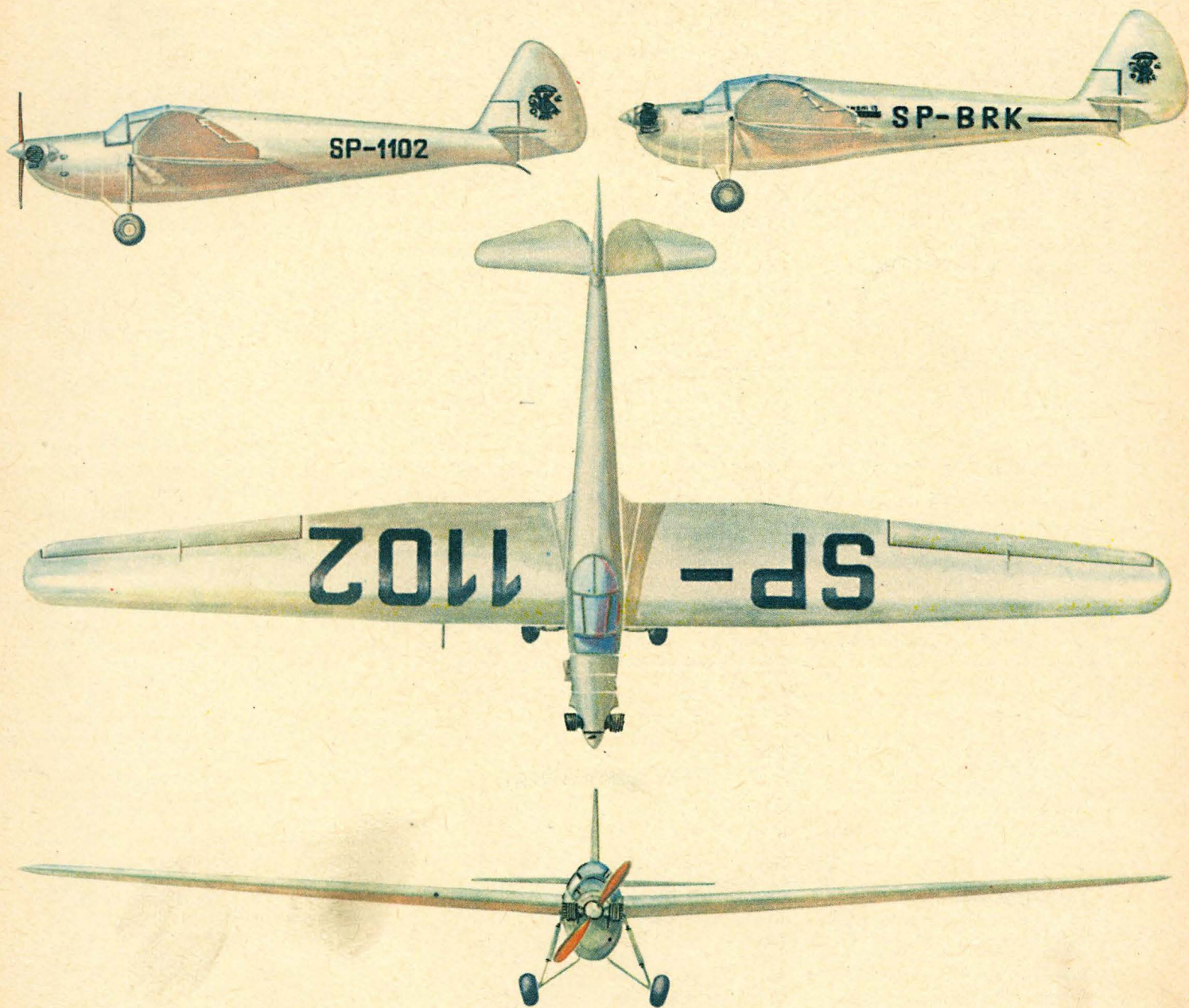


TECHNIKA

4 1974

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● В первой декаде января текущего года выполнил первый полет **первый прототип сельскохозяйственного самолета М-15** построенного на Заводе ВСК Мелец. Перед постройкой прототипа производились полеты летающей лаборатории ЛЛМ-15 — совершившей первый полет 31 мая 1973 г. Летающая лаборатория по аэродинамическим формам во многом сходна с М-15.

● Уже второй год занятия на авиационном факультете **Высшего Инженерного Училища в г. Жешув**. Училище имеет лаборатории: конструкции самолетов, конструкции двигателей, прочности авиационных конструкций, информатики и авиационной автоматики, оборудования самолетов, гидромеханики, а также модельных испытаний. В текущем академическом году 130 студентов начало обучение в Училище.

В сентябре начал работу **Авиационный Институт** этого Училища. Директором Института является доцент доктор инженер Хенрик Копецки, ректором Училища — доцент доктор инженер К. Очось. В настоящее время Институт занимает поверхность 1200 м², но скоро начнется постройка здания с поверхностью в 20 раз большей. Институт ведет научно-исследовательские работы для ВСК Мелец и ВСК Жешув.

● **Польские Авиалинии ЛЕТ** добились в 1973 году прибыли 2 221 000 000 злотых, т.е. на 350% больше, чем в 1972 г. В 1973 г. ЛЕТ перевез 1 600 000 пассажиров.

● **Вертолетные строительно-монтажное предприятие «Инстал»** в г. Насельске обучает свой личный состав и заказывает вертолеты Ми-6. Из-за большого числа заказов на подъемные работы, каждый вертолет будет иметь двойной экипаж, для обеспечения возможности двухсменного использования.

● Опроектированный в Варшавском Политехническом Институте **двухбалочный спортивный самолет EM-5A** с толкающим винтом строится на Заводе ВСК Мелец. Первый полет самолета предусмотрен в 1974 г.

● Западнегерманская фирма Брейтшнейдер Спортфлюгсервис получила единое представительство на страны Западной Европы, Африки и США на мотопланер **СЗД-45 Огар** выпускаемый Планерным Заводом Бельско.

● В течение прошлого года в Институте Психологии Варшавского Университета были подготовлены следующие **докторские диссертации на авиационные темы:**

- Реактивность а стойкость пилотов против стресса
- Реактивность а темпераментные свойства у пилотов.

● На **международной конференции по теме авиационной телексовой связи СИТА** в Бухаресте в 1973 г. парижская дирекция СИТА оценила организацию труда центра связи ЛЕТ-СИТА как образцовую.

● В городе **Познань** началась постройка планетария. Оборудование было от фирмы Цайс — Йена.

● На польском планере **СЗД-36А Кобра 15** советский пилот спортсмен Ю. Кузнецов установил рекорд перелета в заранее намеченный пункт — 571 км.

● Аэроклуб ПНР в программе представленной на X Пленарном Съезде предусматривает:

- Увеличение числа самолетов в аэроклубах и увеличение числа пилотов получающих первоначальное обучение на 50% в течение 1974—75 годов и на 100% в последующие годы по сравнению с 1973 годом,
- Увеличение числа планеров и мотопланеров до 1200 штук в 1980 г. а также увеличение числа пилотов обучаемых полетам на планерах до 1000 человек в год, а на мотопланерах до 300 человек в год. Предусматривается покупка одноместных учебных и тренировочных планеров, учебно-тренировочных двухместных планеров и мотопланеров.
- Увеличение числа получающих первоначальное обучение по парашютному спорту до 500—600 человек в год.
- В 1975—1980 г. предусматривается постройка не менее 5 свободных воздушных шаров, а также постройка воздушного шара на нагретый воздух. Аэроклубы будут из своих прибылей покрывать 25—30% своих расходов.

● Планерный Завод в г. Бельско **выэкспортировал в 1973 г. 130 планеров** (Пират, Кобра 15 и Боция) главным образом в ГДР и Венгрию.

● Завод ВСК Мелец выпустил в 1973 г. **53 самолета Ан-2** сверх плана.

● In the first days of January, the first **prototype of the M-15 agricultural aircraft** built at the WSK-Mielec made its first flight. The prototype construction was preceded by flight tests of the LLM-15 flying laboratory which took place on May 31, 1973. The LLM-15 resembles very much the M-15 in aerodynamic shape.

● **The Polish Airlines LOT report a 1973 receipts of 2, 221 million Polish zlotys**, that is, 25% more than in 1972. The 1973 statistics says that LOT carried 1.6 million passengers.

● „Instal” **Flying Crane Company** at Nasielsk is training its flying staff and placing orders for Mi-6 helicopters. In view of the many incoming orders for hoisting jobs, the Company intends to have double crew for every helicopter to be able to conduct a two-shift work.

● Polish glider pilot Franciszek Kęпка won **third placing in the Standard Class on his SZD-41 Jantar Standard at the World Gliding Championships held in Waikerie, Australia**, this year.

● The West-German Firm — Breischneider Sportflugservice — has been entrusted with the exclusive agency for the **SZD-45 Ogar** manufactured by the Bielsko Glider Establishment for West European, African and USA countries.

● The twin-boom **EM-5A sporting aircraft** with a pusher propeller designed at the Warsaw Technical University is being built at the WSK-Mielec. Its first flight is planned to take place late in 1974.

● **Two doctor's theses on aviation problems** were elaborated last year at the Institute of Psychology of the Warsaw University:

- Reactivation and Pilots' Resistance to Stresses
- Reactivation and Temperamental Features of Pilots.

● Work organization of the LOT-SITA Telecommunication Centre in Warsaw was considered as perfect by the Paris Management of SITA at the **International Conference of SITA Aeronautical Telecommunication in Bucharest in 1973.**

● **Poznań will get a planetarium.** Its construction has been already started and its equipment purchased at the Zeiss-Jena Factory.

● A Soviet pilot J. Kuznetsov flying on a Polish glider, **SZD-36A Cobra 15**, has set up a national goal flight record of 571 km.

● **Program of the Aero Club of Poland** presented at the Xth National Meeting provides for the following:

- 50% increase in the number of aircraft in aeroclubs and in the number of pilots with basic training in 1974—1975 and a 100% increase in the following years.
- increase in the number of gliders and motor gliders up to 1200 units in 1980; increase in the number of glider pilots with basic training on gliders up to 100 persons annually and on motor gliders up to 300 persons annually. A purchase of basic and advanced training single and two-seat gliders and motor gliders.
- increase in the number of parachutists with basic training for sports purposes.
- a construction of at least 5 free balloons and one filled with hot air is anticipated in 1975—1980. The aeroclubs will cover 25—30% of their budgets from their incomes.

● The Bielsko Glider Establishment **exported 130 gliders** (Pirat, Cobra 15 and Bojian) in 1973, chiefly to East Germany and Hungary.

● The WSK-Delta Mielec built **53 An-2 aircraft over the planned production.**

● The Engineering College at **Rzeszów** has been continuing its activity for the second year. The College has such laboratories as airframe construction, engine construction, aircraft strength, computer science and automatics, aircraft equipment, hydromechanics, and model testing. In this academic year, 130 students began their aeronautical studies. In September 1973, **Aeronautical Institute** of the College started its activity. Dozent dr K. Oczóś was appointed the College's rector while Dozent dr Henryk Kopecki — the Director of the Institute. At present, the College has a usable floor area of 1,200 sq.m. but there are plans to construct a building of 20 times larger floor area. The new Institute is conducting research works for the WSK-Mielec and WSK-Rzeszów.

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.
Szansa dla motoszybowców	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
LOT PROBLEMY	
M. Żylicz: Sytuacja i przemiany transportu lotniczego na świecie w 1972 roku	4
PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA	
A. J. Wróblewski, T. Wusatowski: Współczesne podwozia lotnicze	8
J. Borgoń: Obciążenia cieplne tarczy turbiny po wyłączeniu silnika turboodrzutowego	14
KARTOTEKA TLIA	
Britten-Norman BN-2A Mk III Trislander	19
LS-1	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE 23	
Własności mechaniczne gumy	23
A. Mrzygłód: Zmodyfikowany układ energetyczny samolotu Concorde	27
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
MADAP — zautomatyzowany system przetwarzania i zobrazowania danych w Maastricht. Dokończenie — opr. W. Barski	29
J. Żmihorski: Filtracja oleju we współczesnych instalacjach lotniczych	31
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 18	
Mechanika lotu	35
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP	36
W NASTĘPNYM NUMERZE	36
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
A. Glass: Pierwszy udany motoszybowiec na świecie — Bąk	
A. Kocjana	37
NOWOŚCI TECHNICZNE 39	
HOBOCTИ ИЗ ПОЛЬШИ. ● NEWS FROM POLAND . . . II okł.	
Z PRASY ZAGRANICZNEJ IV skrz.	
Na okładce: Motoszybowiec Bąk — rys. K. Cieślak	



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT
 Warszawa
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
 mgr inż. Andrzej Glass
Sekretarz Redakcji:
 M. Klara Szurmak
Redaktorzy działów:
 mgr inż. K. Dąbrowski, mgr inż. A. Gołędziński, mgr inż. A. Kardymowicz, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zaremba
Rada Programowa:
 mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, mgr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. R. Legięcki, mgr inż. A. Misiorek, inż. R. Wołński

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2, W-wa, Zam. 98/74. Nakład 3450 + 30 egz.
 Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
 Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697

Papier druk. sat. kl. V. 70 g 61 × 86. W-44.

Cena pojedynczego egz. zł 12,-

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006

ŻYLICZ M.

Актуальное положение и основные изменения в мировом авиационном транспорте

В статье дана оценка и приведены заключения, вытекающие из анализа положения и главных изменений в авиационном транспорте в 1972 году, которые были предметом ежегодного совещания Общего Собрания Международного Союза Авиационного Транспорта IATA в Аухло в ноябре 1973 года.

В статье описываются две проблемы: экономическо-правовое положение, а также рынок и перевозки.

Информация разработана на основе отчетов генерального директора IATA, а также отдельных комитетов этой организации, и на основе обсуждения. При этом учитывался наш интерес и точка зрения.

WRÓBLEWSKI A. J., WUSATOWSKI T.

Современные авиационные шасси

В статье описываются новые конструктивные решения авиационных шасси, применяемых в боевых, связных, транспортных самолетах STOL и в вертолетах.

Описывается конструкция шасси реактивных самолетов Фалькон 20 и Фалькон 30; военные самолеты: одноместного истребителя Мираж Г-1, боевого самолета Ягуар, тренировочного и штурмового самолета Альфа-Джет; шасси на тележках, применяемые в самолетах: Мираж IV, Конкорд и Эрбус А300В2; шасси транспортных самолетов STOL: Брегет 941, Франсаль С160; шасси, применяемые в вертолетах: SA 330, а также экспериментальное шасси для вертолета, запроектированное и изготовленное фирмой Мессье-Испано.

BORGON J.

Термические нагрузки на диск колеса турбины после отключения турбореактивного двигателя во время лета самолета

В статье представлен метод определения неустаблизированных термических нагрузок на диск колеса турбины после отключения турбореактивного двигателя во время лета. В исходных предпосылках принято, что двигатель отключают на высоте $H = 300$ м при скорости на приборах $V_p = 300$ км/час; результаты измерений и расчётов иллюстрируют графики. На основе этих результатов автор проводит анализ и представляет общие выводы, сформулированные с учётом только термических напряжений на диск колеса турбины.

MADAP — автоматизированная система обработки и отображения данных в Местрихт

В статье представлена концепция и технические показатели системы MADAP, которая в период 1972/73 гг. была установлена в Местрихт.

Описаны основные задачи, выполняемые восьмью вычислительными машинами, которые обслуживают 80 операционных и учебных постов.

Система разработана вычислительной машиной и симуляционными устройствами в экспериментальном центре Эуроконтрол в Бретании.

ŻMIŃORSKI J.

Фильтрация масла в современных авиационных конструкциях

В статье описано влияние загрязнений на прочность и надежность в работе гидравлических систем, а затем какие и где следует помещать фильтры, ибо от количества и качества применяемых фильтров зависит сохранение соответствующего класса чистоты масла.

