (nr fabr. od 297 do 301). W listopadzie 1938 r. zostały przekazane LOPP.

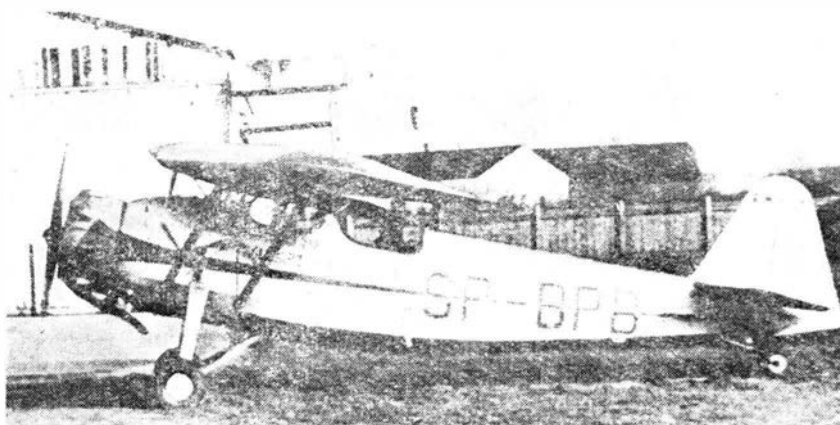
Na wiosnę 1938 r. B. Żurakowski zaprojektował według koncepcji S. Rogalskiego wodną odmianę tego samolotu oznaczoną RWD-17 W

2. Prototyp malowany w „słońce”



3. Prototyp RWD-17 SP-BMX po pomalowaniu na srebrno-czerwono





4. RWD-17W SP-BPB noszący imię „Kolejarz Warszawski 12” -- na transportowym podwoziu kołowym

(początkowo używano oznaczenia RWD-17 bis). Otrzymała ona dwa pływaki, silnik większej mocy (160 KM) Bramo Sh-14a, pletwę pod ustereżeniem oraz nowe łożo silnika, nową osłonę silnika i słupki podłozia. Samolot miał uniwersalne okucia podwoziowe na kadłubie pozwalające na założenie zarówno podwozia kołowego, jak i pływakowego. W czerwcu 1938 r. pil. E. Przysiecki oblatał na Okęciu prototyp RWD-17W o znakach SP-BPB na podwoziu kołowym. Nośił on początkowo napis „Kolejarz Warszawski 12”. Następnie samolot postawiono w Pucku na pływaki, gdzie oblatano go przy starcie z wody. Prototyp miał amerykańskie pływaki metalowe Edo, których usytuowanie na samolocie ustalił w trakcie projektowania, jako konsultant, inż. Jerzy Nikol. Samolot przeszedł próby z wynikiem pozytywnym otrzymując 23.XII.1938 r. orzeczenie ITL. RWD-17W mógł służyć jako dwumiejscowy do szkolenia i treningu, a jako jednomiejscowy do akrobacji. Kierownictwo Marynarki Wojennej zamówiło w DWL 5 RWD-17W dla Morskiego Dywizjonu Lotniczego jako samoloty szkolne. Zostały one zbudowane w 1939 r. i dwa z nich zostały odebrane przez KMW (lecz do Pucka przed wybuchem wojny nie dotarły), zaś trzy pozostałe były przygotowane do odbioru 1 września 1939 r. Każdy samolot miał dodatkowo wymienny komplet podwozia kołowego. Drewniane pływaki do tych samolotów wykonały warsztaty szybowcowe A. Kocjana. Niektóre egzemplarze RWD-17W były przystosowane do lotu odwróconego.

Latem 1938 r. odwiedził wytwórnię DWL instruktor-pilot Centrum Wyszkolania Lotniczego w Dęblinie Jan Żurakowski i po wykonaniu lotu akrobacyjnego na RWD-17 zwrócił uwagę, że szybkie figury niesterowane (np. szybka beczkę) samolot wykonuje opornie. M. in. przyczyną tego było zastosowanie grubego samostatecznego profilu IA W-140, takiego samego jak w RWD-8. Zimą 1938/1939

towano go na prototypie SP-BMX. Samolot oblatał E. Przysiecki na Okęciu wiosną 1939 r. Próby w ITL samolot przeszedł także na wiosnę 1939 r. Po próbach na prototypie założono stary płat. W lecie 1939 r. wobec kłopotów z samolotem PWS-35 „Ogar”, lotnictwo wojskowe zainteresowało się ulepszonego RWD-17. Zostały ustalone wymagania ze strony wojska, jak np. zabudowa celownika na kadłubie, okienka w podłodze i pionowo ustawionego aparatu fotograficznego oraz ewentualna zabudowa foto-k.m. pod skrzydłem. Miała być wykonana makieta zabudowy tych urządzeń. Samolot miał służyć do treningu myśliwskiego, szkolenia w bombardowaniu z lotu nurkowego i innych zadań. Miał on być następcą samolotu PWS-26. Pierwsza seria dla wojska miała liczyć 50 samolotów, a całość zamówienia miała obejmować 120 sztuk. Cena samolotu miała wynosić 29 tys. zł wraz z częściami zamiennymi. Samolot prawdopodobnie otrzymałby oznaczenie RWD-17 bis. Dostawy samolotów miały nastąpić na początku 1940 r. Prototyp RWD-17W, znajdujący się w Morskim Dywizjone Lotniczym, we wrześniu 1939 r. był przechowywany w lesie na Helu. Przetrwał obronę Helu i przed kapitulacją 30.IX. 1939 r. podczas nieudanego startu do lotu do Szwecji

B. Żurakowski zaprojektował nowy płat do RWD-17 o zmienionym profilu w części na zewnątrz od zastrzałów na cienki dwuwypukły IAW oraz o zwężonych, trapezowych końcach z krawędzią spływu lotki prostopadłą do osi kadłuba. Lotka otrzymała obniżoną oś obrotu. Równocześnie rozpiętość wzrosła o 1 m, by zachować bez zmian wielkość powierzchni nośnej. Po wykonaniu nowego płata, zamón-

5. RWD-17W SP-BPB na pływakach i z pletwą pod kadłubem



6. RWD-17W w Morskim Dywizjone Lotniczym w Pucku



SAMOLOT...

z powodu defektu silnika został zastopiony; pilot uratował się.

W chwili wybuchu wojny 1 września 1939 r. trzy RWD-17W (nr fabr. 311, 312 i 314) przeznaczone dla lotnictwa morskiego znajdowały się w wytwórni. Zostały one ewakuowane na podwoziu kołowym do Rumunii — z zamalowanymi znakami wojskowymi. Otrzymały one znaki rejestracyjne YR-CBA, YR-BRR i YR-AMI. Jeden RWD-17 w dniach 11—12.IX. 1939 r. używała do celów łącznikowych 56 eskadra obserwacyjna polskiego lotnictwa; został on rozbity.

Do Rumunii zostało także ewakuowane 7 RWD-17 (prototyp oraz seryjne SP-BOJ, -U, -W, -Y, -X, -Z), które otrzymały znaki rumuńskie YR-AMH, YR-CAE, YR-BOU, YR-AMF, YR-CAG i YR-CAP. Samoloty te były używane w Rumunii podczas II wojny światowej i w pierwszych latach po wojnie.

Konstrukcja

Dwumiejscowy samolot szkolno-akrobacyjny lub wodnosamolot szkolny i akrobacyjny o mieszanej konstrukcji i układzie zastrzałowego górnołata.

Kadłub kratownicowy spawany z rur stalowych chromowo-molibdenowych, kryty płótnem na listwach drewnianych. Kabiny otwarte, osłonięte z przodu wiatrochronami. Fotele z blachy aluminiowej dostosowane do spadochronów plecowych i siedzeniowych. Poduszki siedzeniowe nadmuchiwane powietrzem. Sterownice w obu kabinach. Hamulce kół sterowane orczykiem, włączane dźwigienką. Tablice wyposażone w podstawowe przyrządy pokładowe. Nad kadłubem piramidka z rur, wykrzyżowana cięgnami profilowymi, integralna z kadłubem. Podwozie trójgoleniowe z amortyzatorami olejowo-powietrznymi Avia o skoku 200 mm. Golenie oprofilowane drewnem. Koła niskociśnieniowe 450 X 185 mm z hamulcami. Kółko ogonowe samonastawne, amortyzowane sznurem gumowym.

W RWD-17W podłódzie składa się z konstrukcji z kropłowych rur stalowych, cięgien stalowych oraz pływaków. W prototypie pływaki metalowe Edo ze stopów lekkich, w samolotach seryjnych — drewniane. Pływaki zaopatrzone w sterowy wodny sterowane orczykiem.

Dokończenie ze str. 29

W strefie drugiej pozycja władz urbanistycznych jest trudniejsza niż w pierwszej, gdzie hałas narzuca prawa w sposób wykluczający dyskusje.