Подробно представлены критерии выбора фильтров, гарантирующих точность фильтрации. Обращено внимание на факторы, обуславливающие качество фильтрации, а также надежности работы всей системы.

GLASS A.

Бонк — первый удачный мотопланер в мире

Мотопланер Бонк, спроектированный в 1937 г. известным конструктором планеров инженером Антоним Коцианом является первым удачным мотопланером в мире выпускавшимся серийно. Летные данные мотопланера Бонк были на уровне данных мотопланеров Фурнье РФ-3 и РФ-4 выпускавшихся в 60-тые годы



lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

Szansa dla motoszybowców

Kryzys paliwowy dość niespodziewanie wstrząsnął całym światem. Nie jest jednak zjawiskiem przejściowym. Wstrzymanie dostaw ropy naftowej z krajów, w których ją się wydobywa, uświadomiło wszystkim dwa problemy: że zasoby nafty są naprawdę ograniczone i nie takie ogromne w stosunku do rosnących potrzeb oraz, że może się powtórzyć sytuacja polityczna, w wyniku której dostawy zostaną znów wstrzymane. A to pociąga za sobą następujące konsekwencje. Po pierwsze, kraje wydobywające ropę naftową zrozumiały, że mają możliwość podnoszenia cen paliwa. I nie wskazuje na to, by można się było spodziewać, iż kiedykolwiek ropa naftowa będzie tak tania, jak w minionych latach. Po drugie cały świat, z powodu swego zmotoryzowania, zrozumiał, że istnieje konieczność posiadania strategicznych zasobów ropy naftowej. Stąd trudności paliwowe wystąpiły nawet w USA, kraju o dużych zasobach ropy.

Jaki wpływ będzie miał kryzys paliwowy na lotnictwo? Niewątpliwie wzrost cen paliwa spowodował zwiększenie kosztów eksploatacji samolotów. Lotnictwo wojskowe we wszystkich krajach, by zmieścić się w zaplanowanych budżetach, początkowo ograniczy liczbę lotów, lecz w perspektywie zwróci szczególną uwagę na samoloty z silnikami o małym zużyciu paliwa. Stąd w lotnictwie transportowym wzrośnie zainteresowanie samolotami z silnikami dwuprzepływowymi oraz nie będzie w tym nic dziwnego, jeśli w wielu krajach zwiększy się procent szkolenia prowadzonego na samolotach tłokowych.

W lotnictwie komunikacyjnym na całym świecie wzrost ceny biletów doprowadzi do zmniejszenia tempa rozwoju ruchu pasażerskiego. To z kolei wpłynie na zmniejszenie zakupów samolotów. Może nawet zaważy na niepowodzeniu produkcyjnym niektórych samolotów, które uprzednio dobrze się zapowiadały.

Niewątpliwie silny będzie wpływ kryzysu paliwowego na lotnictwo sportowe na świecie zarówno aeroklubowe, jak prywatne. Wzrost kosztów eksploatacji samolotów skieruje uwagę użytkowników na samoloty o mniejszej mocy silnika. O ile dla samolotów turystycznych ostatnio dość często moc wynosiła 180—360 KM, to obecnie należy się spodziewać większego zainteresowania samolotami o mocy 100—260 KM. Tam, gdzie aerokluby nie otrzymują dotacji lub dotacje te nie są duże, będą użytkowane samoloty szkolne i treningowe o mocy silnika 100 — 140 KM. Ponadto znacznie wzrośnie zainteresowanie motoszybowcami.

Szczególnie będą poszukiwane szkolne motoszybowce dwumiejscowe o mocy 45—65 KM. Małe zużycie paliwa oraz duża doskonałość aerodynamiczna i małe opadanie czynią z motoszybowca wyjątkowo ekonomiczną maszynę. Jeśli do tego dochodzi wznoszenie rzędu 3 m/s — to motoszybowiec staje się poważnym konkurentem samolotu. Nieco mniejszym zainteresowaniem będą cieszyły się jednomiejscowe motoszybowce treningowo-wyczynowe. Warto zauważyć, że motoszybowiec wszedł do użytku na świecie dopiero 10 lat temu. Zaś produkcja motoszybowców dwumiejscowych na większą skalę rozwinęła się w ostatnim pięcioleciu. Dziś przekracza ona 200 sztuk na rok. Przy odpowiednim rozprowadzaniu zalet motoszybowca i szybkim zwiększeniu możliwości produkcyjnych — zbyt na motoszybowce będzie na świecie wynosił 300 do 400 sztuk rocznie. Szansa dla motoszybowców jest bardzo duża. I chyba zostanie wykorzystana również przez nasz przemysł.



POLSKA

● W nadchodzącej pięcioletniej kadencji będą szkolone kadry przemysłu lotniczego. Planuje się przeszkolenie 1500 inżynierów i 12 000 pracowników fizycznych.

● Wyższa Szkoła Inżynierska w Rzeszowie już dwa lata kształci specjalistów lotniczych. WSI zorganizowała podstawowe laboratoria: konstrukcji płatowców, konstrukcji silników, wytrzymałości konstrukcji lotniczych, informatyki i automatyki lotniczej, wyposażenia samolotu, hydroaeromechaniki oraz badań modelowych. Dzięki czynnej pomocy WSK z Rzeszowa i Miecia oraz Zjednoczenia P.L.A.S. — PZL z początkiem roku akademickiego 1973/74 podjął działalność Instytut Lotnictwa WSI, przyjmując na I rok studiów 130 studentów. Trudnym zadaniem było zapewnienie Instytutowi kadry naukowo-dydaktycznej. Obecnie na Wydziale Mechanicznym Instytutu Lotnictwa pracuje 12 samodzielnych pracowników nauki. Dyrektorem Instytutu jest doc. dr inż. Henryk Kopecki. Instytut Lotnictwa WSI zajmuje obecnie powierzchnię 1200 m², a już wkrótce rozpoczęta zostanie budowa gmachu o powierzchni 20-krotnie większej. Ministerstwo Nauki, Szkolnictwa Wyższego i Techniki za szybki rozwój Instytutu Lotnictwa WSI przyznało nagrodę zespołową II stopnia pracownikom uczelni najbardziej zaangażowanym w pracę nad powstaniem Instytutu: doc. drowi inż. K. Oczosiowi, doc. drowi inż. H. Kopeckiemu, doc. drowi inż. J. Gruszeckiemu i doc. drowi inż. A. Batschowi.

Nowo otwarty Instytut Lotnictwa prowadzi współpracę naukowo-badawczą o długofalowym charakterze z ośrodkami badawczo-rozwojowymi WSK w Mielcu i Rzeszowie.

● PLL LOT na 31 dni przed terminem wykonały zadania przewozowe 1973 r., osiągając wpływ w wysokości 2 mld 221 mln zł. Zadania 1972 r. zostały przekroczone o 25%. W ubiegłym roku PLL LOT (po raz pierwszy w swej historii) przewiozły w komunikacji krajowej i zagranicznej około 1,6 mln pasażerów.

● Z wyliczeń Wytwórni Prefabrykatów i Montażu Konstrukcji Instalacyjnych Instal w Nasielsku — przeznaczonej (jak już informowaliśmy) do prac konstrukcyjno-budowlanych z powietrza — wynika, że koszt dźwigu latającego zamortyzuje się w ciągu roku. Pierwsza praca lotnicza zakładu Instal w Nasielsku, ustawienie wieży ciśnieniowej pod Pułtuskim, została wykonana w listopadzie ub.r. Firma na razie wydzierżawia śmigłowce wojskowe, lecz zamawia Mi-6 w Związku Radzieckim oraz szkoli cywilny personel latający. Przewiduje się, że każdy śmigłowiec będzie miał podwójną załogę i będzie wykorzystywany w pracy dwuzmianowej.

● Przed trzema laty młodzi absolwenci Politechniki Warszawskiej — E. Margański, Z. Paturski, L. Rachoń i J. Cioński — opracowali projekt lekkiego samolotu szkolno-treningowego dla aeroklubów. Samolot EM-5A, budowany jest w WSK w Mielcu pod patronatem miejscowej organizacji ZMS. Buduje się go w ramach tzw. luzów produkcyjnych i pracą społeczną — pod nadzorem zakładowego koła SIMP. Plany przewidują oblatanie EM-5A w 1974 r.

● Już prawie cztery lata w pracach rozwojowych nad motoszybowcem współpracuje z Zakładami Szybowcowymi w Bielsku Białej zachodnoniemiecka firma Breisheider Sportflugservice. Firma ta otrzymała wyłączne przedstawicielstwo motoszybowców SZD-45 OGAR na Kraje Europy zachodniej, Afryki i Stanów Zjednoczonych A.P.



Szybowiec laminatowy SZD-38 Jantar 1

Fot. R. Zatwarnicki

● Rozpisany przez redakcję „Skrzydlatej Polski” oraz „Nurtu” i „Wirazy”, konkurs na wspomnienia lotników pn. „Wczoraj i dziś polskiego lotnictwa” przyniósł blisko 50 prac. I nagrodę otrzymał pilot doświadczalny Instytutu Lotnictwa inż. Andrzej Ablamowicz za opracowanie — obejmujące lata 1945—1956 pt. „Nikogo nie zestrzeliłem”. Gratulując nagrody laureatowi konkursu, wyrażamy zadowolenie — w imieniu czytelników TLiA — że wspomnienia inż. Ablamowicza ukażą się na łamach „Skrzydlatej Polski”.

● Duże oszczędności zużycia paliwa wprowadziły PLL LOT w transporcie wewnętrznym pozalotniskowym. Gdzie było to możliwe — zamiast samochodów Nysa — wprowadzono do ruchu osobowe Fiaty. 1 grudnia warszawski LOT o jedną trzecią zredukował stan osobowy samochodów służbowych.

Oszczędności nie są wprowadzone kosztem wygody pasażerów, gdyż autobusowa łączność pomiędzy lotniskami a lotniczymi biurami podróży w miastach nie została ograniczona.

● Na międzynarodowej konferencji lotniczej łączności dalekopisowej SITA: Bukareszt 1973 r. — paryska dyrekcja tego towarzystwa pozytywnie oceniła działalność Centrum Łączności LOT — SITA w Warszawie, stawiając za wzór jego organizację.

● W grudniu ub. r. przed Radą Naukową Instytutu Psychologii Uniwersytetu Warszawskiego odbyła się obrona rozpraw doktorskich związanych z lotnictwem. Oto tytuły prac:

— Reaktywność a odporność pilotów na stress
— Reaktywność a cechy temperamentalne u pilotów.

Promotorem prac był doc. dr hab. J. Strelau, zaś recenzentami — pułkownicy doc. dr hab. Z. Edelwejn i S. Swobacki.

● W centralnym porcie lotniczym — Okęcie wyznaczone zostały kierunki do lotu i odlotu najmniej uciążliwe dla okolicznych mieszkańców. Kanaly te są wytyczone odpowiednimi urządzeniami nawigacyjnymi.

● W Poznaniu — w budowlu o kształcie latającego talerza — rozpoczęto montaż planetarium. Wszystkie urządzenia i instrumenty zostały zakupione w firmie K. Zeiss w Jenie.

● W lecie ub. r. radziecki pilot J. Kuzniecow ustalił na Cobrze-15 rekord ZSRR przelotu docelowego, przelatując 571 km.



CHINY

● 30 stycznia br. radziecki Aeroflot oraz Chińskie Linie Lotnicze CAAC uruchomiły loty pasażerskie na trasie Moskwa — Pekin — Moskwa, bez lądowań. Bezpośredni lot z Moskwy do Pekinu samolotami Il-62 trwa niespełna 8 godzin. Aeroflot i CAAC obsługują linię raz na tydzień.

● Chińska Republika Ludowa oprócz zakupionych w ZSRR samolotów Il-62, zamówiła 15 pasażerskich Tridentów w Wielkiej Brytanii. Kontrakt opiewa na 50 mln funtów.



CZECHOSŁOWACIA

Czechosłowacki przemysł lotniczy produkuje seryjnie samoloty:

— L-410 Turbolet, zaprojektowany zgodnie z przepisami BCAR, cz. K.dz. C.
— Samolot szkolny Z-42 i sportowy Z-43, zaprojektowane zgodnie z przepisami FAR 23 (dla Z-42: do akrobacji współczynnik obciążenia dopuszczalnego +6/−3,5, do lotów szkolno-treningowych +4,4/−2,5, do lotów turystycznych +3/−1,5).

● W wytwórni Moravan w Otrekovicach został oblatany prototyp samolotu szkolno-treningowego i akrobacyjnego Z-726 Trener z chowanym podwoziem. Samolot ma silnik Avia M-137A (180 KM) i śmigło Avia V-503A do akrobacji lub silnik Avia M-337 (210 KM) i śmigło Avia V-500 do lotów nieakrobacyjnych.

● Do odrzutowego samolotu szkolno-treningowego L-39 Albatros produkcji czzechosłowackich zakładów Aero-Vodochody zaprojektowane zostały:

— fotele wyrzelniane na wysokości 0 m przy prędkościach 0—150 km/h
— niskociśnieniowe koła przewidziane na grunty o wytrzymałości 5 kg/cm²
— automatyczne urządzenia kontrolne (wytworzone przez Rudy Letov — Praha Lethňany), umożliwiające naziemną kontrolę 10 podstawowych zespołów i instalacji samolotu (np. silnika, instalacji elektrycznej itp.) poprzez 237 punktów kontrolnych.



FRANCJA

● Francuskie centrum badań kosmicznych CNES podjęło decyzję wystrzelenia na orbitę wokółziemską w pierwszej połowie 1974 r. sztucznego satelity geofizycznego Starlette. Na satelicie zamieszczony będzie laserowy reflektor zwierciadłowy. Na podstawie pomiarów odległości satelity od określonych punktów na powierzchni Księżyca, uczeni francuscy będą badać zjawisko wpływu morskich, nieregularnego obrotu Ziemi wokół osi i przemieszczanie się kontynentów ziemskich. Badania te mają umożliwić prognozowanie trzęsienia Ziemi.

● Satelita francusko-zachodnoniemiecki Symphonie, którego projektowanie rozpoczęto w roku 1969, wejdzie do eksploatacji w roku 1975. Dotychczasowe koszty źródła francuskie określają na miliard franków.

● Wydane zostało zarządzenie zabraniające budowy zespołów mieszkalnych w strefach lotniczych portów francuskich, narażonych na silny hałas lotniczy. Na terenach, gdzie występuje hałas umiarkowany, możliwa będzie tylko budowa domków jednorodzinnych i to pod warunkiem wyposażenia ich w odpowiednie urządzenia uciszające.

● Premier Messmer oświadczył, że francuski przemysł lotniczy musi być utrzymany silny i zdolny do współzawodnictwa. Podając stanowisko rządu francuskiego, premier scharakteryzował

równocześnie kierunki rozwoju transportowych statków powietrznych: prędkość, duża ładowność, przystosowanie do lotów krótkich. Równocześnie stwierdził, że tym właśnie kierunkom rozwojowym odpowiadają samoloty francuskiej produkcji: Concorde, aerobus A-300B oraz Mercure i Mystere-30.

JAPONIA

- W Japonii działają 4 towarzystwa lotniczych przewoźców regularnych, 2 czarterowe oraz 42 przedsiębiorstwa usług lotniczych. Linie lotnicze regularne przewiozły w 1972 r. 21,1 mln pasażerów (o 23% więcej niż w 1971 r.).
- W wyniku dwóch katastrof w Japońskich Linjach Lotniczych wprowadzono w życie wiele decyzji mających na celu podniesienie bezpieczeństwa lotów, m. in. zwiększono wymagania dla kaptanów z 10 do 15 lat praktyki, wyposażono wszystkie samoloty w radiowysokościomierze i urządzenia alarmujące oraz podniesiono wymagania w zakresie obsługi samolotów.
- Japońskie Linie Lotnicze rozpoczęły w Paryżu budowę 30-piętrowego hotelu, w pobliżu wieży Eiffla.



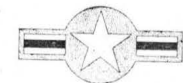
NRF

- W dniach 27.4.—5.5.1974 r. odbędzie się X Wystawa Lotnicza w Hanowerze. Dniem prasowym będzie 26.4., w którym popołudniu odbędzie się oficjalne otwarcie wystawy. Wystawa będzie się mieścić na lotnisku w Hanowerze.



SZWAJCARIA

- Szwajcarska wytwórnia Pilatus Flugzeugwerke A.G. sprzedała dotychczas 230 samolotów Pilatus Porter w wersjach tłokowej i turbinowej, w tym 75 sztuk budowane z licencji w USA przez firmę Fairchild Hiller. Wykonano liczne modyfikacje samolotu Turbo Porter obejmujące: filtr przeciwpłaskowy do pracy w okolicach pustynnych, zmniejszenie poziomu głośności oraz zainstalowanie automatycznego pilota. Doświadczenia uzyskane przy opryskach na samolocie Porter będą wykorzystane przy zwalczaniu pożarów lasów.
- W celu pomocy pasażerom mówiącym językiem mało znanym Linie Lotnicze Swissair rozdają w samolotach podręczniki zawierające w odczytych językach pasażerów niezbędne informacje oraz typowe rozmowy tłumaczone na język angielski, francuski lub niemiecki. Dotychczas wydano podręczniki w językach węgierskim, rumuńskim, polskim, słoweńskim i serbo-chorwackim.



USA

- Trwa koniunktura na sprzedaż samolotów lekkich w Stanach Zjednoczonych.
- Wartość całkowitej sprzedaży w I półroczu 1973 r. (wyprodukowano 6793 szt.) — 384,4 mln dol.
- Wartość całkowitej sprzedaży w I półroczu 1972 r. (wyprodukowano 5306 szt.) — 185,6 mln dol.
- Amerykańska firma King Radio Corp. opracowała nowy typ samolotowej stacji radiolokacyjnej do określania warunków atmosferycznych. Stacja o nazwie KWX-40 Silver Crown ma zasięg około 160 km i jest przeznaczona przede wszystkim do samolotów dwusilnikowych.



WŁOCHY

- **Agusta A-129** — to nazwa włoskiego śmigłowca wojskowego, który jest projektowany przy współpracy z NRF. Średnica wirnika nośnego — 11 m. Masa całkowita — 2600 kg. Prędkość maks. 300 km/h, pułap — 2500 m. Uzbrojenie: 1 karabin maszynowy 7,62 mm lub pociski sterowane.
- 31 października ub. r. otwarta została linia lotnicza Rzym—Tokio przez Syberię. Na tej trasie raz na tydzień latać będą samoloty radzieckie, włoskie i japońskie. Dotychczas komunikacja lotnicza na trasie Japonia—Europa odbywała się dłuższą, tzw. drogą wschodnią — przez kraje Bliskiego Wschodu.
- Do nowego programu zachodnioeuropejskiego badań kosmicznych przystąpiły Włochy, deklarując budowę satelity łącznościowego. Procentowo największy (62,5%) jest udział Francji, która przedstawia plan zupełnie nowej rakiety nośnej budowanej wspólnie z NRF.



ZSRR

- Na jesieni ub. r. odbył się w Baku XXIV Międzynarodowy Kongres Astronautyczny z udziałem blisko 2000 uczestników. Kongres zajmował się głównie sprawą wykorzystania badań kosmicznych oraz nowych osiągnięć w dziedzinie fizyki, konstrukcji, technologii itp. Obrady toczyły się również nad zagadnieniami bezpieczeństwa lotów kosmicznych. W kongresie wzięli udział uczeni polscy, przy czym prof. W. Fiszdon z Instytutu Podstawowych Problemów Techniki PAN został wybrany na wiceprezesa Międzynarodowej Federacji Astronautycznej.
- W ZSRR wystrzelono ostatnio 604 sputnik Kosmos. Warto przypomnieć, że pierwszego satelitę z tej serii umieszczono na orbicie ziemskiej w marcu 1962 r. Sputniki Kosmos to automatyczne laboratoria przeznaczone między innymi do badania jonosfery, promieniowania ziemskiego, składu i intensywności promieni kosmicznych, pola magnetycznego naszego globu, promieniowania Słońca i obserwacji zjawisk pogodowych.

Od 1965 r. W ZSRR wystrzelują się także stacje kosmiczne Proton i sputniki łączności Molnia-1 służące także potrzebom telewizji.

OGÓLNE

- Zachodnioeuropejski samolot pasażerski Airbus A-300 ma konkurentów. Najpoważniejszymi z nich są samoloty amerykańskie TriStar i nowa wersja — CF samolotu DC-10, który w zależności od klasy może zabierać od 175 do 323 pasażerów. Drugim konkurentem jest samolot 727-200, a trzecim — nowa wersja skróconego zasięgu samolotu Boeing 747. Super Airbus B.747 będzie mógł zabierać do 500 pasażerów. Tymczasem w Europie dwa prototypowe A-300B wylatały już ok. 1000 godzin i wielokrotnie automatycznie lądowały.
- Za dalszym pogłębieniem i usprawnieniem współpracy państw RWPG w dziedzinie lotnictwa cywilnego opowiedzieli się uczestnicy konferencji, która odbyła się w Krasnodorze. Uczestniczyli w niej delegacje Bułgarii, CSRS, Kuby, Polski, Węgier i ZSRR.
- Po raz pierwszy organ ICAO wciągnął do aktywnej współpracy przedstawicielstwa państw socjalistycznych. Mianowicie na regionalnej konferencji żeglugi powietrznej ICAO Europa-Morze Śródziemne powołana została grupa robocza ATMAG (Airspace and Traffic Management Group), której celem

jest opracowanie zasad koordynacji ruchu lotniczego na obszarze naszego kontynentu. W skład grupy wchodzi m. in. fachowcy z Czechosłowacji, ZSRR i Jugosławii.

- Kształcenie jest zasadniczym czynnikiem pomocy technicznej świadczonej przez ICAO. Stypendia udzielane za pośrednictwem ICAO przez fundusz pomocy ONZ osiągnęły 2 mln dolarów rocznie. Liczba stypendiów na szkolenie wzrosła w ciągu ostatnich 12 lat: z 12 do 468, a na doskonalenie zawodu z 32 do 144. ICAO zwraca szczególną uwagę na dokształcanie i podnoszenie kwalifikacji personelu z wykształceniem podstawowym.

- W ICAO podjęto uchwałę o zaniechaniu przez towarzystwa przewoźu lotniczego sporządzania imiennych list pasażerskich i przedkładania ich w portach lotniczych lądowania.

- WMO — czyli Światowa Organizacja Meteorologiczna — szczyt się już 100-letnim dorobkiem. Powstała ona w Wiedniu na kongresie meteorologów z 20 krajów, którzy obradowali nad usprawnieniem programowania pogody. Powołano do życia IMO czyli Międzynarodową Organizację Meteorologiczną, mającą na celu wymianę obserwacji pogody. W 1951 r. IMO przekształciła się w WMO, uzyskując status wyspecjalizowanej agencji ONZ, liczącej 134 członków. Dzięki temu system obejmujące całą niemal kulę ziemską. Z inicjatywy WMO utworzono sieć Światowej Obserwacji Pogody — WWW (World Weather Watch).

- W porcie lotniczym zachodniemieckim we Frankfurcie n/Menam pracuje 24 000 osób; w paryskim Orly — 26 000, zaś w londyńskim Heathrow — jest zatrudnionych 53 000 urzędników i robotników. Dodajmy, że porty Orly i Le Bourget obsługują w ub. roku więcej niż 16 mln pasażerów.

- 18 europejskich towarzystw przewoźu regularnych współpracujących dotychczas ze sobą w ramach europejskiego Biura Studiów Lotniczych EARB postanowiło utworzyć międzynarodowe zrzeszenie europejskich linii lotniczych — Airlines of Europe Association (AEA). Z siedzibą w Brukseli. Ma ono zastąpić EARB i spełniać podobną rolę, jak Air Transport Association grupujące towarzystwa przewoźu Stanów Zjednoczonych. Pierwszym przewodniczącym AEA został generalny dyrektor Lufthansy.

- 300-osobowy aerobus europejski A-300 zakończył swa miesięczną propagandową podróż po Ameryce Północnej i Południowej z niepomysłnymi prognozami handlowymi. Jak dotychczas, samolot ten, który w maju 1974 r. ma wejść na linie Londyn—Paryż, zamówiony został jedynie w 19 egzemplarzach przez europejskie towarzystwa lotnicze. Przypomnijmy, że aerobusy budowane są wspólnie przez przedsiębiorstwa we Francji, Hiszpanii, Holandii, NRF i w W. Brytanii.

- Warto przytoczyć ceny lekkich samolotów tłokowych znanych firm zagranicznych. Pilatus Porter (1 silnik 340 KM) — 70 000 dol.; NA-Rockwell Thrush-Commander (1 silnik 600 KM) — 42 650 dol.; Cessna Cardinal 1 silnik 180 KM) — 19 300 dol.; Cessna 182 P (1 silnik 230 KM) — 23 040 dol.; Cessna 180 Skywagon (1 silnik 300 KM) — 25 140 dol.

- Najdłuższa linia lotnicza na świecie (eksploatowana bez przerwania podróży) łączy Johannesburg z Londynem. Eksploatuje ją — na trasie 11 300 km — przedsiębiorstwo South African Airways.

- Zaobserwowano, że ptaki pod wpływem fal elektromagnetycznych o wielkiej częstotliwości (tzw. mikrofal) tracą orientację i zmieniają kierunek migracji. Spostrzeżenie to jest wykorzystywane do oczyszczania pasów lotnisk z ptaków.



LOT PROBLEMY

Sytuacja i przemiany transportu lotniczego na świecie w 1972 roku

Dr MAREK ŻYLICZ

W artykule przedstawiono ocenę i wnioski wynikające z analizy sytuacji i głównych przemian w transporcie lotniczym w roku 1972, które były przedmiotem obrad dorocznego Zgromadzenia Ogólnego Zrzeszenia Międzynarodowego Transportu Lotniczego IATA w Auckland w listopadzie 1973.

W artykule omówione są dwa problemy: sytuacja ekonomiczno-prawna oraz rynek i przewozy.

Informacje opracowane są na podstawie sprawozdań generalnego dyrektora IATA oraz poszczególnych komitetów tej organizacji, a także na podstawie dyskusji, uwzględniając przy tym nasze zainteresowania i punkt widzenia.

Doroczne Zgromadzenie Ogólne Zrzeszenia Międzynarodowego Transportu Lotniczego — IATA jest zazwyczaj okazją do generalnej analizy i podsumowania oceny aktualnej sytuacji i głównych przemian zachodzących w transporcie lotniczym. Taką właśnie analizę dało ostatnio zgromadzenie IATA w Auckland w listopadzie 1973. Na podstawie sprawozdań generalnego dyrektora IATA i poszczególnych komitetów tej organizacji, a także wypowiedzi w dyskusji na zgromadzeniu, można pokusić się o sformułowanie ocen i wniosków, oczywiście z naświetleniem uwzględniającym również nasze zainteresowania i punkt widzenia.

Całość problematyki można podzielić następująco: 1 — sytuacja ekonomiczno-prawna, 2 — rynek i przewozy, 3 — wyniki finansowe, 4 — problemy paliwowe, koszty eksploatacji i taryfy (przed kryzysem paliwowym), 5 — modernizacja taboru a problemy lotnisk i ochrony środowiska, 6 — podsumowanie i wnioski.

1. Sytuacja ekonomiczno-prawna

Nie bez istotnych przyczyn tegoroczną analizę sytuacji światowego transportu lotniczego rozpoczęto od przeglądu stanu i aktualnych zmian reglamentacji ekonomiczno-prawnej, stwarzającej ramy działalności przewoźników lotniczych. Reglamentacja ta realizować ma cele polityki transportu lotniczego ustalonej przez państwa, wpływając na kształtowanie się podaży i cen usług lotniczych oraz na sytuację ekonomiczną poszczególnych grup czy też indywidualnych przewoźników. I właśnie w dziedzinie norm prawnych dotyczących tych zagadnień, a ściślej mówiąc, przy ich konfrontacji ze zmieniającą się rzeczywistością, powstają poważne problemy, wymagające rozwiązania i częściowo już rozwiązywane.

Sytuację prawną światowego transportu lotniczego po II wojnie światowej charakteryzuje najogólniej mówiąc:

- brak ścisłej ekonomicznej reglamentacji opartej na umowie wielostronnej o zasięgu światowym, konwencja chicagowska bowiem z 1944 r. ustala jedynie podział służb powietrznych na regularne i nieregularne, utrzymując sprawę przywilejów służb regularnych w kompetencji bezpośrednio zainteresowanych państw i ustalając pewne ograniczone i niezbyt ściśle sformułowane przywileje dla przewoźników nieregularnych (np. czarterowych)

- unormowanie przywilejów służb regularnych w umowach dwustronnych (niekiedy też w jednostronnie udzielanych zezwoleniach), określających dozwolone trasy przewozu, oferowaną zdolność przewozową i różnego rodzaju warunki i ograniczenia eksploatacyjne

- powierzenie spraw taryf pasażerskich i towarowych służbom regularnym organizacji pozarządowej IATA, która to organizacja ustala zarówno minimalne stawki taryfowe, jak i maksymalny dozwolony zakres świadczeń przewoźników na rzecz klientów, a także na rzecz agentów pasażerskich i towarowych

- brak międzynarodowych wielostronnych aktów prawnych regulujących oferowanie i ceny czarterowych przewozów lotniczych, z wyjątkiem fragmentarycznych porozumień regionalnych, oraz z wyjątkiem uchwał IATA ograniczających swobodę zrzeszonych przewoźników w zakresie oferowania przewozów czarterowych po cenie niższej od poziomu taryf obowiązujących na liniach regularnych.

Luki w przepisach i umowach międzynarodowych wypełniane są częściowo przez akty prawa wewnętrznego. To ostatnie różni się znacznie w różnych państwach, na ogół jednak — przynajmniej w krajach o bardzo dużym rynku przewozów lotniczych, jak USA, Kanada czy W. Brytania — pozostawia więcej swobody w zakresie oferowania usług czarterowych aniżeli w zakresie eksploatacji linii regularnych. Zgodnie z przeważającą do niedawna praktyką, jeżeli nawet wymagało się uzyskiwania zezwoleń na przewozy czarterowe, to zazwyczaj dosyć liberalnie traktowano sprawę cen tych przewozów, pozostawiając je swobodniejszej grze praw podaży i popytu.

Sytuacja ta została wykorzystana przez przewoźników nieregularnych, których działalność rozwinęła się w ostatnich latach w niektórych regionach, w tym również na największym rynku światowym, tj. na Atlantyku Północnym, w stopniu zagrażającym poważnie istnieniu i rentowności linii regularnych. Warto dodać, że taki rozwój sytuacji był korzystny dla Stanów Zjednoczonych, które udzieliły wyraźne poparcia własnym przewoźnikom czarterowym, dysponującym niekiedy bardzo poważnym potencjałem przewozowym (zwiększonym dodatkowo w związku ze zmniejszeniem przewozów na zlecenie wojska), licząc na ograniczenie w ten sposób udziału przewoźników europejskich w przewozach atlantyckich. Ograniczenie takie byłoby znacznie trudniejsze w zakresie przewozów regularnych, a to w świetle umów

dwustronnych zawartych przez USA, zapewniających stronom w zasadzie jednakowe możliwości w tym zakresie. Stany Zjednoczone próbowały zresztą w ostatnich latach narzucić krajom europejskim oddzielne umowy o przewozach czarterowych, preferujące przewoźnika kraju, z którego pochodzą pasażerowie i ładunki. Próby te jednak nie powiodły się.