Namiast w strefie drugiej można pozwolić na zabudowę, żądając stosowania niezbędnego wytłumienia hałasu. Jednocześnie w tym przypadku należy liczyć się z naciskami potencjalnych użytkowników gruntów o uzyskanie odpowiednich ulg. Z drugiej strony istnieje niebezpieczeństwo, że ci sami użytkownicy po uzyskaniu zezwoleń na lokalizację swoich zakładów, w przyszłości będą protestować z powodu hałasów.

Podłódzie mogło być zastąpione trójgoleniowym podwoziem kołowym i kółkiem ogonowym.

Płat prostokątny, skośny, dwudzielnny, drewniany, dwudźwigarowy (dźwigary skrzynkowe), wykrzyżowania międzydźwigarowe ze stalowych rurowych rozpórek i drutów, żebra nawlekane na dźwigary, pokrycie do pierwszego dźwigara — ze sklejki, dalej — płócienne. Płat podparty dwiema parami zastrzałów z kropłowych rur stalowych, wykrzyżowanych profilowymi cięgnami i wspartych do kadłuba rozpórkami z rurek stalowych. Profil IAW-140. Lotki wychylane różnicowo, typu Friese, drewniane, kryte płótnem. Usterzenie drewniane, stateczniki kryte sklejką, stery — płótnem. Statecznik poziomy przestawialny na ziemi. Napęd sterownika linkami i dźwigniami, z wyeliminowaniem przechodzenia linek przez krążki.

W zmodyfikowanym RWD-17 bis płat o trapezowych końcach, które otrzymały profil IAW serii 700. Lotki szczelinowe o obniżonej osi obrotu, zawieszona na wysięgnikach. W RWD-17W pod tyłem kadłuba — płetwa — odejmowana w razie założenia kółka ogonowego.

Silnik w RWD-17 chłodzony powietrzem — 4-cylindrowy, rzędowy Walter Major 4, PZInż. Major 4 lub Gipsy Major o mocy startowej 130 KM, mocy nominalnej 120 KM, przy 2100 obr/min i cię-

żarze 155 kG. Niektóre RWD-17 miały silnik dostosowany do lotu odwróconego. Łoże spawane z rur stalowych, integralne z kadłubem. Śmigło dwułopatowe, drewniane, stałe, Szomański. Osłona silnika z blachy aluminiowej. W przodzie kadłuba za ścianą ogniową — dwa aluminiowe zbiorniki paliwa o łącznej pojemności 110 l. Zbiornik oleju o pojemności 12 l w dole przodu kadłuba. Przelotowe zużycie paliwa 28 l/h. Stosowany miał być także silnik Cirrus Major o mocy startowej 150 KM i mocy nominalnej 138 KM.

Silnik w RWD-17W chłodzony powietrzem, 7-cylindrowy gwiazdowy Bramo Sh-14a o mocy startowej 160 KM przy 2200 obr/min, mocy nominalnej 130 KM i o ciężarze 135 kG. Śmigło dwułopatowe drewniane, stałe, Szomański. W przodzie kadłuba dwa zbiorniki paliwa — główny, o pojemności 76 l i dodatkowy (dla przelotów) o pojemności 35 l. Zbiornik na 18 l oleju — pod osłoną silnika. Osłona silnika pierścieniowa. Przelotowe zużycie paliwa 35 l/h.

Malowanie. Samolot RWD-17 miały przed osłoną silnika, spód kadłuba i górę kadłuba za kabiną oraz ułożone w słoiące pasy na górnej powierzchni płata — czerwone. Reszta samolotu — srebrna. W RWD-17W malowanie osłony silnika przechodziło w pas wzdłuż kadłuba.

DANE TECHNICZNE

	RWD-17 Major 4	RWD-17W Bramo Sh14a	RWD-17bis Major 4
Silnik			
KM	130	150	130
Rozpiętość	m 10,0	10,0	11,0
Długość	m 7,7	7,8	7,7
Wysokość	m 2,45	3,75	2,45
Powierzchnia nośna	m ² 18,7	18,7	18,7
Ciężar własny	kG 520	610	550*
Ciężar użyteczny	kG 240(290)**	150(290)**	210*(350)**
Ciężar całkowity	kG 760(810)**	760(900)**	760(900)**
Obciążenie powierzchni	kG/m ² 40,5	40,5	40,5
Obciążenie mocy	kG/KM 6,3	5,9	6,3
Prędkość maksymalna	km/h 195(205)***	175(170)**	195
Prędkość przelotowa	km/h 165(175)***	150(145)**	165
Prędkość minimalna	km/h 80(80)***	...	80
Wznoszenie	m/s 4,5(5,5)***	4(3,3)**	4,5
Pułap	m 5000(5800)***	4600(3600)**	5000
Zasięg	km 680(650)***	320(500)**	680
Współczynnik obciążenia niszcz.		12,8	12,8(10,7)**

* — dane przybliżone

** — bez akrobacji

*** — osiągi obliczeniowe z silnikiem Cirrus Major 150 KM

A zatem, biorąc pod uwagę z jednej strony niezaprzeczną tezę, że port lotniczy jest częścią składową aglomeracji miejskiej, a z drugiej, że hałas lotniczy może kolidować z ochroną środowiska, zagadnienie lokalizacji portów lotniczych, koncepcji rozwiązań ruchu lotniczego oraz stref ochronnych wokół lotniska powinno być wspólną troską organów planowania przestrzennego i organów projektowania lotniska, przy pełnym wzajemnym zrozumieniu wspólnych interesów.

Roczny spis treści artykułów opublikowanych w TLiA 1974

Tematyczny spis treści

Różne

	Nr	Str.
Lotnicze perspektywy roku 1974	1	1
I Krajowa Konferencja Partyjna a lotnictwo	2	1
Sukces ekonomiczny polskiego przemysłu lotniczego	3	1
Szansa dla motoszybowców	4	1
Pierwszomajowe hasło — dobra robota	5	1
Podstawy sukcesów wytwórni lotniczych — A. Glass	6	1
Lotniczy dorobek 30-lecia PRL	7	1
Wspomnienie o pilocie Płoczyńskim	7	40
Trzydzieste święto lotnictwa	8	1
Wskazówki dla Autorów	8	IV skrz.
Srebrny Jubileusz WCT NOT — M. Płaskowska	9	1
Perspektywy rozwoju konstrukcji amatorskich — A. Glass	11	1
Problemy rozwoju polskiego lotnictwa cywilnego	12	1

Z kraju. Ze świata

Problemy rozwoju lotnictwa

Rynek jednosilnikowych samolotów lekkich — W. Waśkowski	1	4
Koszty i czas rozwoju samolotu — W. Waśkowski	7	4
Polski eksport lotniczy w 30-leciu — M. K. Płaskowska	8	4
Wpływ czynnika czasu na opłacalność produkcji samolotów — W. Waśkowski	9	4
Tendencje rozwoju produkcji motoszybowców — W. Waśkowski	10	6
Dziś i jutro przemysłu silników turbiny — W. Waśkowski	11	6
Produkcja i eksport szybowców w RFN — W. Waśkowski	12	5

LOT-problemy

Europejskie automatyczne systemy rezerwacyjne — próba porównania — J. Pietrała	1	9
Zastosowanie kontenerów i palet w lotniczym transporcie towarów — M. Kawczyński, R. Szopski	2	6
Zabezpieczenie przeciwpożarowe samolotów cywilnych — A. Lesiuk	3	4
Sytuacja i przemiany transportu lotniczego na świecie w 1972 roku — M. Żylicz	4	4
Azymutalne korekcje giroskopowych układów kursowych — T. Smolicz	5	10
Nowe lotnisko komunikacyjne Gdańsk-Rębiechowo — E. Kołodziński	6	4
Kartoteka TLiA: Antonow-24	7	19
Niektóre problemy zużycia paliw w transporcie lotniczym — K. Rzemek	8	13
Samoloty PLL LOT Tupolew 134 — R.C.	9	19
Niektóre problemy eksploatacji lotniczych turbinowych silników odrzutowych w PLL LOT — A. Słodownik	9	25
Transport powietrzny w Polsce — futurologiczny warunek nowoczesności i postępu — J. Lason	11	11
Minima meteorologiczne — T. Smolicz	12	13

Ciekawe konstrukcje

	Nr	Str.
PZL-104 Gelatik z urządzeniem do wywoływania deszczu — J. Staszek	2	1
Śmigła obecnie i w przyszłości — Z. Brodzki	2	18
Wciągarka śmigłowa — oprac. A.K.	3	10
Współczesne podwozia lotnicze — A. J. Wróblewski, T. Wusatowski	4	8
Ciekawe rozwiązania konstrukcyjne szybowca SZD-36A Cobra 15 — W. Burczak	5	1
Rozwiązania konstrukcyjne mocowania usterzeń szybowców — A.K.	7	10
Rewelacyjne skrzydło W. Kasprzyka — oprac. T. Wusatowski	9	17
Szybowce wysokościowe — projekty i rzeczywistość — T. Wusatowski	10	12