Już poprzednio, z uwagi na rozdrobnienie reglamentacji międzynarodowych regularnych przewozów lotniczych (ponad tysiąc umów dwustronnych), trudno było rozwijać sieć światowych przewozów lotniczych w sposób skoordynowany i zrationalizowany. Pod wpływem „dywersji”, z jaką spotkały się linie regularne od strony nieregulamentowanych przewozów czarterowych, sytuacja ekonomiczna transportu lotniczego pogorszyła się jeszcze i straciła wszelką stabilność. Zarysowało się nawet niebezpieczeństwo powstania chaosu.

W roku 1972, widząc niepożądany rozwój wydarzeń, rządy krajów zachodnio-europejskich reprezentowane na Europejskiej Konferencji Lotnictwa Cywilnego (ECAC), nie bez udziału IATA, zbadały gruntownie problem usług czarterowych w celu znalezienia racjonalnego rozwiązania. Stanowisko IATA było następujące: „Jeżeli publiczność nadal ma korzystać z dobrodziejstw komunikacji regularnej i jeżeli przewoźnicy regularni mają pozostać przy życiu, wykonawcy czarterów muszą, zwłaszcza przy oferowaniu przewozu publicznego, podlegać reglamentacji, tak jak przewoźnicy regularni. U podstaw takiego stanowiska leżała koncepcja traktowania całego rynku przewozów lotniczych jako jednego rynku bez sztucznego i nieścisłego podziału na rynek przewozów regularnych i rynek przewozów czarterowych. Z koncepcją jednego rynku zgodziły się w końcu nie tylko rządy europejskie, ale również rząd USA i Kanady, podejmując w konsekwencji kroki mające na celu kompleksowe uregulowanie zagadnienia.

Kierunki działania rządów nie zawsze jednak były zbieżne. Najpierw amerykański Urząd Lotnictwa Cywilnego (CAB) zakwestionował uchwałę nr 045 konferencji przewozowej IATA określającą warunki wykonywania usług czarterowych przez członków zrzeszenia i opierającą się na koncepcji wspólnego celu podróży (*affinity*). W ślad za tym poszło wprowadzenie przez niektóre rządy systemu czarterów na zasadzie wiążącego zamówienia (*advance commitment*), jak na przykład Travel Group Charters (TGC) w USA lub Advance Booking Charters (ABC) w niektórych krajach europejskich.

Następnym istotnym zdarzeniem było przyjęcie w Ottawie w październiku 1972 r. przez rządy USA, Kanady i krajów ECAC deklaracji zalecającej ogólne odstąpienie od koncepcji *affinity* jak w przypadku systemu *advanced booking*. Jednak deklaracja ottawska nie rozwiązała problemów cech usług czarterowych, inflacji usług czarterowych oraz niekontrolowanej działalności pośredników (*tour operators*).

Obok wspomnianych faktów wymienić należy ustawę Kongresu USA z listopada 1972 r. upoważniającą CAB do zawieszania stosowania taryf zarówno dla linii regularnych, jak i dla linii czarterowych. Ze swej strony amerykańscy przewoźnicy niezależni, zrzeszeni w National Air Carrier Association (NACA),

a także zainteresowani przewoźnicy IATA, uzyskali zgodę CAB na podjęcie negocjacji w celu ustalenia minimalnych stawek za usługi czarterowe. Na wspólnej konferencji w Brighton w lipcu 1973 nie osiągnięto wprawdzie porozumienia w tej sprawie, poczyniono jednak znaczne postępy na drodze do wyjaśnienia i uregulowania zarówno stawek, jak i ujednolicenia zakresu (jakości) usług czarterowych. Nie czekając na wyniki rokowań między przewoźnikami amerykańskimi, CAB wystąpił o przyznanie mu prawa ustalania stawek minimalnych, podobnie jak to się już realizuje w niektórych krajach europejskich.

Tak więc jesteśmy świadkami rozpoczynającego się zasadniczego przełomu w traktowaniu przewozów czarterowych, które zaczyna się już obecnie traktować i normować w sposób zbliżony do systemu przewozów regularnych. Przełom następuje przede wszystkim w odniesieniu do przewozów północnoatlantycznych, ale należy przewidywać, iż obejmie również inne regiony.

Znalezienie rozwiązań umożliwiających przejście z dotychczasowego stanu niestabilizacji i częściowego chaosu do stanu umożliwiającego racjonalizację i skoordynowany rozwój wszystkich służb lotniczych na ekonomicznie zdrowych zasadach leży nie tylko w interesie przewoźników regularnych, lecz również w interesie publicznym. Nienormowana konkurencja przewozów czarterowych umożliwia wprawdzie niekiedy obniżenie poziomu cen płaconych przez pasażerów w lotach czarterowych, wpływając też bezpośrednio na obniżkę taryf na liniach regularnych. Jednak w efekcie niekontrolowanego rozwoju przewozów czarterowych linie regularne, nie mogąc utrzymać właściwego zapewnienia, zaczęły w ostatnich latach przynosić straty, wymagające pokrycia z funduszy publicznych lub też działające hamująco na rozwój całej sieci połączeń regularnych, niemniej przecież potrzebnych niż usługi czarterowe. Można mieć nadzieję, że reglamentacja, mająca na celu nie tylko ustalenie racjonalnego poziomu taryf, lecz również skoordynowanie rozmiarów i kierunków oferowania zdolności przewozowej w lotach regularnych i czarterowych, przyczyni się do generalnej poprawy sytuacji transportu lotniczego i do lepszego wykorzystania nakładów czynionych przez poszczególne kraje na rozwój tego transportu.

Mając to wszystko na uwadze należy uznać za słuszną propozycję Komitetu Wykonawczego IATA przedstawione na ostatnim Dorocznym Zgromadzeniu Ogólnym, zmierzające do włączenia się tej organizacji do realizacji dokonujących się przemian, przy czym cele, jakie stawia sobie IATA w tym zakresie można określić następująco:

- a) uzyskanie ogólnej aprobaty rządów dla zasady, iż transport lotniczy powinien dawać możliwość zwrotu nakładów z racjonalną stopą zysku,
- b) ustalenie odpowiedniego poziomu minimalnych stawek za usługi czarterowe,
- c) objęcie systemem regulacji również pośredników uczestniczących w organizacji przewozów,
- d) osiągnięcie racjonalnego zharmonizowania oferowanej zdolności przewozowej z przewidywanym popytem.

W związku z przedstawionymi przemianami w „środowisku prawnym” (*regulatory environment*) transportu lotniczego przedyskutowane zostały na zgromadzeniu również propozycje Komitetu Wyko-

nawczego w sprawie dopuszczenia możliwości włączenia przewoźników nieregularnych do udziału w konferencjach przewozowych IATA, rozpatrujących zagadnienia czarterowe. Zagadnienie to wymaga jeszcze dalszych pogłębionych badań. Ważne jest jednak, ażeby również i w tej dziedzinie znalazła wyraz nowa koncepcja, polegająca na kompleksowym traktowaniu całego rynku i zmierzająca do racjonalizacji i koordynacji podaży usług transportu lotniczego dla optymalnego — pod względem ogólnospołecznym — wykorzystania przeznaczanych na ten cel zasobów.

2. Rynek i przewozy

Jest rzeczą stwierdzoną, że cywilny transport lotniczy rozwija się tym lepiej, im lepsza i bardziej stabilna jest sytuacja gospodarcza krajów obsługiwa-

nych przez ten transport. Międzynarodowy transport lotniczy rozwija się też w ścisłym powiązaniu z rozwojem ogólnych obrotów międzynarodowych — wymiany handlowej, turystycznej itd. Z drugiej jednak strony usługi oferowane przez transport lotniczy należy uważać za jeden z ważnych czynników stymulujących rozwój gospodarczy, a szczególnie rozwój obrotów międzynarodowych. Oddziaływanie jest więc dwukierunkowe.

Pod względem ogólnej sytuacji gospodarczej i handlowej rok 1972 ocenia się jako pomyślny. Dotyczy to w każdym razie krajów stanowiących ogromną większość rynku światowych przewozów lotniczych. Tak np. w krajach należących do Organizacji Współpracy Gospodarczej i Rozwoju (OECD) i reprezentujących około 2/3 tego rynku w 1972 r., dochód narodowy brutto wzrósł o 5,8%, wobec jedynie 3,4% wzrostu osiągniętego w roku poprzednim. Równocześnie odnotowuje się nowe ożywienie światowych

Tablica 1. Przyrosty roczne regularnych przewozów lotniczych ICAO (procent)

	Przewozy ogółem				Przewozy międzynarodowe				Przewozy krajowe			
	średnia		1971	1972	średnia		1972	1971	średnia		1971	1972
	10 lat	5 lat			10 lat	5 lat			10 lat	5 lat		
Pasażerowie	11,6	9,1	5,8	9,8	11,9	11,0	8,2	8,9	11,5	8,6	5,0	10,0
Praca przewozowa ogółem	13,7	10,7	6,0	13,2	15,7	14,7	6,6	16,4	13,1	9,7	5,3	10,3
w tym:												
pasażerowie	13,5	11,1	6,3	13,6	14,6	14,0	6,9	17,6	12,7	9,2	5,4	11,0
towary	16,9	15,1	9,9	14,9	19,8	18,9	11,8	17,4	13,4	10,1	7,0	11,0
poczta	11,6	5,1	7,0	5,2	10,3	3,9	-18,1	-7,6	12,8	6,1	4,6	-2,9
Oferowana zdolność przewozowa	14,8	12,9	9,2	7,4	15,8	15,0	11,9	11,9	14,0	11,2	7,4	3,9

Tablica 2. Przewozy przedsiębiorstw należących do IATA w 1972 r.

	Ogółem	Międzynarodowe	Wewnętrzne	Przyrost do 1971 r. [%]		
				ogółem	międz.	wewn.
Ogółem loty regularne:						
Przeleciane kilometry [mln]	6 049	2 417	3 632	+3,1	+3,4	+2,9
Odloty statków powietrznych [tys.]	6 547	1 571	4 976	+6,6	+4,9	+7,2
Godziny lotu [tys.]	10 267	3 676	6 591	+4,1	+3,3	+4,5
Pasażerowie [tys.]	285 323	76 053	209 270	+13,0	+10,4	+14,0
Towary [tys. T]	4 736	2 102	2 634	+19,9	+33,9	+10,7
Pasażerokilometry wykonane [mln]	413 051	189 756	223 295	+15,8	+20,5	+12,1
Pasażerokilometry oferowane [mln]	763 652	352 477	411 175	+8,2	+12,2	+5,1
Tonokilometry wykonane ogółem [mln]	51 568	26 068	25 500	+14,7	+18,5	+11,1
pasażerowie i bagaż	37 212	17 193	20 019	+15,8	+20,6	+12,0
towary	12 091	7 770	4 321	+16,0	+18,7	+11,5
poczta	2 265	1 105	1 160	-5,3	-8,1	-2,6
Tonokilometry oferowane [mln]	106 649	51 205	55 444	+8,3	+12,3	+4,9
Loty regularne towarowe: (ujęte wyżej)						
Tonokilometry wykonane ogółem [mln]	5 831	3 479	2 352	+9,1	+12,5	+4,4
towary	5 212	3 126	2 086	+13,1	+18,6	+5,7
poczta	619	353	266	-16,0	-22,8	-4,7
Tonokilometry oferowane [mln]	10 613	6 088	4 524	+2,6	+7,3	-3,2
Loty handlowe nieregularne:						
Przeleciane kilometry [tys.]	300	230	70	+1,0	-1,3	+9,4
Odloty statków powietrznych [tys.]	162	87	75	-0,6	+2,4	-3,8
Godziny lotów [tys.]	468	229	139	+0,6	-0,3	+3,7
Pasażerokilometry wyk. [mln.]	27 386	22 801	5 305	+5,1	-0,8	+24,4
Tonokilometry wyk. [mln]	3 652	3 002	650	+1,5	-2,9	+28,5
Tonokilometry oferowane [mln]	5 835	4 755	1 080	+6,7	+3,6	+22,7
Loty niehandlowe [tys. godzin]	265	73	192	-15,3	-14,1	-16,2

Tablica 3. Struktura i dynamika regularnych międzynarodowych przewozów lotniczych IATA w 1972 r. wg kierunków i regionów

Kierunki lub regiony	Praca przewozowa ogółem [tys. tkm]	Wzrost w stos. do 1971 r. [%]	Udział w przewozach IATA [%]
Ameryka Płn. — Ameryka Płd.	1 135 387	28,3	4,4
Ameryka Płn. — Ameryka Centr.	1 240 852	32,0	4,8
Atlantyk Płn.	8 158 921	20,7	31,3
Atlantyk Środ.	624 976	37,3	2,4
Atlantyk Płd.	712 480	8,8	2,7
Europa — Afryka Płn.	405 897	9,6	1,6
Europa — Afryka Płd.	1 118 767	4,2	4,3
Europa — Bl. Wschód	798 132	21,3	3,1
Europa — Dal. Wschód i Australia	3 017 486	31,1	11,6
Pacyfik Płn. i Środ.	2 797 228	17,3	10,7
Pacyfik Płd.	554 961	14,6	2,1
Region Ameryki Płn.	286 719	-5,5	1,1
Region Ameryki Centr.	35 644	12,1	0,1
Region Ameryki Płd.	82 735	11,4	0,3
Region Europy	2 772 653	9,7	10,6
Region Afryki	96 568	67,3	0,4
Region Bl. Wschodu	113 710	71,9	0,4
Region Dal. Wschodu i Australii	826 785	26,9	3,2
Inne kierunki i regiony	146 526	-27,1	0,6
Niezidentyfikowane	1 141 554	-3,4	4,4
Ogółem IATA	26 068 000	18,5	100,0

z USA do krajów zamorskich korzystało z samolotów. Podobnie zresztą przedstawia się sprawa na wielu innych rynkach. Warto przy tym podkreślić, że ostatnio europejski rynek turystyki wyjazdowej wykazywać zaczął większą dynamikę niż północno-amerykański, co przejawiało się również w strukturze ruchu nad Atlantykiem Północnym. Są to wyniki zmian w sile nabywczej walut zainteresowanych krajów.

Obok tych tendencji sprzyjających rozwojowi rynku przewozów lotniczych należy jednak wspomnieć o co najmniej dwóch czynnikach zakłócających ten rozwój i uniemożliwiających osiągnięcie pożądanej stabilizacji ekonomicznej przedsiębiorstw lotniczych. Przede wszystkim chodzi o postępującą w większości krajów inflację i jej wpływ na wzrost kosztów własnych tych przedsiębiorstw; korekty tarif okazały się niewystarczające do przywrócenia rozsądnego poziomu rentowności przewozów. Drugim z tych czynników oddziaływających ujemnie na transport lotniczy jest niestabilizowana sytuacja walutowa. Skutki zmiany parytetu głównych walut światowych tylko w części mogą być i są kompensowane w drodze korekty tarif. Zakłócenia wynikające z nowej sytuacji na rynku paliw lotniczych wymagają oddzielnego omówienia.

Pomimo wspomnianych problemów i zakłóceń, przewozy lotnicze — dzięki ogólnie korzystnym tendencjom rynkowym — wykazują w 1972 r. ponowny wzrost dynamiki (tablica 1). Jest ona w przewozach regularnych na ogół — z wyjątkiem przewozów

Tablica 4. Wykorzystanie ciężaru handlowego i miejsc pasażerskich na liniach regularnych IATA w 1972 r. [%]

Kierunki i regiony	Wykorzystanie		Zmiana wzgl. 1971 r.	
	ciężaru handlowego	miejsc pasażerskich	wykorzystanie ciężaru handlowego	wykorzystanie miejsc pasażerskich
Linie międzynarodowe	50,9	53,8	+2,7	+3,7
Ameryka Płn. — Ameryka Płd.	54,5	55,0	—	—
Ameryka Płn. — Ameryka Centr.	44,5	54,6	—	—
Atlantyk Płn.	52,9	57,9	—	—
Atlantyk Płd.	51,8	49,1	—	—
Europa — Afryka Płd.	48,2	48,3	—	—
Europa — Bl. Wschód	47,0	48,0	—	—
Europa — Daleki Wschód i Australia	55,4	54,4	—	—
Pacyfik Północny i Środkowy	49,0	49,0	—	—
Region Europy	50,2	54,1	—	—
Region Dalekiego Wschodu i Australii	49,8	53,1	—	—
Inne kierunki i regiony	48,5	51,5	—	—
Linie wewnętrzne	46,0	54,3	+2,6	+3,5
Ogółem linie regularne	48,4	54,1	+2,7	+3,6

obrotów handlowych, które w 1972 r. wzrosły o około 8% w stałych cenach dolarowych.