Aerodynamika i mechanika lotu

Wytyczne doboru parametrów płytowego usterzenia wysokości — J. Sandauer	3	23
Krzywa obciążeń szybowca z klapą prędkościową — W. Stafiej	7	13
Niektóre problemy układu kaczki. Część 1. — J. Staszek	9	10
Niektóre problemy układu kaczki. dok. — J. Staszek	10	27
Charakterystyka motoszybowca w krążeniu — W. Stafiej	11	16
Charakterystyka prędkościowa bustera ze zdwojonym suwakiem sterującym — E. Dobkowski	12	16

Wytrzymałość

Praktyczne zastosowanie metody Howarda-Czencowa. Obliczanie belek zginanych i osiowo ściskanych — S. Lassota	7	16
Praktyczne zastosowanie metody Howarda-Czencowa. Obliczanie belek zginanych i osiowo ściskanych — dok. — S. Lassota	8	28
Wybrane zagadnienia wytrzymałościowe klejonej, wysokoobciążonej konstrukcji duralowej — K. Szuster	9	21

Wyposażenie i osprzęt

Lotnicza pokładowa aparatura do pomiarów dynamicznych z czujnikami piezoelektrycznymi — R. Kudelski, W. Ząbkowicz	1	15
Zmodyfikowany układ energetyczny samolotu Concorde — A. Mrzyglód	4	27

Silniki i rakiety

Pomiary hałasu silnika odrzutowego i tłokowego w samolocie doświadczalnym Lala-1 — A. Rudiuk	2	15
Obciążenie cieplne tarczy turbiny po wyłączeniu silnika turboodrzutowego — J. Borgon	4	14
Turbinowe silniki odrzutowe Viper. Część 1 — W. Kordziński	6	9
Turbinowe silniki odrzutowe Viper. Część 2 — W. Kordziński	8	7
Parowe rakiety startowe — H. Schwoch	8	16

	Nr	Str.
Niektóre problemy eksploatacji lotniczych silników turbinowych w PLL LOT — A. Słodownik	9	25
Możliwości analitycznej oceny skuteczności bezwładnościowych odpylaczy promieniowych — S. Szczeciński, R. Wiatrek	10	17

Eksploatacja

Trwałość i pewność ruchowa maszyn a czystość pracujących w nich cieczy technicznych — J. Żmihorski	1	25
Eksploatacja samolotów rolniczych w tropiku — Z. Łata	3	12
Filtracja oleju we współczesnych instalacjach lotniczych — dok. — J. Żmihorski	5	28
Zasady wyboru procesu renowacji łopatek sprężarek i turbin silników odrzutowych — M. Marciniak	11	25
Wpływ paliwa ze zwiększoną zawartością siarki na pracę agregatów układów paliwowych turbinowych silników odrzutowych — R. Bekiesiński, H. Rzewski	12	27

Technologia i materiały

Wzmacnianie łopatek turbin gazowych metodami technologicznymi — J. Łunarski	5	15
Nowe materiały konstrukcyjne na elementy silników odrzutowych — E. Gruszczyński	6	17
Stale konstrukcyjne wysokiej wytrzymałości typu maraging — A. Balul, J. Chodorowski	7	23

Problemy ruchu lotniczego i lotnisk

Paryskie lotnisko Roissy-en-France — T. Kupiszak	1	30
Paryskie lotnisko Roissy-en-France — dok. — T. Kupiszak	2	30
MADAP — zautomatyzowany system przetwarzania danych w Maastricht — oprac. W. Barski	3	30
MADAP — zautomatyzowany system przetwarzania danych w Maastricht — dok. — oprac. W. Barski	4	29
Nowoczesne systemy kierowania ruchem lotniczym — K. Kunachowicz	5	25
Nowoczesne systemy kierowania ruchem lotniczym — dok. K. Kunachowicz	6	29
Porty lotnicze w nowoczesnym świecie Część 1 — oprac. J. Smoleński	7	35
Część 2. Port lotniczy jako element systemu transportowego — oprac. J. Smoleński	8	18
Część 3. Port lotniczy jako czynnik zagospodarowania terenu — oprac. J. Smoleński	10	31
Port lotniczy jako czynnik zagospodarowania terenu — dok. — oprac. J. Smoleński	11	30
Porty lotnicze elementem składowym aglomeracji miejskiej — oprac. J. Smoleński	12	25

Z dziejów polskiej techniki lotniczej

Szybowiec wysokowyczynowy CW-5bis — A. Glass	1	37
SL-1 Akar — zwycięzca zawodów przed 50 laty — A. Glass	2	37
Polskie konstrukcje lotnicze do 1914 roku na tle zagranicy — S. Januszewski	3	36
Pierwszy udany motoszybowiec na świecie — Bąk A. Kocjana — A. Glass	4	37
Pierwsza polska wytwórnia samolotów „Awiata” — S. Januszewski	5	33

	Nr	Str.
Szybowiec 30-lecia PRL — A. Glass	6	36
Szybowiec 30-lecia PRL — Część 2. A. Glass	7	38
Samoloty 30-lecia PRL — A. Glass	8	38
RWD-9 — zwycięski samolot Bajana — A. Glass	9	36
Pierwszy polski seryjny samolot myśliwski PWS-10 — A. Glass	10	38
Szybowiec wysokowyczynowy PWS-102 Rekin — A. Glass	11	37
Wytwórnia balonów i spadochronów w Legionowie (1922—1939) — S. Nowicki	12	37

Techniczny słownik lotniczy

Aerodynamika 2 — M.R.	1	35
Skróty angielskie	2	35
Śmigło	3	33
Mechanika lotu 1	4	35
Silnik tłokowy — J.S., Z.R.	5	51
Skróty rosyjskie — K.D.	6	33
Skróty niemieckie — K.D.	7	33
Meteorologia — K.D.	8	35
Mechanika lotu 2 — M.R.	9	35
Przyrządy pokładowe — J.M.	10	35
Elementy konstrukcyjne — K.D.	11	35
Podwozie — K.D.	12	35

Kartoteka TLiA

American Aviation AA-1 Yankee, USA — R.M.	1	19
Gates Learjet 25, USA — L.J.	1	21
AN-2L, ZSRR — W.J.	2	19
Canadair CL-215, Kanada — K.D.	2	21
North American Rockwell T-2C Buckeye, USA — R.M.	3	19
Cessna Citation, USA — W.	3	21
Britten-Norman BN-2A Mk III Trislander, W. Brytania — R.M.	4	19
LS-1, NRF — B.	4	21
Mitsubishi MU-2J, Japonia — T.W.	5	19
Dassault-Breguet-Dornier Alpha Jet, Francja/RFN — A.G.	5	21
Grumman F-14A Tomcat, USA — T.W.	6	19
Glasflügel Standard-Libelle 204, RFN — W.B.	6	21
Antonow-24, ZSRR	7	19
Kamow-26, ZSRR — R.C.	7	21
M-17 Universal, CSRS — W.B.	8	19
Piper PA-31-350 Navajo Chieftain, USA — R.M.	8	21
Tupolew-134, ZSRR — R.C.	9	19
Jakowlew-40, ZSRR — W.B.	9	21
Mi-8, ZSRR — W.B.	10	19
Champion (Bellanca) Citabria 7 GCBC Scout, USA — R.M.	10	21
Cessna A150K Aerobat	11	19
Pilatus B-4-PC11	11	21
Aérospatiale Rallye 100 Sport	12	19
IS-29D	12	21

Pomoce konstrukcyjne

Zależność prędkości lotu od Q/S C_z — dok. — L.J.	1	23
Zmiany ciśnienia dynamicznego w funkcji prędkości i wysokości w atmosferze standard — L.J.	2	23
Ciśnienie dynamiczne w funkcji prędkości i wysokości lotu — Cz. 2. — L.J.	3	18
Własności mechaniczne gumy — oprac. R. Słotwiński	4	23
Elementy konstrukcji spawanych:		
1. Przykłady rozwiązań konstrukcyjnych węzłów i połączeń spawanych	5	23
2. Elementy konstrukcyjne — okucia na końcach rur — A.K.	5	24

	Nr	Str.
Mocowanie końców rur do elementów konstrukcyjnych o znacznie większych wymiarach i grubościach	6	23
Wydatki sekundowe i hektarowe aparatury agrolotniczej Z.G.	7	31
Wybór danych wytrzymałościowych		
Nitowanie blach duralowych (z materiałów D16AT lub PA-7T)	8	23
Zalecane wymiary dla połączeń nitowanych	8	23
Wytrzymałość sworzni i śrub	8	23
Wyboczenie płyt ściskanych jednokierunkowo	8	24
Wyboczenie płyt ścinanych	8	24
Wyboczenie podłużnic duralowych	8	24
Określenie częstości drgań własnych popychaczy układu sterowania — A.K.	9	23
Określenie dopuszczalnego obciążenia statycznego łożysk tocznych — oprac. A.K.	9	23
Zależność prędkości i przyspieszeń w ruchu harmonicznym od częstości drgań dla różnych wielkości amplitudy — oprac. R. Słotwiński	9	24
Radzieckie ogumienie lotnicze	10	23
Podstawowe dane techniczne radzieckich filtrów hydraulicznych	10	24
Opory czołowe i biegunowe kadłubów szypowców oraz układów skrzydło — kadłub — opr. R. Słotwiński	11	23
Praca konstrukcji dźwigara po utracie stateczności przez jego ściankę — opr. R. Cymerkiewicz	12	23