Szczególnie istotne jest powiązanie transportu lotniczego — nadal jeszcze głównie osobowego — ze wzrostem turystyki światowej. Liczba turystów w ruchu międzynarodowym w 1972 r. wzrosła o 9%, tj. do blisko 200 milionów, a jeszcze szybciej bo aż 16% wzrosły wpływy z turystyki międzynarodowej, które w tym roku wyniosły 24,2 mld dolarów.

Zwraca się uwagę na to, że pomimo coraz większej ilości czasu, jakim dysponują turyści, wykorzystanie samolotów przez nich jest stale bardzo znaczne. Przeciętny turysta chce podróżować coraz dalej i nie chce poświęcać zbyt dużo czasu na sam przejazd. Dlatego blisko 99% turystów udających się

pocztowych — wyższa zarówno od osiągniętej w roku 1971, jak i od średniej z ostatnich 5 lat, chociaż nie osiągnęła jeszcze średniej dynamiki ostatniego 10-lecia. Wzrost przewozów międzynarodowych jest przy tym na ogół nadal większy na trasach międzynarodowych, aniżeli na trasach krajowych.

W całości światowych regularnych przewozów lotniczych państw członków Organizacji Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego — ICAO przewoźnicy IATA utrzymują bardzo wysoki udział, wynoszący około 90% przy nadal nieco większej dynamice wzrostu.

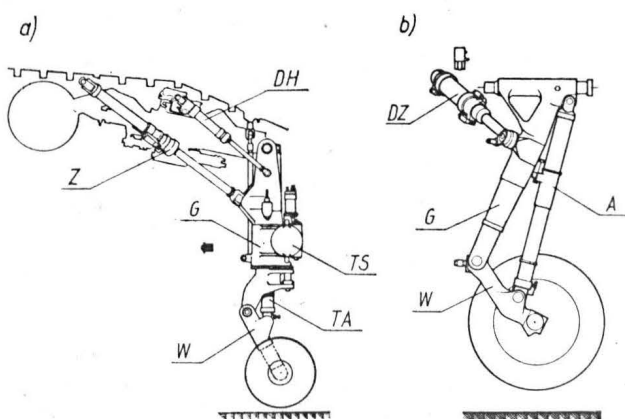
Dokończenie na str. 40

Współczesne podwozia lotnicze

W nowoczesnych samolotach konieczne jest stosowanie podwozi o mocnej i trwałej konstrukcji. W artykule przedstawiamy różne nowe rozwiązania konstrukcyjne podwozi, podzielone według typów samolotów, w których są stosowane.

Pierwsza grupa obejmuje podwozia odrzutowych samolotów dyspozycyjnych Falcon 20 i Falcon 30 (rys. 1 i 2). Spełniają one wymagania nowoczesnego samolotu pasażerskiego. Mają bardzo mocną i trwałą konstrukcję i mimo konieczności chowania ich na małej powierzchni, są łatwe w obsłudze i niezawodne w działaniu.

Podwozie samolotu Falcon 20 jest podwoziem wielośladowym z przednim punktem podparcia. Przy projektowaniu przyjęto okres użytkowania równy trwałości samolotu, zakładając równocześnie minimalizację czasu przeznaczanego na obsługę techniczną. Otwieranie i blokowanie w położeniu otwartym odbywa się pod działaniem ciężaru nogi wspomaganym przez urządzenie hydrauliczne, co zwiększa bezpieczeństwo lądowania. Podwozie główne składa się z nogi oraz wahacza zaopatrzonego w zewnętrzny amortyzator. Na wahacz montowane są podwójne koła zaopatrzone w hydrauliczne hamulce tarczowe i dwa



1. Podwozie samolotu Falcon 20

Legenda (dotyczy wszystkich rysunków)

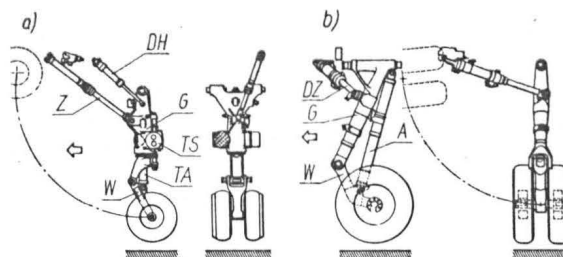
- ← — kierunek lotu
- Z — zastrzał
- A — amortyzator
- G — goleń
- W — wahacz
- DH — dźwignik hydrauliczny
- DZ — dźwignik-zastrzał
- TS — tłumik drgań shimmy
- TA — trzon amortyzatora
- N — nożyce
- T — tłumik

czujniki urządzenia antypoślizgowego. Podwozie chowa się w kierunku do kadłuba za pomocą dźwignika — zastrzału. W położeniu schowanym jest utrzymywane przez samoblokujący się mechanizm związany z konstrukcją płatowca, natomiast w położeniu otwartym przez urządzenie zapadkowe umieszczone w dźwigniku. Podwozie przednie składa się z tulei ze stopu lekkiego wykonanej jako jedna całość z amortyzatorem oraz wahacza z podwójnymi kołami. Hydromechaniczny system sterowania umożliwia obrót kół o 50° w każdą stronę; wyposażony jest w tłumiki drgań kół (*shimmy*). Mechanizm sterowania może być w odpowiednim momencie odłączany. Podwozie przednie chowa się w kierunku do przodu za pomocą dźwignika. Usztywnienie w położeniu wypuszczonym zapewnia teleskopowo rozsuwany pręt zaopatrzonego w zapadkowy mechanizm blokujący. W położeniu schowanym utrzymuje się za pomocą samoblokującego mechanizmu połączonego ze strukturą płatowca.

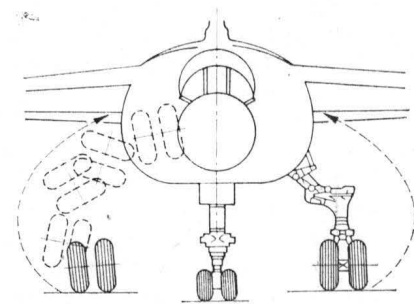
Podwozie samolotu Falcon 30 jest rozwinięciem podwozia zastosowanego w samolocie Falcon 20. Zawiera w sobie długotrwałe doświadczenia dotyczące bezpieczeństwa, trwałości konstrukcji i łatwości eksploatacji. Ważniejsze zmiany — to wprowadzenie w podwoziu przednim niezależnego amortyzatora umieszczonego wewnątrz nogi oraz elektrohydraulicznego mechanizmu sterowania. Zasadnicza struktura konstrukcji pozostała bez zmian.

Druga grupa obejmuje podwozia samolotów wojskowych: jednomiejscowego myśliwca Mirage F-1, francusko-brytyjskiego samolotu bojowego Jaguar oraz samolotu treningowego i szturmowego Alpha-Jet. Oprócz ogólnych wymagań stawianych podwoziom muszą one spełniać dodatkowe warunki wynikające z założeń projektowych samolotów, w których są stosowane. Warunki te są następujące:

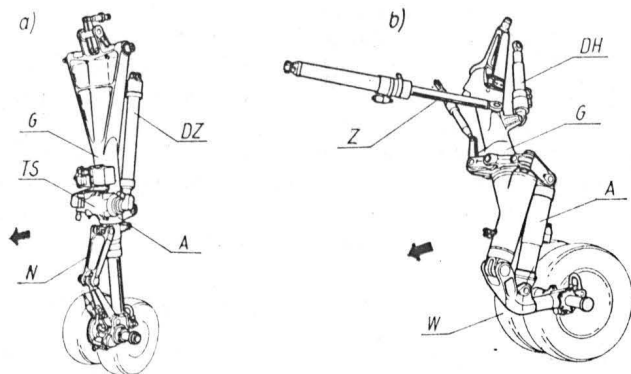
— wszystkie punkty zamocowania umieszczone na kadłubie,



2. Podwozie samolotu Falcon 30



3. Geometria chowania podwozia głównego samolotu Mirage F1



4. Podwozie samolotu Mirage F1

- rozstaw kół wystarczający do zapewniania dobrej stateczności podczas jazdy po lotnisku,
- możliwość przenoszenia obszernych ładunków pod kadłubem,
- minimalna przestrzeń potrzebna do schowania podwozia,
- możliwość korzystania z trawiastych dróg startowych.

Spełnienie tych wymagań osiągnięto różnymi sposobami. Najbardziej interesujące są rozwiązania podwozi głównych.

Podwozie samolotu Mirage F-1 jest typu wahaczowego. Ma bliźniacze koła odkute ze stopu aluminium, zaopatrzone w hydrauliczne hamulce tarczowe ze stalowymi tarczami i nakładkami ze spieków. Wahacz i niezależny amortyzator zawieszony są przegubowo na obracającej się rurze w dolnej części goleni. W czasie chowania i wypuszczania podwozia prowadnica przymocowana do kadłuba powoduje wahadłowy ruch rury wraz z wahaczem i kołami. Umożliwia to uzyskanie takiej geometrii chowania i wypuszczania, że tor kół nie przecina przestrzeni pod kadłubem, a koła mieszczą się bardzo blisko zewnętrznego obrysu kadłuba. Chowanie i wypuszczanie odbywa się za pomocą dźwignika. W położeniu wypuszczonym goleni usztywniona jest przez teleskopowy pręt zaopatrzonej w blokadę. Mechanizm blokady uniemożliwia również ruch wahadłowy rury obrotowej. Geometrię chowania obrazuje rysunek 3. Podwozie przednie ma bliźniacze koła zaklinowane na obracającej się osi. Oś kół zamocowana jest bezpośrednio do amortyzatora. W czasie chowania mechanizm dźwigniowy przesuwa koniec amortyzatora do górnej części podwozia, co umożliwi zmniejszenie przestrzeni zajmowanej przez podwozie w położeniu schowanym. Kołem przednim steruje się za pomocą

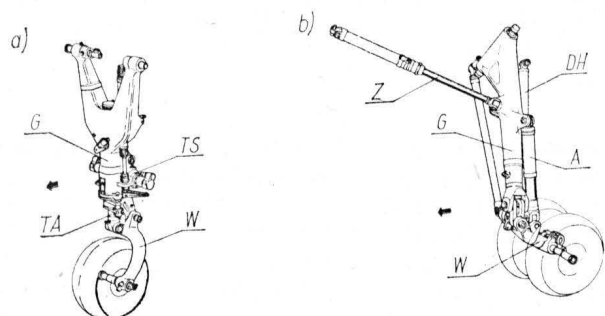
Dane techniczne	Falcon 20	Falcon 30
Ciężar samolotu: maks. startowy [kg]	13 000	14 000
do lądowania [kg]	8900 (typowy)	13 600 (maks.)
Prędkość minimalna [km/h]	152	
Podwozie główne: ciężar (bez kół i hamulców) [kg]	88,5 × 2	
Skok amortyzatora (od środka koła) [mm]	365	420
Ogumienie	26 × 6,6—14	29 × 7,7
Podwozie przednie		
Ciężar (bez kół) [kg]	74	
Skok amortyzatora (od środka koła) [mm]	230	340
Ogumienie	14,5 × 5,5—6	7,25 × 6
Kąt skrętu koła przedniego:		
podczas sterowania	± 50°	± 50°
podczas holowania (wysprężony tłumik drgań shimmy)		± 360°
Rozstaw osi (baza) [mm]		7165
Rozstaw kół [mm]		3400
Procentowy ciężar podwozia z kołami i hamulcami w stosunku do ciężaru startowego		~3,5%

dźwignika hydraulicznego, służącego także jako tłumik drgań shimmy.

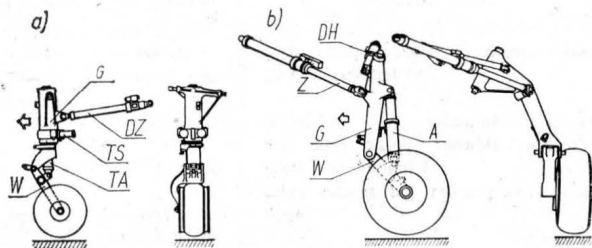
Podwozie samolotu Jaguar ma stosunkowo prostą konstrukcję wykonaną ze stopu lekkiego o wysokiej wytrzymałości, zapewniającą łatwą obsługę, mały ciężar oraz dużą niezawodność działania.

Podwozie przednie typu wahaczowego, chowane do tyłu, ma pojedyncze koło zamontowane na końcu półwidelca. Półwidelce łączy się z amortyzatorem. Dźwignik podwozia usztywnia je także w położeniu wypuszczonym. Blokowanie dźwignika — mechaniczne przez blokadę pierścieniową, odblokowywanie hydrauliczne. Kołem przednim steruje się za pomocą serwomechanizmu składającego się z dźwignika napędzającego zębatkę i z zaworu uruchamianego mechanicznie. Po odłączeniu urządzenia sterowniczego dźwignik działa jako tłumik drgań shimmy oraz utrzymuje koło w neutralnym położeniu.

Podwozie główne typu wahaczowego ma koła podwójne. Wahacz, do którego przymocowany jest niezależny amortyzator, obraca się względem goleni na przegubie Cardana. Zespół wahacza i przegubu w czasie chowania i wypuszczania podwozia jest prowadzony przez pręt łączący go ze strukturą płatowca, w sposób powodujący ruch względny między golenią a wahaczem. Umożliwia to umieszczenie koła wewnątrz kadłuba w położeniu poziomym. Chowanie i wypuszczanie podwozia — za pomocą dźwignika. Usztywnienie w położeniu wypuszczonym — prętem teleskopowym zaopatrzonej w blokadę.



5. Podwozie samolotu Jaguar



6. Podwozie samolotu Alpha-Jet

Tablica 2

Dane techniczne	Mirage F1	Jaguar	Alpha-Jet
Ciężar samolotu:			
maks. startowy [kG]	14 900	14 500	6000
do lądowania [kG]	—	8450	—
Prędkość lądowania [km/h]	225	213	175
Ciężar kompletnego podwozia w stosunku do ciężaru startowego	3,5%	4%	3,6%
Rozstaw kół [m]	2,48	2,40	2,7
Rozstaw osi (baza) [m]			4,7
Kąt skrętu przedniego koła	$\pm 45^\circ$	$\pm 55^\circ$	$\pm 50^\circ$
Opony: koło przednie	14,1 × 5,3—6	550 × 250—6	380 × 150—4
koła główne	24 × 6,00—	615 × 225—	615 × 225—
	13	10	10

Grzbietopłat treningowy i szturmowy Alpha-Jet ma podwozie trójkołowe z kołem przednim. Zastosowanie niskociśnieniowych opon umożliwia korzystanie z trawiastych dróg startowych.

Podwozie przednie, typu wahaczowego, ma pojedyncze koło osadzone na półwidelcu, którego wychylenia ograniczone są przez niezależny amortyzator umieszczony w dolnej, skręcającej wraz z kołem części podwozia. Koło przednie jest sterowane przez układ elektrohydrauliczny. Para kół zębatych napędzanych przez dwa dźwigniki hydrauliczne zamienia ruch posuwisty tych ostatnich na ruch obrotowy. Zespół ten pełni równocześnie funkcję tłumika drgań shimmy. Koło w końcowej fazie wypuszczania podwozia zajmuje położenie neutralne wskutek oddziaływania amortyzatora. Po otwarciu goleń jest usztywniona dźwignikiem-zastrzałem (w konfiguracji schowanej) i zablokowana zapadką. Podwozie chowa się do przodu dzięki wydłużaniu się dźwignika-zastrzała.

Podwozie główne, również typu wahaczowego, zawiera pojedyncze koła wyposażone w hamulce tarczowe. Na ruchy wahacza oddziałuje niezależny amortyzator zawieszony przegubowo na gołeni. W położeniu wypuszczonym podwozie usztywnione jest przez pręt teleskopowy z blokowaniem zapadkowym. Chowanie w kierunku do przodu pod działaniem dźwignika.

Następna grupa obejmuje podwozia wózkowe. Omówione zostaną konstrukcje zastosowane w samolotach: Mirage IV, Concorde, Airbus A300 B2.

Podwozie samolotu Mirage IV jest wielosiadłowe z przednim punktem podparcia. Geometria podwozia głównego umożliwia umieszczenie go w cienkim skrzydle samolotu zaprojektowanego na prędkość $Ma = 2$. Jest ono typu bezpośredniego; każda goleń

zawiera amortyzator olejowo-powietrzny, usztywnienie automatycznie blokujące się w położeniu wypuszczonym oraz wózek z czterema wzajemnie zamienialnymi kołami z ogumieniem bezdętkowym. Hamulce tarczowe wyposażone w urządzenia automatycznie kompensujące zużycie. Hamowaniem steruje układ regulacyjny ministop. Podczas chowania dźwignik hydrauliczny w ten sposób ustawia amortyzator, że wózek z kołami chowa się w kadłubie, a reszta podwozia całkowicie zamyka się w skrzydle.

Podwozie przednie jest również typu bezpośredniego, ma amortyzator olejowo-powietrzny i bliźniacze koła ze stopu lekkiego z oponami bezdętkowymi. W położeniu wypuszczonym zostaje w sposób automatyczny usztywnione i zablokowane. Odblokowywanie hydrauliczne. Kołem przednim można sterować w granicach $\pm 45^\circ$ za pomocą urządzenia hydrauliczno-mechanicznego, będącego równocześnie tłumikiem drgań shimmy. Podwozie chowa się do tyłu.

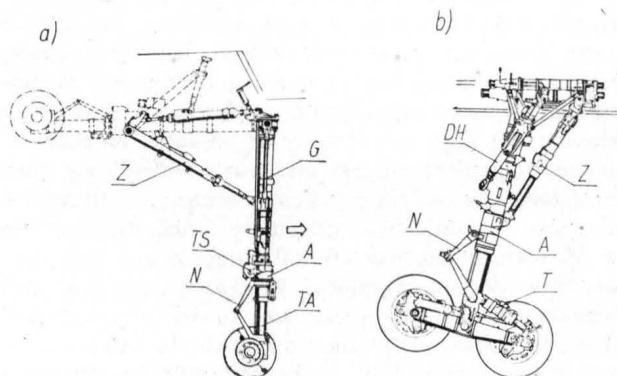
Podwozie Concorde'a musi podołać trudnym warunkom pracy samolotów naddźwiękowych i wymaganiom bezpieczeństwa samolotów pasażerskich. Wymiary samolotu i projekt aerodynamiczny wymagały uzyskania:

- dużych wymiarów podwozia przedniego i głównego, ograniczonych jednak będącą do dyspozycji powierzchnią na pomieszczenie go w położeniu schowanym,

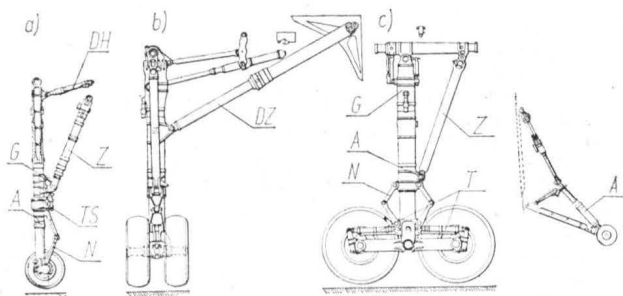
- tylnego podwozia chroniącego stożek ogonowy podczas lądowania na dużym kącie natarcia,

- możliwości pracy w dużym zakresie temperatur (od -40° do $+120^\circ\text{C}$).

Podwozie przednie składa się z gołeni typu bezpośredniego z wbudowanym amortyzatorem olejowo-powietrzny oraz bezdętkowych kół zaklinowanych na ruchomej osi. Sterowanie kołami odbywa się układem elektrohydraulicznym służącym także jako tłumik drgań shimmy. Składa się on z dźwignika hydraulicznego dwustronnego działania i członu sterującego wykorzystującego sygnały przekazywane z kabiny załogi. Ruch posuwisty dźwignika jest przetwarzany na ruch obrotowy przez sektor zębaty wraz z kołem zębatym. Podczas chowania i wypuszczania, goleń porusza się pod działaniem dwóch dźwigników pracujących równolegle. W konfiguracji wypuszczonej usztywnienie zapewnia pręt teleskopowy blokowany mechanizmem zapadkowym. Odblokowanie sterowane jest hydraulicznie. W końcowej fazie wypuszczania podwozia urządzenie mechaniczne ustawia koła w położeniu neutralnym. W położeniu schowanym podwozie zabezpieczone jest przez urządzenie mechaniczne zwalniane hydraulicznie.



7. Podwozie samolotu Mirage IV



8. Podwozie samolotu Concorde

Wózkowe podwozie główne jest typu bezpośredniego. Główne elementy podwozia to:

— poprzeczna belka zamocowana do konstrukcji płatowca,

— goleń połączona z belką poprzeczną, z wbudowanym jednokomorowym amortyzatorem,

— zastrzał usztywniający podłużnie zespół goleni i belki poprzecznej.

Rama wózka jest podwieszona do dolnej części amortyzatora. Na jej końcach znajdują się osie podwójnych kół. Każde koło wyposażone jest w hamulec, którego działanie reguluje układ sterujący hamulcami SPAD. Dwa tłumiki wahań dwustronnego działania zapewniają prostopadłość ramy wózka do goleni podczas chowania podwozia. Tłumią one także uderzenia spowodowane przez nierówności gruntu. W położeniu wypuszczonym podwozie jest usztywnione poprzecznie przez teleskopowy pręt wyposażony w mechanizm blokujący. W położeniu schowanym, zespół blokujący zabezpiecza podwozie przed samoczynnym otwarciem. Podczas chowania układ dźwigniowy umożliwia uzyskanie względnego skrócenia podwozia o 508 mm w stosunku do położenia otwartego. W pierwszej fazie chowania pomocniczy dźwignik wywołuje wstępny moment, pomagający w przeprowadzeniu operacji skrócenia. Podwozie tylne składa się z wahacza, dwóch kół i amortyzatora olejowo-powietrznego. Chowanie, wypuszczanie oraz usztywnianie układu odbywa się pod działaniem pręta połączonego z dźwignikiem. Dźwignik wyposażony jest w dwa zapadkowe mechanizmy blokujące, działające w położeniu otwartym i zamkniętym. Zwolnienie blokady jest hydrauliczne.

A300 B2 Airbus jest pierwszym, zbudowanym przy współpracy europejskiej, komunikacyjnym samolotem średniego zasięgu o dużej pojemności. Zaopatrzone jest w dwa silniki dwuprzepływowe o dużej średnicy, zawieszane w gondolach pod skrzydłem. Układ ten wymaga zastosowania podwozia o dużych rozmiarach.

Podwozie przednie ma amortyzator wewnątrz goleni i jest wyposażone w dwa koła. Chowanie do przodu jest wymuszane przez dźwignik hydrauliczny z tłumikiem tłokowym. Usztywnienie w położeniu wypuszczonym osiągnięto przez zastosowanie teleskopowego pręta z zapadkowym mechanizmem blokującym. Odblokowanie odbywa się hydraulicznie. W przypadku uszkodzenia układu hydraulicznego, wypuszczanie i blokada podwozia odbywa się pod ciężarem goleni w połączeniu z siłami aerodynamicznymi. Skręcanie kół jest zapewnione przez automatyczny

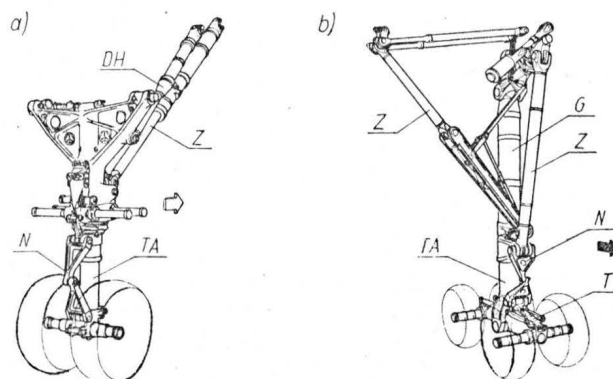
Tablica 3

Dane techniczne	Mirage IV	Concorde	A300 B2
Ciężar samolotu:			
maks. startowy [kG]	31 600	174 640	137 000
maks. do lądowania [kG]		108 860	127 500
Prędkość minimalna [km/h]		234	237
Rozstaw osi (baza) [m]		18,035	18,6
Rozstaw kół [m]		7,707	9,60
Ciężar podwozia w stosunku do ciężaru startowego		2,58%	3%
Wysokość podwozia:			
głównego [mm]		4164	3860
przedniego [mm]		3730	2170
Kąt skrętu przedniego koła	±45°	±60°	±65°
Opony:			
koło przednie	18 × 5,5—12	31 × 10,75—14	40 × 14—16
koło główne	640 × 170—14	47 × 15,75—22	46 × 16—20
koło tylne		13 × 4,72—4,5	

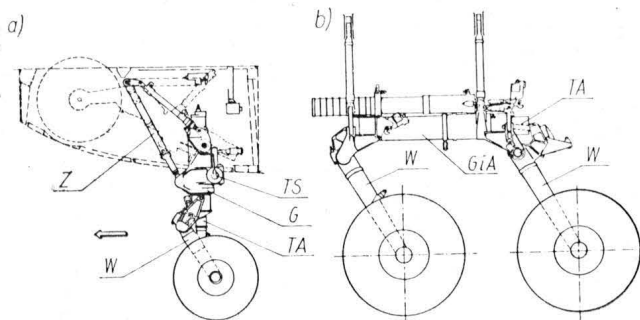
ny układ regulacji z serwomechanizmem, który steruje równocześnie dwoma niezależnymi układami hydraulicznymi. Zawiera on:

— dwa niezależne dźwigniki hydrauliczne sterujące skrętem podwozia za pośrednictwem kół zębatych, — mechanicznie sterowany, zdwojony rozdzielacz.

Ustawienie koła w neutralnym położeniu (przed schowaniem) odbywa się mechanicznie. Gdy układ sterowania jest wyłączony, dźwignik działa jako tłumik drgań shimmy. Holowanie można przeprowadzać za przód lub tył podwozia, koła mogą być wówczas skręcane o 100° w każdym kierunku, bez konieczności rozłączania nożyc na amortyzatorze. Podwozie główne ma amortyzator wewnątrz goleni. Dolna część jego jest wyposażona w zespół wózka. Rama wózka, mająca na swych końcach dwa zespoły bliźniaczych kół, jest zawieszona przegubowo w dolnej części trzonu amortyzatora. Właściwe położenie przyjmuje pod działaniem dwóch tłumików wahań. Wypuszczanie i chowanie podwozia odbywa się w płaszczyźnie bocznej, wskutek działania dźwignika hydraulicznego, wyposażonego w tłokowy tłumik wewnętrzny działający pod koniec przemieszczania. Usztywnienie składanego zastrzału w położeniu wypuszczonym uzyskano za pomocą cięgiła rozporowego. To ostatnie jest zabezpieczone w swoim położeniu pod działaniem dźwignika hydraulicznego oraz dwóch rozciąganych sprężyn. Sprężyny te mogą samodzielnie utrzymać cięgiło rozporowe w położeniu



9. Podwozie samolotu Airbus A300 B2



10. Podwozie samolotu Breguet 941

wyprostowanym oraz wypuszczać podwozie bez wspomagania ciśnieniem hydraulicznym.

Kolejna grupa obejmuje podwozia samolotów transportowych krótkiego startu i lądowania. Muszą one zapewnić łatwy start i lądowanie na niezbyt dokładnie przygotowanym terenie, stateczną jazdę po nierównościach oraz łatwość załadunku.

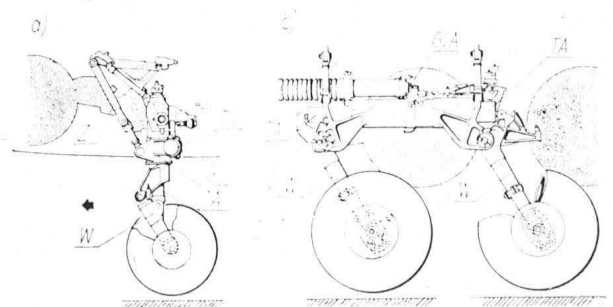
Podwozie samolotu Breguet 941 (rys. 10) jest podwoziem chowanym, wielośladowym z przednim punktem podparcia. Próby prototypu, przeprowadzone w trudnych warunkach eksploatacyjnych, potwierdziły dobre własności tego podwozia. Zastosowano w nim konstrukcję typu „dżokej”, to znaczy taką, że każdy z dwóch zespołów podwozia głównego zaopatrzonego w koła w układzie tandem jest chowany do komory umieszczonej na kadłubie. Maksymalne pole przekroju poprzecznego komory nie przekracza pola przekroju koła. Ciężar zespołów podwozia został znacznie zmniejszony dzięki zastosowaniu lekkich materiałów, w szczególności tytanu. Umieszczenie wszystkich kół na wahaczu ustawionych w ten sposób, że koła jadą tym samym śladem, wraz z zastosowaniem bardzo miękkiego układu tłumienia, zmniejsza reakcje podczas jazdy po nierównościach. Umożliwia to zachowanie doskonałej stateczności samolotu podczas kołowania. Miękką pracę podwozia umożliwia przyziemienie bez wyrównania. Zmiany położenia samolotu dla ułatwienia załadunku lub rozładunku uzyskuje się przez hydrauliczne oddziaływanie na wszystkie amortyzatory. Każdy zespół podwozia głównego składa się z dwóch wahaczy przymocowanych przegubowo na końcach poziomej goleni zawierającej amortyzator. Koła wyposażone są w hamulce tarczowe oraz przyspieszoniomierze sterujące urządzeniem ministop (do automatycznego sterowania hamowaniem). Dźwignik wraz z amortyzatorem dokonuje chowania, wypuszczania oraz zmian położenia podwozia. Wahacze utrzymywane są w położeniu schowanym przez samoczynne mechanizmy blokujące umieszczone na goleni. Podwozie przednie składa się z odlewanej goleni wykonanej jako jedna całość z amortyzatorem. Na wahaczu zamontowane są koła, którymi można skręcać po 65° w każdą stronę. Sterowanie kołami za pomocą układu hydro-mechanicznego. Układ ten można wyłączyć. Podwozie ma tłumik drgań shimmy. Hydrauliczny dźwignik chowa podwozie do przodu. Po schowaniu następuje blokowanie goleni. W położeniu wypuszczonym podwozie jest usztywnione zastrzałem składanym zawierającym mechanizm blokujący.