Nowości techniczne

Przewoźne stanowisko PSSM-630 do sprawdzania manometrów o górnych granicach zakresów wskazań 4 ÷ 630 kG/cm ²	1	18
Lekki samolot doświadczalny FS-28 Aviaspa — W.K.	1	33
Zamówienie na samoloty SM.1019 — W.K.	1	33
Rakietowy silnik wspomagający na parę wodną — W.K.	1	33
Silnik RB.211 o ciągu 20 410 kG — W.K.	1	33
Silnik jonowy do kanadyjskiego satelity — W.K.	1	40
Lekkie samoloty myśliwskie F-16 i F-17 — W.K.	2	33
Samolot pasażerski RTOL Hawker Siddeley HS.146 — W.K.	2	34
Samolot wielozadaniowy Skytrader — W.K.	2	34
Nowy satelita rozpoznawczy — W.K.	4	39
Przygotowania do wspólnego lotu statków Sojuz i Apollo — W.K.	4	39
Modyfikacja samolotu Piper „Seneca” — W.K.	4	40
Wyniki prób hamulców o strukturze węglowej — W.K.	5	9
Nowy rodzaj syntetycznej gumy — W.K.	5	9
Urządzenie do kierowania ogniem Phoenix — W.K.	5	9
Nowy silnik tłokowy — W.K.	5	9
Radar kierowania ogniem samolotu F-15 — W.K.	5	18
Perspektywy dalszego rozwoju śmigłowca Puma — W.K.	5	38
Samolot A-10A — W.K.	5	39
Szybkie postępy w rozwoju samolotu F-15 — W.K.	6	40
Druga wersja silnika TFE731 — W.K.	6	40
Próby „Aerodyn” Lippischa — W.K.	7	18
Programy badawcze firmy Plessey — W.K.	7	18
Dalszy rozwój silników JT9D — W.K.	8	27

Trybuna lotników

	Nr	Str.
Do techników i inżynierów polskiego lotnictwa	10	1
Informacja o pracach przygotowawczych do VII Kongresu Techników Polskich	10	2
Tezy na VII Kongres Techników Polskich dotyczące przemysłu lotniczego	10	2
Tezy na VII Kongres Techników Polskich dotyczące działalności lotnictwa cywilnego	10	4

Z działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK

1 — II okł., III okł., 2 — II okł. i 17, 3 — 30, 4—36, 5 — 40, 6 — 35, 38, 7 — 40, 8 — 40, 9 — 40, 10 — 40, 11 — 34, 12 — 33

Narady. Konferencje

Wnioski z narady naukowo-technicznej Oddziału Warszawskiego Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji z 25.5.1973 na temat Lotnisko sportowo-usługowe dla Warszawy	1	III okł.
Uchwała uczestników konferencji naukowo-technicznej SITK nt. Lotnisko jako element przestrzennego zagospodarowania aglomeracji miejskiej	6	38

Książki lotnicze

	1	14
	2	i 34
	3	III okł.
	5	34
	6	32
	7	34
	8	34
	10	36
	11	36
	12	33
	12	34

Okładka

Szybowiec SZD-9bis 1E — rys. K. Cieślak	1	1
Szybowiec 2-miejscowy SZD-40X Halny — rys. K. Cieślak	2	1
Jaskółka Libańskiego — rys. K. Cieślak	3	1
Motoszybowiec Bąk — rys. K. Cieślak	4	1
PZL-102B Kos — rys. K. Cieślak	5	1
TS-8 Bies — rys. K. Cieślak	6	1
Samolot LIM-6 — rys. K. Cieślak	8	1
RWD-9 J. Bajana — rys. K. Cieślak	9	1
LWD Żak-3 rys. K. Cieślak	10	1
PZL-106 Kruk — K. Cieślak	11	1
Śmigłowce Mi-2 — K. Cieślak	12	1

Reklamy PEZETEL

SZD-38 Jantar 1	3	III okł.
An-2	4	III okł.
Agro-aviation services	5	III okł.
SZD-45 Ogar	6	III okł.
PZL-104 Wilga 35	7	III okł.
SZD-41 Jantar Standard	8	III okł.
Mi-2	9	III okł.
GTD — 350	10	III okł.
LIT — 3S	11	III okł.
SZD — 30A Pirat	12	III okł.

Alfabetyczny spis autorów

	Nr	Str.		Nr	Str.
B			L		
Balul Andrzej: Stale konstrukcyjne wysokiej wytrzymałości typu maraging	7	23	Lasoń Jan: Transport powietrzny w Polsce — futurologiczny warunek nowoczesności i postępu	11	11
Barski Waldemar: MADAP — zautomatyzowany system przetwarzania i zobrazowywania danych w Maastricht	3	30	Lassota Stanisław: Praktyczne zastosowanie metody Howarda-Czencowa. (Obliczanie belek zginanych i osiowo ściskanych)	7	16
Bekiesiński Ryszard, Rzewski Henryk: Wpływ paliwa ze zwiększoną zawartością siarki na pracę agregatów układów paliwowych turbinowych silników odrzutowych	12	27	Dokończenie	8	28
Brodzki Zdzisław: Śmigła obecnie i w przyszłości	2	18	Lesiuk Anatol: Zabezpieczenie przeciwpożarowe samolotów cywilnych	3	
Burczak Zdzisław: Ciekawe rozwiązania konstrukcyjne szybowca SZD-36A Cobra-15	5	4	Ł		
C			Łata Zygmunt: Eksploatacja samolotów rolniczych w tropiku	3	12
Chodorowski Jan: Stale konstrukcyjne wysokiej wytrzymałości typu maraging	7	23	Łuarski Jerzy: Wzmacnianie łopatek turbin gazowych metodami technologicznymi	5	14
D			M		
Dobkowski Edward: Charakterystyka prędkościowa bustera ze zdwojonym suwakiem sterującym	12	16	Marciniak M.: Zasady wyboru procesu renowacji łopatek sprężarek i turbin silników odrzutowych	11	25
G			Mrzygłód Andrzej: Zmodyfikowany układ energetyczny samolotu Concorde	4	27
Glass Andrzej: Szybowiec wysokowyczynowy CW-5bis	1	37	N		
SL-1 Akar — zwycięzca zawodów przed 50 laty	2	37	Nowicki Stefan: Wytwórnia balonów i spadochronów w Legionowie (1922—1939)	12	37
Pierwszy udany motoszybowiec na świecie — Bąk A. Kocjana	4	37	P		
Podstawy sukcesów wytwórni lotniczych	6	1	Pietrala Jan: Europejskie automatyczne systemy rezerwacji — próba porównania	1	9
Szybowce 30-lecia PRL. Część 1.	6	38	Płaskowska M. Klara: Polski eksport lotniczy w 30-leciu	8	4
Szybowce 30-lecia PRL. Część 2.	7	38	Srebrny Jubileusz WCT NOT	9	1
Samoloty 30-lecia PRL	8	38	R		
RWD-9 Bajana	9	36	Rudiuk Andrzej: Pomiary hałasu silnika odrzutowego w samolocie doświadczalnym Lala-1	2	15
Pierwszy polski seryjny samolot myśliwski PWS-10	10	38	Rzemek Kazimierz: Niektóre problemy zużycia paliw w transporcie lotniczym	8	13
Szybowiec wysokowyczynowy PWS-102 Rekin	11	37	Rzewski Henryk, Ryszard Bekiesiński: Wpływ paliwa ze zwiększoną zawartością siarki na pracę agregatów układów paliwowych turbinowych silników odrzutowych	12	33
Perspektywy rozwoju konstrukcji amatorskich	11	1	S		
Gruszczyński Emil: Nowe materiały konstrukcyjne na elementy silników odrzutowych	6	17	Sandauer Justyn: Wytyczne doboru parametrów usterzenia wysokości	3	23
Grzegorzewski J.: Polski przemysł lotniczy na wystawie XXX-lecia w Moskwie	11	4	Schwoch Hieronim: Parowe rakiety startowe	8	16
J			Słodownik Andrzej: Niektóre problemy eksploatacji turbinowych silników odrzutowych w Polskich Liniach Lotniczych LOT	9	25
Januszewski Stanisław: Polskie konstrukcje lotnicze do 1914 roku na tle zagranicy	3	36	Smolicz Tomasz: Azymutalne korekcje giroskopowych układów kursowych	5	10
Pierwsza polska wytwórnia samolotów WTL „Awiata”	5	33	Minima meteorologiczne	12	13
K			Smoleński Jan: Porty lotnicze w nowoczesnym świecie. Część 1.	7	35
Kawczyński Marek, Szopski Ryszard: Zastosowanie kontenerów i palet w lotniczym transporcie towarów	2	6	Część 2. Port lotniczy jako element systemu transportowego	8	18
Kotodziński Eligiusz: Nowe lotnisko komunikacyjne Gdańsk-Rębiechowo	6	4	Część 3. Port lotniczy jako czynnik zagospodarowania terenu	10	31
Kordziński Walerian: Turbinowe silniki odrzutowe Viper. Część 1.	6	9	Część 3. Dokończenie	11	30
Turbinowe silniki odrzutowe Viper. Część 2.	8	7	Porty lotnicze elementem składowym aglomeracji miejskiej	12	25
Kudelski Ryszard, Ząbkowicz Władysław: Lotnicza pokładowa aparatura do pomiarów dynamicznych z czujnikami piezoelektrycznymi	1	15	Stafiej Wiesław: Krzywa obciążeń szybowca z kłapą prędkościową	7	13
Kunachowicz Krzysztof: Nowoczesne systemy kierowania ruchem lotniczym. Dokończenie	5	25	Charakterystyka motoszybowca w krążeniu	11	16
Kupiszak Tadeusz: Paryskie lotnisko Roissy-en-France. Część 1.	1	30			
Dokończenie	2	30			