Tablica 4

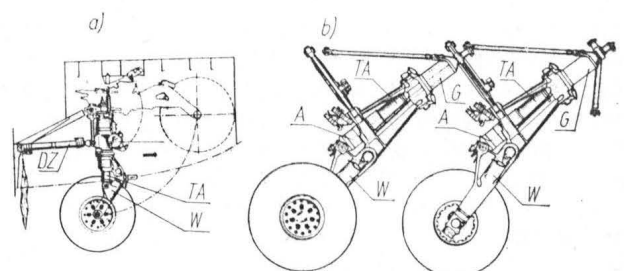
Dane techniczne	Breguet 941	Fiat G 222	Transall 160
Ciężar samolotu:			
maks. startowy [kG]	26 500	26 000	49 100
maks. do lądowania [kG]	26 500	25 500	49 100
Prędkość minimalna [km/h]	83	145	
Podwozie główne			
Ciężar (z oponami) [kG]	399 × 2	407 × 2	
Skok amortyzatora [mm]	595	595	
Moment hamulca:			
normalny [kGm]	730	595	645
awaryjny [kGm]	875	610	775
w miejscu [kGm]	1140	920	—
Podwozie przednie			
Ciężar (z oponami) [kG]	169	184	
Skok amortyzatora [mm]	400	400	

Niemal identycznie jak w omawianym samolocie Breguet 941 rozwiązane jest podwozie transportowca STOL Fiat G222. Jego konstrukcję podaje rys. 11.

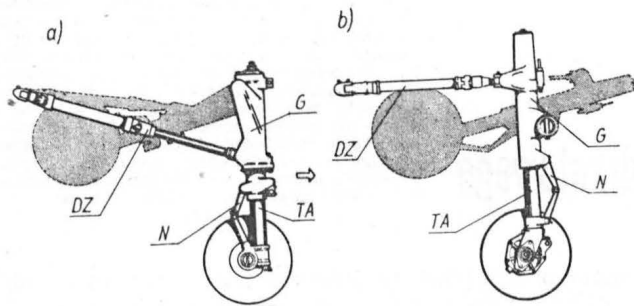
Nieco inną konstrukcją ma podwozie samolotu Transall C160 (rys. 12). Każdy z zespołów podwozia głównego składa się z dwóch goleni w układzie tandem. Do goleni zamocowane są za pośrednictwem wahaczy bliźniacze koła. Koła zaopatrzone są w ogumienie niskociśnieniowe oraz hamulce jednotarczowe z czterema tłokami. W celu zapewnienia równoczesnego dotknięcia ziemi przez koła tylne i przednie przy dużym kącie podejścia do lądowania zastosowano mniejszy skok tylnego wahacza. Podwozie chowane jest za pomocą dźwignika z dwoma trzonami. Dźwignik ten jest umieszczony w goleni i przez amortyzator wpływa na ruch wahacza. Amortyzatory podwozia głównego zawierają wewnętrzne urządzenie hydrauliczne umożliwiające obniżenie kadłuba samolotu dla udogodnienia załadunku. Podwozie przednie chowa się do przodu. Jego wahacz jest wyposażony w bliźniacze koła z bezdętkowym ogumieniem. Koła można skręcać hydraulicznie w zakresie ponad $\pm 55^\circ$. Podwozie zawiera także tłumik drgań shimmy.



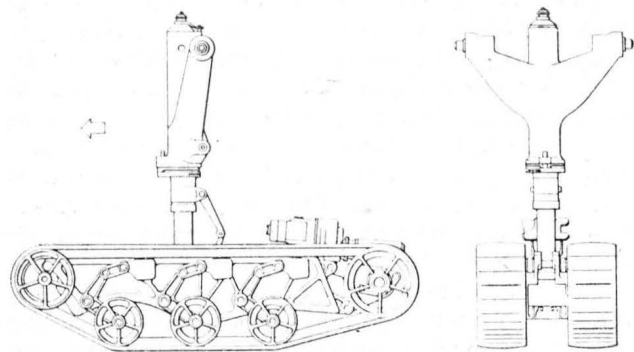
11. Podwozie samolotu Fiat G222



12. Podwozie samolotu Transall C160



13. Podwozie śmigłowca SA 330



14. Doświadczalne podwozie gąsienicowe do śmigłowców wojskowych

Konstrukcje podwozi stosowanych w śmigłowcach reprezentuje podwozie szybkiego śmigłowca SA 330. Jest to podwozie trójkołowe, chowane, wyposażone w ogumienie niskociśnieniowe do kołowania po nierównym terenie. Możliwe jest zainstalowanie kompletnych zespołów napędzających koła, zawierających sprzęgło i hamulec. Podwozie można częściowo chować do przetaczania oraz transportu śmigłowca drogą lotniczą. Golenie z wbudowanymi amortyzatorami, z podwójną komorą azotową są identyczne. Podobne są również koła, zamontowane w układzie zdwojonym na każdym zespole podwozia. Podwozie przednie ma koła sterowane. Trzon amortyzatora poruszający się wewnątrz cylindra jest z nim połączony za pomocą nożyc. Ruch obrotowy cylindra względem tulei goleni sterowany jest za pomocą ciernego tłumika drgań shimmy. Tłumik można zablokować za pomocą urządzenia mechanicznego uruchamianego ze stanowiska pilota. W końcowej fazie wydłużenia amortyzatora koła ustawiają się w neutralnym położeniu pod działaniem urządzenia krzywkowego. Podwozie przednie chowa się do kadłuba, w kierunku do tyłu, za pomocą dźwignika zaopatrzonego w blokadę pierścieniową. Usztywnia on także podwozie w położeniu wypuszczonym. Blokada uruchamiana jest hydraulicznie. Podwozie tylne chowa się również do tyłu, do bocznych owiewek przy użyciu dźwignika z blokadą pierścieniową. Dźwignik ten wypuszcza i usztywnia podwozie w tym położeniu (pręt wciągnięty) oraz chowa je i utrzymuje w położeniu schowanym (pręt wyciągnięty). Amortyzator podwozia tylnego ma układ zaworów umożliwiający tłumienie drgania pionowego, które może powstać, gdy śmigłowiec częściowo utrzymuje się na wirniku. Podwozie zaopatrzo-

Tabela 5

Dane techniczne podwozia śmigłowca SA 330		
Ciężar śmigłowca maks. startowy i do lądowania [kg] 6700		
Rozstaw kół [m]		2,4
Rozstaw osi (baza) [m]		4,0
Kąt skreślenia koła		$\pm 360^\circ$
Ciężar całkowity z kołami, ogumieniem i hamulcami		2,5% ciężaru startowego
Ciężar całkowity z zespołami napędowymi kół		3% ciężaru startowego
Skok amortyzatora: podw. przednie [mm]		250
	podw. tylne [mm]	250
Ogumienie		7,00—6

Tabela 6

Dane techniczne podwozia gąsienicowego dla nacisku wywieranego na podłoże równego		ok. 1 $\frac{\text{kg}}{\text{cm}^2}$
Prędkość ruchu w przód w i tył		5 km/h
Zdolność pokonywania pochyłości		25%
Szerokość możliwych do pokonania rowów (o prostych ścianach)		500 mm
Wysokość przeszkody możliwej do pokonania (prostokątnych)		300 mm
Zdolność lądowania na autorotacji z prędkością postępową		80 ÷ 100 km/h

ne jest w zdwojone koła, niezależne jedno od drugiego. Między kołami może być umieszczony hamulec tarczowy lub też zespół napędowy składający się z silnika hydraulicznego, przekładni redukującej obroty (dwukrotnie) oraz sprzęgła działającego także jako hamulec. Dzięki temu śmigłowiec może się poruszać po ziemi z nieruchomym wirnikiem. Przy użyciu prostych narzędzi można częściowo schować i zablokować w tym położeniu wszystkie trzy golenie podwozia. Zmniejszenie wysokości śmigłowca umożliwia przetaczanie i transport w niższych pomieszczeniach.

Jako ostatnie omówione zostanie doświadczalne podwozie do śmigłowca zaprojektowane i wykonane przez firmę Messier-Hispano (rys. 14). Koła z pneumatykami zastąpiono w nim układem gąsienicowym. Rozwiązanie to wychodzi naprzeciw wymaganiom wojskowym umożliwiając użycie śmigłowca w dowolnym terenie i szybkie ukrycie go. Konstrukcja gąsienicy, odlewana z lekkich stopów, podtrzymuje podpory rolkowe za pomocą dźwigni zawieszających. Każdy z zespołów podwozia wyposażony jest w dwa poliuretanowe pasy wzmocnione odpornymi na korozję linkami i drutami. Koła napinające, wmontowane do przedniej części gąsienicy, poruszają się pod wpływem połączenia różnicowego, tak że napięcie każdego z pasów pozostaje stale bez względu na pionowe odchylenia rolek podporowych. Koła zębate, znajdujące się w tylnej części gąsienicy, napędzają pasy za pomocą swych trapezowych zębów. Zespół napędowy składa się z silnika hydraulicznego, ślimakowej przekładni redukcyjnej i sprzęgła spełniającego również rolę hamulca. Skok gąsienicy w stosunku do goleni podwozia reguluje tłumik.

Przedstawione podwozia obrazują niektóre problemy, z którymi stykają się konstruktorzy i różnorodność dróg prowadzących do spełniania wysokich wymagań stawianych współczesnym podwoziom lotniczym.

Obciążenia cieplne tarczy turbiny po wyłączeniu silnika turbodrzutowego

W artykule przedstawiono metodę określania nieustalonych obciążeń cieplnych tarczy turbiny po wyłączeniu silnika turbodrzutowego w czasie lotu. W założeniach wyjściowych przyjęto wyłączenie silnika na wysokości $H = 8000$ m. Wyniki pomiarów i obliczeń ilustrują wykresy. Na podstawie tych wyników Autor przeprowadza analizę i przedstawia wnioski ogólne, sformułowane z uwzględnieniem tylko obciążeń cieplnych tarczy turbiny.

Uwagi ogólne

Samoczynne lub też celowe wyłączenia silnika turbodrzutowego w czasie lotu samolotu nie zdarzają się codziennie. Mogą występować one jednak dosyć często, np. w czasie treningów lądowania z wyłączonym silnikiem, w czasie pierwszych lotów po okresowych, niezbyt dokładnych regulacjach niektórych elementów instalacji zespołu napędowego itp.

Każdy silnik lotniczy pracuje w różnych warunkach. Warunki pracy silnika wpływają odpowiednio na obciążenia jego zespołów, a więc również na obciążenia cieplne.

Obciążenia cieplne są określone jednoznacznie przez maksymalne temperatury i maksymalne gradienty temperatur, które decydują o naprężeniach cieplnych.

W silniku turbodrzutowym do najbardziej obciążonych cieplnie części, oprócz komór spalania, łopatek kierownic i łopatek wirnika turbiny, należy tarcza turbiny.

Maksymalne temperatury lub gradienty temperatur mogą występować w tarczy nie tylko podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym, ale również np.:

- podczas rozruchu silnika, szczególnie na dużej wysokości,
- w przypadku uszkodzeń instalacji paliwowej,
- w przypadkach uszkodzeń instalacji chłodzenia itp.

Po wyłączeniu silnika podczas lotu samolotu maleje gwałtownie temperatura czynnika termodynamicznego w kanałach międzyłopatkowych turbiny.

Czynnik termodynamiczny, który w czasie normalnej pracy nagrzewał łopatki i tarczę turbiny, staje się czynnikiem chłodzącym. Występują wtedy w tarczy nieustalone pola temperatur, a więc nieustalone obciążenia cieplne.

W artykule omówiono metodykę określania nieustalonych obciążeń cieplnych tarczy turbiny po wyłączeniu silnika turbodrzutowego podczas lotu samolotu oraz przedstawiono ogólny pogląd na ich wielkość.

Metody określania pól temperatur

Zagadnienia wymiany ciepła są opisywane jednoznacznie przez znajomość pól temperatur. Pola temperatur mogą być określone za pomocą różnych metod. Problematyce tej jest poświęconych wiele monografii traktujących dokładnie o poszczególnych metodach oraz możliwościach stosowania ich w konkretnych przypadkach.

Najwygodniej byłoby, aby temperaturę można było zmierzyć dostatecznie dokładnie i łatwo w każdym interesującym punkcie rozpatrywanego obiektu. W

wielu przypadkach w praktyce jest to jednak utrudnione, a nawet wręcz niemożliwe, i konieczne jest posługiwanie się innymi metodami.

Powszechnie są znane metody analityczne określania pól temperatur. Jednak analityczne metody rozwiązywania zagadnień przewodzenia ciepła prowadzą do pozytywnych wyników w zasadzie wówczas, gdy dotyczą ciał o stosunkowo prostych kształtach i niezbyt skomplikowanych warunkach brzegowych. W wielu praktycznych przypadkach rozwiązania te są mało użyteczne ze względu na duże uproszczenia i wynikające stąd rozbieżności z rzeczywistością. W zespole turbiny silnika występują dość skomplikowane warunki wymiany ciepła, a kształt tarczy nie należy do prostych.

Przy określaniu pól temperatur można również korzystać z modeli opartych na analogii zachodzącej między zjawiskami wymiany ciepła a innymi zjawiskami, takimi jak np. przepływ płynów czy przepływ prądu elektrycznego. Modelowanie pól temperatur za pomocą analogii elektrycznej może odbywać się w sposób ciągły (temperatury uzyskuje się w dowolnym punkcie modelowanego pola) lub nieciągły (temperatury uzyskuje się w określonych punktach modelowanego pola).

Modelowanie pól temperatur w sposób ciągły przeprowadza się na modelach geometrycznych podobnych do rozpatrywanego oryginału. Modele takie wykonuje się z materiału o odpowiednio małej przewodności elektrycznej, np. cienkiej folii metalowej, papieru przewodzącego, elektrolitu umieszczonego w wannie o kształtach geometrycznie podobnych do badanego obiektu. Tego typu analogi są nazywane analogiami reoelektrycznymi.

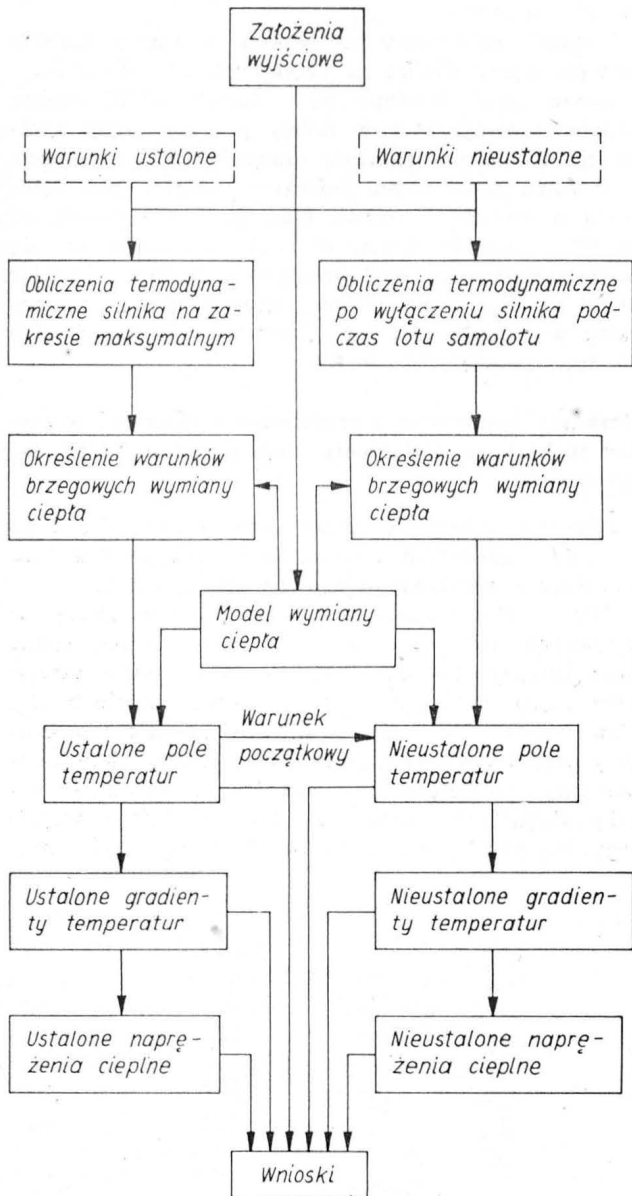
Druga metoda budowania analogów elektrycznych polega na podziale (dyskretyzacji) pola temperatur i zastąpieniu poszczególnych elementów pola przez elementy siatki oporowo-pojemnościowej. W przypadku rozpatrywania pola temperatur dzieli się rozpatrywany obiekt na wiele małych objętości, których opory i pojemności cieplne są modelowane przez opory i pojemności elektryczne.