	Nr	Str.
Staszek Jan: PZL-104 Gelatik z urządzeniem do wywoływania deszczu	2	4
Niektóre problemy układu kaczki. Część 1.	9	10
Niektóre problemy układu kaczki. Dokończenie	10	27
Szczeciński Stefan, Wiatrak Ryszard: Możliwości analitycznej oceny skuteczności bezwładnościowych odpylaczy promienionych	10	17
Szopski Ryszard, Kawczyński Marek: Zastosowanie kontenerów i palet w lotniczym transporcie towarów	2	6
Szuster Krystyna: Wybrane zagadnienia wytrzymałościowe wysokoobciążonej konstrukcji duralowej	9	29
W		
Waśkowski Włodzimierz: Rynek jednosilnikowych samolotów lekkich	1	4
Koszty i czas rozwoju samolotu	7	4
Wpływ czynnika czasu na opłacalność produkcji samolotów	9	4
Tendencje rozwoju produkcji motoszybowców	10	6
Dzisiaj i jutro przemysłu silników turbinowych	11	6

	Nr	Str.
Wiatrak Ryszard, Szczeciński Stefan: Możliwości analitycznej oceny skuteczności bezwładnościowych odpylaczy promienionych	10	17
Wróblewski Adam J., Wusatowski Tadeusz: Współczesne podwozia lotnicze	4	8
Wusatowski Tadeusz: Rewelacyjne skrzydło W. Kasprzyka.	9	17
Szybowce wysokościowe — projekty i rzeczywistość	10	12

Z

Ząbkowicz Władysław, Kudelski Ryszard: Lotnicza pokładowa aparatura do pomiarów dynamicznych z czujnikami piezoelektrycznymi	1	15
---	---	----

Z

Żmihorski Jan: Trwałość i pewność ruchu maszyn a czystość pracujących w nich cieczy technicznych	1	25
Filtracja oleju we współczesnych instalacjach lotniczych	4	31
Dokończenie	5	28
Żylicz Marek: Sytuacja i przemiany transportu lotniczego na świecie w 1972 roku	4	4

Spis treści wg zeszytów

	Nr	Str.		Str.
Nr 1/74			Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	II okł.
Lotnicze perspektywy roku 1974		1	W NASTĘPNYM NUMERZE	II okł.
Z KRAJU. ZE ŚWIATA		2	Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	III okł.
PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA			Z PRASY ZAGRANICZNEJ CO PISZĄ INNI	IV skrz.
W. Waśkowski: Rynek jednosilnikowych samolotów lekkich		4	Na okładce: Szybowiec SZD-9 bis 1E Bo- cian — rys. K. Cieślak	IV skrz.
LOT PROMLEMY				
J. Pietrała: Europejskie automatyczne systemy rezerwacyjne — próba porównania		9		
KSIĄŻKI LOTNICZE	14	34	Nr 2/74	
R. Kudelski, W. Ząbkowicz: Lotnicza pokładowa aparatura do pomiarów dynamicznych z czujnikami piezoelektrycznymi		15	I Krajowa Konferencja Partyjna a lotnictwo	1
NOWOŚCI TECHNICZNE	18	33	Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
KARTOTEKA TLiA			CIEKAWY KONSTRUKCJE	
American Aviation AA-1 Yankee		19	J. Staszek: PZL-104 Gelatik z urządzeniem do wywoływania deszczu	4
Gates Learjet 25		21	LOT PROBLEMY	
POMOCE KONSTRUKCYJNE			M. Kawczyński, R. Szopski: Zastosowanie kontenerów i palet w lotniczym transporcie towarów	6
Zależność prędkości lotu od Q/S i C_z — dok.		23	A. Rudiuk: Pomiary hałasu silnika odrzutowego w samolocie doświadczalnym Lala-1	15
J. Żmihorski: Trwałość i pewność ruchu maszyn a czystość pracujących w nich cieczy technicznych		25	Z. Brodzki: Śmigła obecnie i w przyszłości	18
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK			KARTOTEKA TLiA	
T. Kupiszak: Paryskie lotnisko Roissy-en-France — część 1		30	AN-2L	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 15			Canadair CL-215	21
Aerodynamika 2		35	POMOCE KONSTRUKCYJNE	
NOWOSTI IZ POLSZY, NEWS FROM POLAND		36	Zmiany ciśnienia w funkcji prędkości i wysokości w atmosferze standard	22
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ			PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
A. Glass: Szybowiec wyczynowy CW-5 bis		37	T. Kupiszak: Paryskie lotnisko Roissy-en-France — dok.	30
			NOWOŚCI TECHNICZNE	33

	Str.		Str.
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY		PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO	
Skróty angielskie	35	I LOTNISK	
NOWOSTI IZ POLSZY, NEWS FROM		MADAP — zautomatyzowany system	
POLAND	36	przetwarzania i zobrazowywania da-	
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOT-		nanych w Maastricht. Oprac. W.	
NICZEJ		Barski	29
A. Glass: SL-1 Akar — zwycięzca		J. Zmihorski: Filtracja oleju we współ-	
zawodów przed 50 laty .	37	czesnych instalacjach lotniczych	31
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNI-		TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY	
CZYCH SIMP i SITK .	II okł.	Mechanika lotu .	35
W NASTĘPNYM NUMERZE .	II okł.	Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ	
KSIĄŻKI LOTNICZE	III okł.	SIMP	36
Na okładce: Szybowiec 2-miejscowy SZD-		W NASTĘPNYM NUMERZE . . .	36
-4D X Halny — rys. J. Misiak .		Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI	
		LOTNICZEJ	
		A. Glass: Pierwszy udany motoszybo-	
Nr 3/74		wiec na świecie — Bąk A. Kocjana .	37
Sukces ekonomiczny polskiego przemysłu		NOWOŚCI TECHNICZNE .	39
lotniczego	1	NOWOSTI IZ POLSZY, NEWS FROM	
Z KRAJU, ZE ŚWIATA .	2	POLAND	II okł.
LOT PROBLEMY		ZPRASY ZAGRANICZNEJ	IV skrz.
A. Lesiuk: Zabezpieczenie przeciwpożar-		Na okładce: Motoszybowiec Bąk — rys.	
owe samolotów cywilnych .	4	K. Cieślak	
W NASTĘPNYM NUMERZE .	9		
Wciągarka śmigłowca — oprac. A.K.	10	Nr 5/74	
Z. Fata: Eksploatacja samolotów rolni-		Pierwszomajowe hasło — dobra robota .	1
czych w tropiku .	12	Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
POMOCE KONSTRUKCYJNE		CIFKAWE KONSTRUKCJE	
Ciśnienie dynamiczne w funkcji pręd-		W. Burczak: Ciekawe rozwiązania kon-	
kości i wysokości lotu — Część 2 .	17	strukcyjne szybowca SZD-36A Co-	
KARTOTEKA TLiA		bra-15	4
North American Rockwell T-2C Buc-		NOWOŚCI TECHNICZNE .	9, 18, 38, 39
keye	19	LOT PROBLEMY	
Cessna Citation .	21	T. Smolicz: Azymutalne korekcje giro-	
J. Sandauer: Wytyczne doboru paramet-		skopowe układów kursowych .	10
rów usterzenia wysokości	23	J. Funarski: Wzmacnianie łopatek turbin	
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO		gazowych metodami technologicznymi	14
i LOTNISK		KARTOTEKA TLiA	
MADAP — zautomatyzowany system		Mitsubishi Mu-2J	19
przetwarzania i zobrazowywania da-		Dasault-Breguet-Dornier Alpha Jet	21
nanych w Maastricht — oprac. W. Bar-		CIFKAWE KONSTRUKCJE	
ski	30	Elementy konstrukcji spawanych	23
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY		PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO	
Smigło	33	I LOTNISK	
KSIĄŻKI LOTNICZE	34	K. Kunachowicz: Nowoczesne systemy	
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI		kierowania ruchem lotniczym . . .	25
LOTNICZEJ		J. Zmihorski: Filtracja oleju we współ-	
S. Januszewski: Polskie konstrukcje		czesnych instalacjach lotniczych. Do-	
lotnicze do 1914 na tle zagranicy .	36	kończenie	28
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNI-		TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY	
CZYCH SIMP i SITK .	40	Silnik tłokowy	31
Z PRASY ZAGRANICZNEJ	IV skrz.	KSIĄŻKI LOTNICZE . . .	32
NOWOSTI IZ POLSZY, NEWS FROM		Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI	
POLAND	II okł.	LOTNICZEJ	
Na okładce: Jaskółka Libańskiego— rys.		S. Januszewski: Pierwsza polska wy-	
K. Cieślak		twórnia samolotów WTI „Awiata”	33
		W NASTĘPNYM NUMERZE	37
Nr 4/74		Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNI-	
Szansa dla motoszybowców	1	CZYCH SIMP i SITK .	40
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2	NOWOSTI IZ POLSZY, NEWS FROM	
LOT PROBLEMY		POLAND .	II okł.
M. Zylicz: Sytuacja i przemiany trans-		CO PISZĄ INNI	IV skrz.
portu lotniczego na świecie w 1972 ro-	4	Na okładce: PZL-102 Kos — rys. K. Cie-	
ku		ślak	
PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA		Nr 6/74	
A. J. Wróblewski, T. Wusatowski:		A. Glass: Podstawy sukcesów wytwórni	
Współczesne podwozia lotnicze .	8	lotniczych	1
J. Borgoń: Obciążenia cieplne tarczy tur-		Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
biny po wyłączeniu silnika turbodo-		LOT PROBLEMY	
rzutowego	14	E. Kołodziński: Nowe lotnisko komu-	
KARTOTEKA TLiA		nikacyjne Gdańsk-Rębiechowo .	4
Britten-Norman BN-2A Mk III Tris-		W. Kordziński: Turbinowe silniki odrzu-	
lander	19	towe Viper. Część 1. .	9
LS-1	21	E. Gruszczyński: Nowe materiały kon-	
POMOCE KONSTRUKCYJNE		strukcyjne na elementy silników odr-	
Własności mechaniczne gumy . . .	23	zutowych	17
A. Mrzygłód: Zmodyfikowany układ ener-		KARTOTEKA TLiA	
getyczny samolotu Concorde	27	Grumman F-14A Tomcat	19
		Glasflugel Standard-Libelle 204	21

	Str.
POMOCE KONSTRUKCYJNE	
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	29
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY	
Skróty rosyjskie	33
KSIĄŻKI LOTNICZE	34
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	35
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: Szybowce 30-lecia PRL. Część 1.	36
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SITK	38
NOWOŚCI TECHNICZNE	40
CO PISZĄ INNI	IV skrz.
Na okładce: TS-8 Bies — rys. K. Cieślak	
Nr 7/74	
Lotniczy dorobek 30-lecia PRL	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA	
W. Wańkowski: Koszty i czas rozwoju samolotu	4
W NASTĘPNYM NUMERZE	9 i 30
CIEKAWY KONSTRUKCJE	
Rozwiązanie konstrukcyjne mocowania usterzeń samolotów	10
W. Stafiej: Krzywa obciążenia szybowca z kłapą prędkościową	13
S. Lassota: Praktyczne zastosowanie metody Howarda-Czencowa (Obliczanie belek zginanych i osiowo ściskanych)	16
NOWOŚCI TECHNICZNE	18
KARTOTEKA TLiA	
Ka-26	19
An-24	21
A. Balul, J. Chodorowski: Stale konstrukcyjne wysokiej wytrzymałości typu maraging	23
POMOCE KONSTRUKCYJNE	
Wydatki sekundowe i hektarowe aparatury agrolotniczej	31
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY	
Skróty niemieckie	33
KSIĄŻKI LOTNICZE	34
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
Porty lotnicze w nowoczesnym świecie. Część 1.	35
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: Szybowce 30-lecia PRL. Część 2.	38
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	40
Wspomnienie o pilocie Płoczyńskim — oprac. W. Zaremba	40
Nr 8/74	
Trzydzieste święto lotnictwa	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2

	Str.
M. K. Piąskowska: Polski eksport lotniczy w 30-leciu	4
CIEKAWY KONSTRUKCJE	
W. Kordziński: Turbinowe silniki odrzutowe Viper. Część 2.	7
LOT PROBLEMY	
K. Rzemek: Niektóre problemy zużycia paliw w transporcie lotniczym	13
H. Schwoch: Parowe rakiety startowe	16
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
Porty lotnicze w nowoczesnym świecie. Część 2 — oprac. J. Smoleński	18
KARTOTEKA TLiA	
M-17 Universal	19
Piper PA-31-350 Navajo Chieftain	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE	
Wybór danych wytrzymałościowych	23
NOWOŚCI TECHNICZNE	27
S. Lassota: Praktyczne zastosowanie metody Howarda-Czencowa. Dokończenie	28
W NASTĘPNYM NUMERZE	34
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY	
Meteorologia	35
KSIĄŻKI LOTNICZE	36
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: Samoloty 30-lecia PRL.	38
Na okładce: Samolot LiM-6 — rys. K. Cieślak	
NOWOŚCI IZ POLSZA, NEWS FROM POLAND	II okł.
Nr 9/74	
M. K. Piąskowska: Srebrny jubileusz WCT NOT	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA	
W. Wańkowski: Wpływ czynnika czasu na opłacalność produkcji samolotów	4
J. Staszek: Niektóre problemy układu kaczki. Część 1.	10
W NASTĘPNYM NUMERZE	16
CIEKAWY KONSTRUKCJE	
Rewelacyjne skrzydło W. Kasprzyka — T. Wusatowski	17
KARTOTEKA TLiA	
Tupolew Tu-134	19
Jak-40	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE	
Określenie częstości drgań własnych popychaczy układu sterowania	23
Określenie dopuszczalnego obciążenia statycznego łożysk tocznych	23
Zależność prędkości i przyspieszeń w ruchu harmonicznym od częstości drgań dla różnych wielkości amplitudy	24
LOT PROBLEMY	
A. Stodownik: Niektóre problemy eksploatacji turbinowych silników odrzutowych w Polskich Liniach Lotniczych LOT	25
K. Szuster: Wybrane zagadnienia wytrzymałościowe wysokoobciążonej konstrukcji duralowej	29
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY	
Mechanika lotu 2	35
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: RWD-9 — zwycięski samolot Bajana	36
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	40
Na okładce: RWD-9 J. Bajana — rys. K. Cieślak	
NOWOŚCI IZ POLSZA, NEWS FROM POLAND	II okł.

	Str.		Str.
Nr 10/74			
TRYBUNA LOTNIKÓW			
Do techników i inżynierów polskiego lotnictwa	1	M. Marciniak: Zasady wyboru procesu renowacji łopatek sprężarek i turbin silników odrzutowych	25
Informacje o pracach przygotowawczych do VII KONGRESU TECHNIKÓW POLSKICH	2	PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
Tezy na VII Kongres Techników Polskich dotyczące przemysłu polskiego	2	Porty lotnicze w nowoczesnym świecie — część 3, dokończenie	30
Tezy na VII Kongres Techników Polskich dotyczące działalności lotnictwa cywilnego	2	KSIĄŻKI LOTNICZE	33
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	4	Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	34
PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA	4	TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY Elementy konstrukcyjne	35
W. Waśkowski: Tendencje rozwoju produkcji motoszybowców	6	Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
CIEKAWY KONSTRUKCJE		A. Glass: Szybowiec wysokowyczynowy PWS-102 Rekin	37
T. Wusatowski: Szybowce wysokościowe — projekty i rzeczywistość	12	Z PRASY ZAGRANICZNEJ	IV skrz.
S. Szczeciński, R. Wiatrek: Możliwości analitycznej oceny skuteczności bezwładnościowych odpylaczy promieniowych	17	Na okładce: Somlot rolniczy PZL-106 Kruk — rys. K. Cieślak	
KARTOTEKA TLiA	19	Nr 12/74	
Mi-8	21	Problemy rozwoju polskiego lotnictwa cywilnego (Wywiad z Mieczysławem Romanem, dyrektorem Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego)	1
Champion (Bellanca) Citabria 7 GCBC Scout	23	Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
POMOCE KONSTRUKCYJNE	24	PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA	
Radzieckie ogumienie lotnicze	26	W. Waśkowski: Produkcja i eksport szybowców w RFN	5
Podstawowe dane techniczne radzieckich filtrów hydraulicznych	40	CIEKAWY KONSTRUKCJE	
W NASTĘPNYM NUMERZE	27	A. Glass: Nowości z Farnborough	8
J. Staszek: Niektóre problemy układu kaczki. Dokończenie	31	LOT PROBLEMY	
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	35	T. Smolicz: Minima meteorologiczne	13
J. Smoleński: Porty lotnicze w nowoczesnym świecie. Część 3.	36 i 37	E. Dębkowski: Charakterystyka prędkościowa bustera ze zdwojonym suwakiem sterującym	16
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY		KARTOTEKA TLiA	
Przyrządy pokładowe	38	Aerospatiale Rallye 100 Sport IS-29D	19 21
KSIĄŻKI LOTNICZE	40	POMOCE KONSTRUKCYJNE 31	
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	IV skrz.	Praca konstrukcji dźwigara po utracie stateczności przez jego ściankę	23
A. Glass: Pierwszy polski seryjny samolot myśliwski PWS-10		PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK		J. Smoleński: Porty lotnicze elementem składowym aglomeracji miejskiej	25
CO PISZĄ INNI		R. Bekiesiński, H. Rzewski: Wpływ paliwa ze zwiększoną zawartością siarki na pracę agregatów układów paliwowych turbinowych silników odrzutowych	27
Na okładce: Samolot sportowy LWD Żak-3 — rys. K. Cieślak		Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	33
Nr 11/74		TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 26 Podwozie	35
TRYBUNA LOTNIKÓW		KSIĄŻKI LOTNICZE	36
A. Glass: Perspektywy rozwoju konstrukcji amatorskich	1	Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2	S. Nowicki: Wytwórnia Balonów i Spadochronów w Legionowie (1922—1939)	37
J. Grzegorzewski: Polski przemysł lotniczy na wystawie XXX-lecia w Moskwie	5	NOWOSTI IZ POLSZY, NEWS FROM POLAND	II okł.
PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA		CO PISZĄ INNI	IV skrz.
W. Waśkowski: Dziś i jutro przemysłu silników turbinowych	6	Na okładce: Śmigłowce Mi-2 — rys. K. Cieślak	
LOT PROBLEMY			
J. Lasoń: Transport powietrzny w Polsce — futurologiczny warunek nowoczesności i postępu	11		
W. Stafiej: Charakterystyka motoszybowca w krążeniu	16		
KARTOTEKA TLiA			
Cessna A150K Aerobat	19		
Pilatus B-4-PC 11	21		
POMOCE KNSTRUKCYJNE			
Opory czołowe i bieżunowe kadłubów szybowców oraz układów skrzydło-kadłub	23		

Шасси на воздушной подушке

Описываются исследования применения для самолетов шасси на воздушной подушке, проводимые фирмой Белл Аэроспейс Дивизион Текстрон и Аир Форс Флайт Динамикс Лаборатори.

Приводится метод расчета формы мембраны применяемой в таком шасси и метод расчета характеристики периметровой струи; эти методы дают результаты сходные с экспериментом.

Описывается также метод расчета динамики нижней части мембраны.

KRĘCISZ J.

Некоторые проблемы интеграции навигационных систем

Даются общие сведения об авиационной навигации, указывается значение человека контролирующего систему автоматического управления и навигации.

Указываются критерии применения наиболее соответственной системы для разных типов самолетов и вертолетов.

Статья содержит общие сведения об интегрированной навигационной системе, ее достоинствах и работе. Дается блок-схема интегрированной навигационной системы и ее описание, а также описание навигационных указателей.

SMOLEŃSKI J.

Аэропорт — составная часть городской агломерации 4 часть

В статье описаны общие направления деятельности в борьбе с авиационным шумом, которая была установлена на основе многочисленных испытаний, анализов, опросов, проведенных во многих странах.

Описан метод определения обременительности шума, посредством которого найдены три зоны обременительности шума, ограниченные изофоническими кривыми. Приведены примеры зон, их применение во Франции, ФРГ, Англии и США.

GLASS A.

Учебно — пилотажный гидросамолет RWD-17

В статье представлена история создания самолета RWD-17. Самолет был спроектирован в 1937 г. Б. Жураковским, являлся развитием RWD-8, был предназначен для обучения высшего пилотажу перед полетами на RWD-10.

Дальнейшим развитием RWD-17 являлся гидросамолет RWD-17 W и военный тренировочный вариант RWD-17 bis.

INFORMACJE DLA AUTORÓW

Artykuł powinien być związany z tematyką poruszaną na łamach *Techniki Lotniczej i Astronautycznej* (patrz TLiA nr 11/1972) i nie może być publikowany w innych czasopismach.

Pożądanym jest uprzednie uzgodnienie tematu artykułu z Redakcją.

TEMAT I UJĘCIE. Temat artykułu powinien być możliwie wąski, ale potraktowany wyczerpująco. Należy unikać powtarzania wiadomości ogólnie znanych, ujętych w wydawnictwach książkowych.

Artykuły nie powinny zawierać szczegółowych wywodów matematycznych, należy ograniczać się do podania założeń i wyników końcowych.

Należy unikać skrótów, rzadko stosowanych określeń obcych, żargonu fachowego. Wprowadzane nowe lub bardzo specjalistyczne terminy należy starannie zdefiniować.

Tytuł powinien być dostatecznie jednoznaczny i precyzyjny, ale nie przesadnie opisowy.

Układ treści powinien być przejrzysty, podział na rozdziały, podrozdziały i akapity logiczny i konsekwentny.

OBJĘTOŚĆ ARTYKUŁU nie powinna przekraczać 12 stron maszynopisu (30 wierszy po 50 znaków) wraz z materiałem ilustracyjnym i tablicami.

MASZYNOPIS. Autor zobowiązany jest dostarczyć artykuł w dwóch egzemplarzach — oryginał i kopię. Na oddzielnej stronie należy podać adres (z kodem), numer telefonu oraz miejsce pracy autora.

W treści artykułu nie należy stosować podkreśleń, rozstrzelania liter ani też pozostawiać pustych miejsc na ilustracje i tablice; miejsca, w których powinny być one umieszczone, zaznacza się na marginesie pisząc: rys. 1, rys. 2 itd. lub tabl. I, tabl. II itd.

Tablic ani podpisów pod rysunkami nie należy umieszczać w treści artykułu, lecz przepisać je w dwóch egzemplarzach na osobnych kartkach, stosując kolejną numerację stron, łącznie z zasadniczą treścią artykułu. Podpisy pod rysunkami powinny zawierać właściwy tytuł i legendę wyjaśniającą części rysunków oznaczone kolejnymi cyframi lub literami.

Wzory należy numerować z prawej strony w nawiasach okrągłych.

ILUSTRACJE. Fotografie, rysunki i wykresy nazywa się w treści rysunkami i numeruje kolejno. Ilustracje należy załączyć w jednym egzemplarzu (nie wklejać w tekście), zaznaczając kolejny numer u dołu rysunku lub na odwrocie fotografii.

Rysunki oraz wykresy mogą być wykonane w tuszu lub w ołówku (szkicowo), w sposób zgodny z Polskimi Normami i nie budzący wątpliwości w przypadku przerysowywania ich w Redakcji. Skala rysunków 2:1 (do zmniejszenia), uwzględniając przy tym, że szerokość szpalty w czasopiśmie wynosi 8 cm, szerokość kolumny — 17 cm, wysokość kolumny — 25,5 cm.

Na rysunkach należy unikać długich opisów, oznaczając jego części (np. krzywe na wykresach) cyframi arabskimi lub literami, objaśnionymi w legendzie.

Fotografie powinny być odbite w miarę możliwości na gładkim, błyszczącym papierze fotograficznym. Nie należy nanosić napisów na fotografii, lecz na kalce przykładanej do fotografii, co ułatwi Redakcji opisanie w sposób zgodny z wymaganiami drukarskimi. Minimalne wymiary fotografii (z wyjątkiem mikroskopowych) — 9 × 12 cm.

SPIS LITERATURY. Autorzy są zobowiązani do podawania na końcu artykułu wykazu źródeł wykorzystanych przy opracowywaniu tematu.

Przytaczając nie będące osobistym dorobkiem autora wzory, poglądy, dane liczbowe, wykresy, tablice itp., należy bezwzględnie podać odsyłacz do spisu literatury, ujęty w nawiasy kwadratowe (np. [2]). Powoływanie się na źródła nie obowiązuje, gdy chodzi o wiadomości ogólnie znane.

Spis literatury powinien zawierać przy książkach — nazwisko i pierwszą literę imienia autora (bez tytułów), pełny tytuł książki, miejsce wydania, rok, wydawcę i ewentualnie numery stron; przy czasopismach — nazwisko i imię autora, tytuł artykułu, nazwę czasopisma, rok, numer i ewentualnie stronę.

HONORARIA AUTORSKIE płatne są po ukazaniu się artykułu w czasopiśmie, w wysokości ustalonej przez *Centralny Urząd Wydawnictw* pismem okólnym nr 120 z dn. 15.XII 1955 r. oraz *Monitor Polski* nr 28 z dn. 3.VII 1973 r.

Materiałów nie zamówionych Redakcja nie zwraca.

Redakcja zastrzega sobie prawo ewentualnych skrótów oraz opracowania redakcyjnego zgodnie z opublikowanymi wymaganiami.

Z działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK

● **Sekcja Lotnicza Oddziału SIMP w Bydgoszczy** była inicjatorem pokazów lotniczych i wystawy sprzętu lotniczego w ramach obchodów XXX-lecia Ludowego Lotnictwa Polskiego.

Piękne i emocjonujące pokazy lotnicze obejmowały:

— pilotaż akrobacyjny indywidualny i zespołowy na szybowcach,

— pilotaż i akrobację samolotów Zlin oraz

— pilotaż grupowy naddźwiękowych samolotów myśliwsko-bombowych.

Ponadto skoczkowie zaprezentowali: skok z szybowca, skoki do celu, grupowe ze sztucznym ogniem, skok piętrowy, wreszcie desant spadochronowy.

Po pokazach — w których wzięło udział około 8000 widzów — odbyły się loty propagandowe samolotem PLL LOT An-24 oraz aeroklubową Wilgą.

Na wystawie lotniczej pokazano szybowce, samoloty, śmigłowe wojskowe, aeroklubowe i sanitarne, śmigłowe oraz wojskowe samoloty naddźwiękowe.

Imprezę dla społeczeństwa Bydgoszczy zorganizowali simpowcy z Sekcji Lotniczej przy współudziale miejscowego Aeroklubu, Polskich Linii Lotniczych LOT oraz wojskowych jednostek lotniczych.

Z okazji obchodów XXX-lecia Lotnictwa Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy opracował pamiątkowe notatniki i proporzyczki.

● **4 października Koło Sekcji Lotniczej SIMP przy ITWL** zorganizowało w Domu Technika w Warszawie pokaz filmów lotniczych. W ramach tej imprezy były wyświetlane cztery znakomite filmy, zrealizowane w technicolorze:

— film „Francuski patrol” pokazał zespół pilotów akrobacyjnych, którzy na samolotach Mystère pełnią służbę lotniczą nad miastami i portami Francji. Ewolucje mistrzowskiej jedenastki efektywnie podkreślały pasma dymów — w narodowych kolorach: niebieskim, białym i czerwonym — ciągnące się za samolotami:

— mało znanej współpracy lotniskowca („Clemenceau”) z samolotami marynarki wojennej poświęcony był drugi film francuski. Operacje wyprowadzania samolotów z luków okrętowych, elektryczne zestawianie składanych skrzy-

deł, a przede wszystkim katapultowanie stanowiły bardzo interesującą część filmu.

— trzeci film przedstawiał ciekawe momenty z budowy, prób i użytkowania samolotu Caravelle, który — jak wiadomo — był najpopularniejszym samolotem pasażerskim po DC-3 Dakota. Z uwagi na zakończenie produkcji Caravelle, film jest już historyczny — najmniej interesujący.

ostatni film — wspaniale zrealizowany — relacjonował wyprawę kosmiczną Apollo 17. Uczestnicy pokazu oglądali kolejno: działalność ośrodka dowodzenia, automatycznie wstrzymany start, oderwanie się pojazdu na orbicie księżycowej, lądowanie na Księżycu, uruchomienie i użytkowanie łazika, wyprawy i prace astronautów, wreszcie wystartowanie pojazdu, połączenie ze statkiem macierzystym i wodowanie na oceanie. Wyprawa trwająca od 6 do 16 grudnia 1972 r., przywiozła 110 kg kamieni księżycowych, które — jak zapowiedzieli astronauta — rozdane będą wszystkim krajom, jako symbol pokojowego osiągnięcia. Interesujące były informacje o dalszej działalności NASA, m.in. o współpracy w kosmosie USA — ZSRR. Zaletą demonstrowanego filmu była narracja w języku polskim.

● **Nasza Sekcja otrzymała od Dowództwa Wojsk Ochrony Powietrznej Kraju** zaproszenie na zakończenie zawodów użyteczno-bojowych Wojsk Obrony Powietrznej Kraju 1974 roku. Uroczystość zakończenia kilkumiesięcznych zawodów o odznakę Wzorowego Dowódcy oraz o tytuł mistrza walki powietrznej kilku rodzajów broni odbyła się 8 października ubr. na lotnisku 1 pułku lotnictwa myśliwskiego OPK Warszawa. Główne punkty programu uroczystości obejmowały złożenie meldunku, wręczenie nagród, dyplomów i odznak oraz pokazy lotnicze.

Przewodniczący Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej SIMP kol. W. Wójcik organizując tę imprezę dla członków naszej Sekcji wypożyczył autokar od Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego, którym około 40 działaczy Stowarzyszenia odbyło wycieczkę na lotnisko 1 plm Warszawa. Tu czekał już spe-

cialnie wyznaczony oficer, z którym simpowcy zwiedzili salę tradycji pułku, zapoznali się z urządzeniami treningowymi samolotu Mig-21, zwiedzili wystawę sprzętu bojowego zgromadzonego na płycie lotniskowej (samoloty, wyrzutnie raketowe i urządzenia radarowe), wreszcie uczestniczyli w uroczystościach zakończenia zawodów i w pokazach lotniczych.

Sala Tradycji obejmuje fotografie i pamiątki związane z lotnictwem ludowym, od Grigorewskiego do wizyty władz PRL na lotnisku 1 plm w 30-lecie LWP.

Zainstalowane urządzenia treningowe umożliwiają oszczędne szkolenie personelu latającego: 1 godzina lotu zamiast 1 mln zł, w powietrzu, kosztuje 75 tys. zł na ziemi.

Dyplom z tytułem mistrza walki lotnictwa myśliwskiego Wojsk OPK w konkurencjach indywidualnych oraz puchar zwycięzcy otrzymał kpt. pil. Jacek Tuteja z rąk dowódcy Wojsk Obrony Powietrznej Kraju gen. dyw. pil. R. Paszkowskiego, w obecności szefa Sztabu Generanego WP gen. broni F. Siwickiego i Głównego Inspektora Techniki MON gen. dyw. Z. Nowaka.

Niestety — nie odbył się figurowy skok grupowy spadochroniarzy, planowany na otwarcie pokazu. Skoczkowie wykonali tylko desant grupowy na zakończenie imprezy. Imponująco natomiast wypadły pokazy pilotażu i akrobacji: indywidualne na szybowcu Kobuz i na samolotach: Zlin, Bies, Iskra, Lim 5 oraz Mig-21, jak również — grupowe na Limach 5 i Migach 21. Naszemu sprawozdawcy najbardziej podobały się efektowne akrobacje Zlina w wykonaniu pilota aeroklubu A. Urbańskiego i mistrzowski pilotaż oficerów wojsk OPK na czterech Migach 21, w układach figur „Grot” i „Romb”.

A wracając do Sali Tradycji 1 pułku lotnictwa myśliwskiego OPK: czy nie byłoby słuszne i potrzebne stworzyć w tym ośrodku pamięci i chwały lotniczej — kąci-ka poświęconego działalności pokojowej i bojowej przedwojennego warszawskiego 1 lotniczego pułku stacjonującego początkowo na lotnisku mokotowskim, później zaś na Okęciu?

Do Redakcji

W związku z artykułem mgr inż. K. Szuster „Wybrane zagadnienia wytrzymałościowe klejonej wysokoobciążonej konstrukcji duralowej” zamieszczonym w nr 9 „Techniki Lotniczej” z br. Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Szybownictwa w Bielsku-Białej, prosi o opublikowanie w Waszym piśmie następującego sprostowania niektórych mylnych informacji zamieszczonych we wstępnym redakcyjnym omówieniu artykułu,

jak również podanych przez autorkę na str. 30 w kolumnie pierwszej:

„Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Szybownictwa (dawniej SZD) był nie tylko zleceńodawcą prac dotyczących klejonego dźwigara metalowego skrzydła szybowca, lecz również równorzdnym współtwórcą całości tematu, ponieważ praca była wykonywana przez Zespół składający się z pracowników Instytutu Lotnictwa i Ośrodka Badawczo-Rozwojowego Szybownictwa w Bielsku-Białej,

w którym to zespole pracownik OBRŚ pełnił funkcje konstruktora wiodącego i zastępcy kierownika.

Politechnika Warszawska nie brała udziału w pracach zespołu. W zakresie technologii wykonania pokryć laminatowych zespół opierał się głównie o doświadczenia OBRŚ, gdzie sprawa ta była już całkowicie opanowana warsztatowo”.

Dyrektor
inż. Jerzy Smielkiewicz



SZD 36A COBRA 15