Siatka modelująca jest utworzona z oporów i pojemności połączonych ze sobą w tzw. węzłach siatki. Tego typu analogi są nazywane analogiami rezystorowymi.

W celu uzyskania rozwiązania konkretnego zadania w bardziej złożonych układach można stosować metody numeryczne z wykorzystaniem elektronicznych maszyn cyfrowych. Metody numeryczne są oparte na metodzie różnic skończonych rozwiązywania równania różniczkowego przewodzenia ciepła.

Wymienione metody określania pól temperatur to tylko niektóre z metod, a jak już wspomniano na początku, jest ich wiele.

W niniejszych rozważaniach do określenia ustalo-



1. Ogólny schemat metody określania obciążeń cieplnych tarczy turbiny po wyłączeniu silnika podczas lotu samolotu

nego pola temperatur wykorzystano analog rezystorowy typu siatka oporowa (modelowanie nieciągłe), natomiast do określania nieustalonych pól temperatur w tarczy po wyłączeniu silnika metodą różnic skończonych w postaci odpowiedniego programu na elektroniczną maszynę cyfrową.

Jako warunki brzegowe wymiany ciepła wykorzystano warunki brzegowe trzeciego rodzaju w postaci temperatur oraz współczynników przejmowania ciepła ośrodka opływającego tarczę.

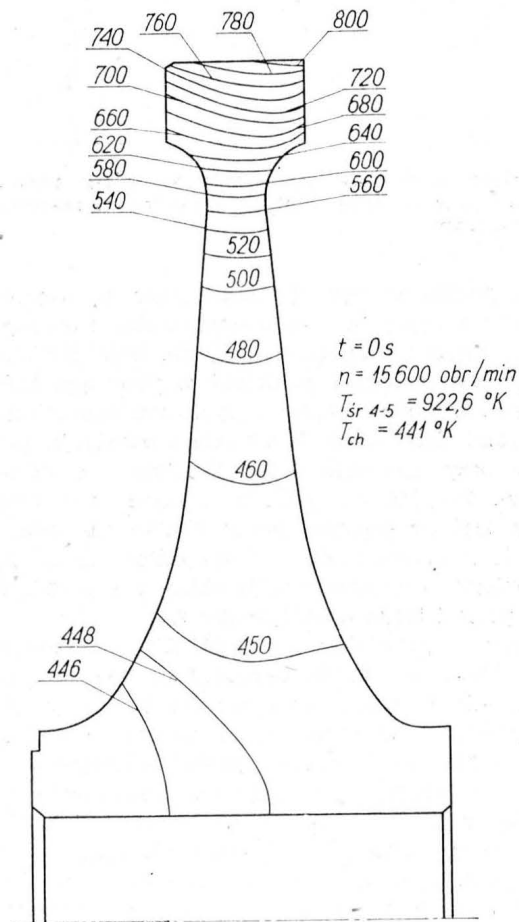
Ogólny schemat metody określania obciążeń cieplnych tarczy turbiny po wyłączeniu silnika podczas lotu samolotu przedstawiono na rysunku 1.

W założeniach wyjściowych przyjęto, że wyłączenie silnika nastąpiło na wysokości $H = 8000$ m, przy prędkości przyrządowej $V_p = 300$ km/h. Współczynniki przejmowania ciepła obliczono według zależności podanych w pracy [1], natomiast obliczenia termodynamiczne wykonano w oparciu o pracę [2] i [3].

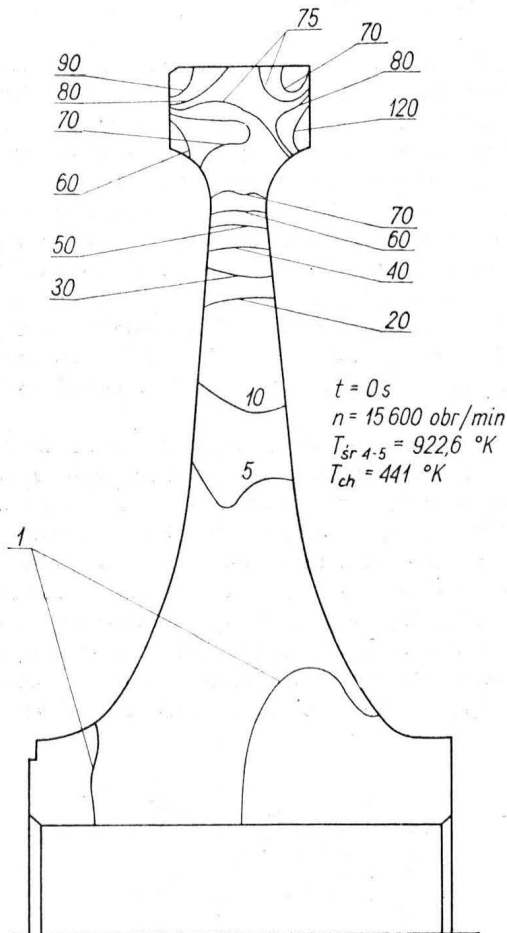
Rozkłady temperatur i gradientów temperatur w tarczy turbiny podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym

W celu wykazania zmian w rozkładach temperatur, gradientów temperatur oraz naprężeń cieplnych w tarczy turbiny po wyłączeniu silnika podczas lotu samolotu w stosunku do tychże rozkładów na ustalonym zakresie pracy silnika, jako układami odniesienia, posłużono się rozkładami temperatur, gradientów temperatur i naprężeń cieplnych w tarczy podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym. Rozkład temperatur w tarczy turbiny podczas pracy silnika na zakresie maksymalnym wykorzystano jednocześnie jako warunek początkowy do obliczania temperatur w warunkach nieustalonych (po wyłączeniu silnika).

Rozpatrywana tarcza turbiny w czasie normalnej pracy silnika chłodzona jest dwustronnie (z prawej i lewej strony), a nagrzewana jest od strony wieńca łopatkowego. Po wyłączeniu silnika natomiast tarcza od strony wieńca łopatkowego jest chłodzona, a nie nagrzewana. Przyjęto, że na powierzchniach, które nie stykają się bezpośrednio z powietrzem chłodzącym nie ma wymiany ciepła. Powierzchniami takimi są powierzchnie ograniczające otworu oraz powierzchnie boczne w pobliżu piasty, do których przy-



2. Rozkład temperatur w tarczy turbiny w K podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym ($t = 0$ s):
 $T_{sr 4-5}$ — średnia temperatura czynnika termodynamicznego w kanałach międzyłopatkowych wirnika turbiny,
 T_{ch} — temperatura powietrza chłodzącego boczne powierzchnie tarczy turbiny



3. Rozkład gradientów temperatur w tarczy turbiny w K/cm podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym

legają podkładki bądź to zakończone są uzębieniem współpracującym z uzębieniem wału. Niewątpliwie jest to założenie upraszczające, ale błąd takiego założenia jest niewielki, ponieważ w przeciągu krótkiego czasu wymiana ciepła na tych powierzchniach będzie pomijalnie mała. Wszystkie rozważania prowadzono przy założeniu lotu samolotu na wysokości 8000 m. Jak już wspomniano, rozkład temperatur w tarczy turbiny podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym ($t = 0s$) określono za pomocą analogu rezystorowego. Rozkład ten przedstawiono w postaci izoterm na rysunku 2.

Izotermy prowadzono co 20 K* począwszy od temperatury 800 K do temperatury 460 K. Zagęszczenie tak prowadzonych izoterm zmniejsza się od strony wieńca w kierunku do otworu z wyjątkiem przewężenia tarczy, gdzie można zaobserwować ich nieznaczne zagęszczenie. Najwyższe temperatury występują w pobliżu obwodu tarczy i zmniejszają się w miarę zbliżania się do otworu tarczy.

W pobliżu otworu tarczy temperatury niewiele różnią się od temperatury powietrza chłodzącego, która wynosi 441 K. Maksymalna różnica temperatur wzdłuż promienia w płaszczyźnie środkowej tarczy między punktem zewnętrznym a punktem w pobliżu otworu wynosi około 350 K. Niesymetryczność przebiegu izoterm względem płaszczyzny środkowej tar-

* K znaczy °K.

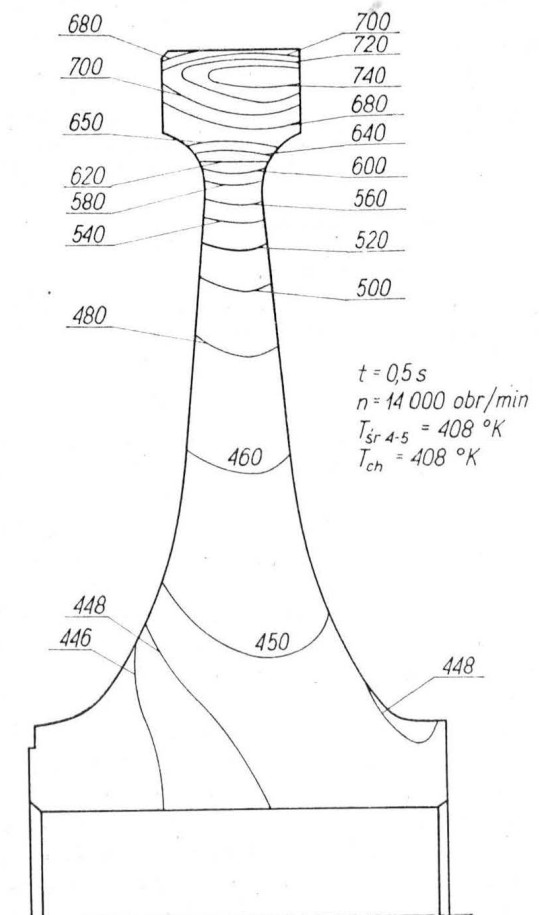
czy wynika z nierówności współczynników przyjmowania ciepła przez powietrze chłodzące prawą i lewą stronę tarczy.

Rozkład gradientów temperatur w tarczy turbiny podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym przedstawiono na rysunku 3. Największe gradienty temperatur w tarczy podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym występują w pobliżu powierzchni bocznych między przewężeniem a obwodem tarczy. Wartości ich wynoszą od 80 K/cm do 120 K/cm. W miarę zbliżania się do otworu tarczy wartości gradientów maleją osiągając około 1,0 K/cm. Stosunkowo duże gradienty temperatur występują również w przewężeniu tarczy. Ich wartości osiągają 70÷80 K/cm.

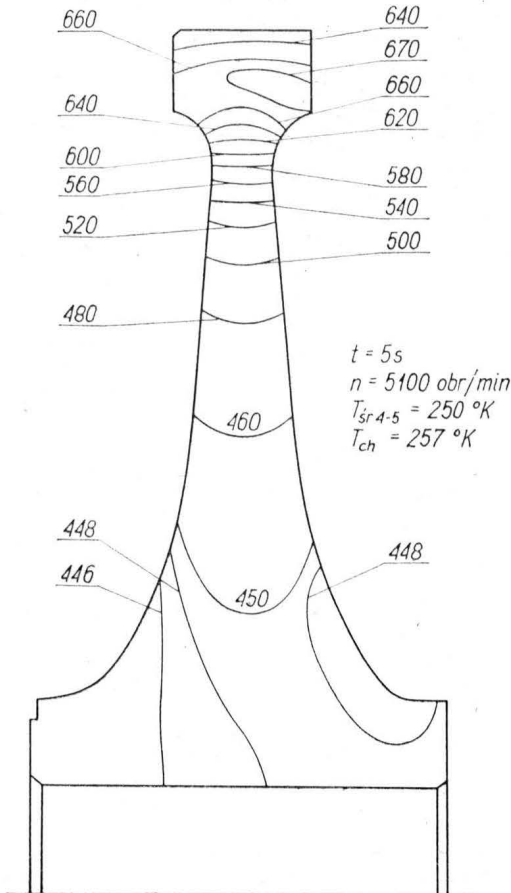
Rozkłady temperatur i gradientów temperatur w tarczy turbiny po wyłączeniu silnika podczas lotu samolotu

Przebieg izoterm w tarczy turbiny po upływie 0,5, 5,0 i 40 s od chwili wyłączenia silnika podczas lotu samolotu przedstawiono na rysunku 4, 5 i 6.

Jak wynika z rozkładów temperatur w tarczy, w pierwszym momencie po wyłączeniu silnika spada dość intensywnie temperatura na obwodzie tarczy, przy czym intensywność tego spadku maleje z biegiem czasu. Ten dość gwałtowny spadek temperatury jest wywołany raptownym zmniejszeniem temperatury powietrza przepływającego przez kanały międzyłopatkowe oraz wzrostem średniego współczynnika przyjmowania ciepła. W miarę upływu cza-



4. Rozkład temperatur w tarczy turbiny w K po upływie $t = 0,5 s$ od chwili wyłączenia silnika



5. Rozkład temperatur w tarczy turbiny w K po upływie $t = 5$ s od chwili wyłączenia silnika

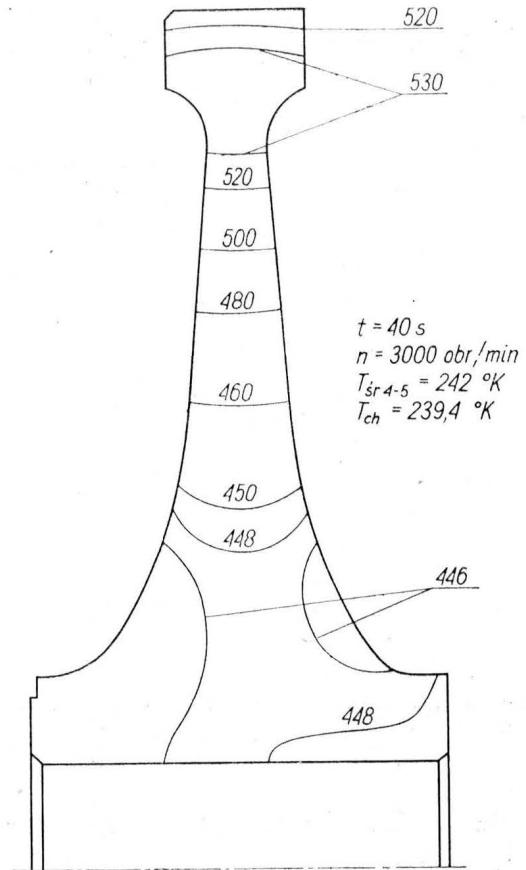
su zmniejsza się spadek temperatury przepływającego powietrza oraz średni współczynnik przejmowania ciepła, co jest przyczyną powolniejszego spadku temperatury na obwodzie tarczy. Temperatura wewnętrznych punktów wieńcowej części tarczy przewyższa temperaturę punktów leżących bliżej obwodu. Różnice temperatur poszczególnych części tarczy maleją i tak np. jeżeli różnica temperatur wzdłuż promienia w środkowej płaszczyźnie tarczy podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym między obwodem a otworem tarczy wynosiła około 350 K, to już po upływie 0,5 s od chwili wyłączenia silnika wynosi około 238 K, a po upływie 40 s tylko około 62 K.

Przebieg zmiany temperatury wzdłuż promienia w płaszczyźnie środkowej tarczy dla kolejnych czasów po wyłączeniu silnika przedstawia rysunek 7. Jak z niego wynika, punkty największych temperatur przesuwały się w miarę upływu czasu od obwodu w kierunku przewężenia tarczy. Poniżej przewężenia tarczy w rozpatrywanym czasie 40 s temperatura zmienia się bardzo nieznacznie.

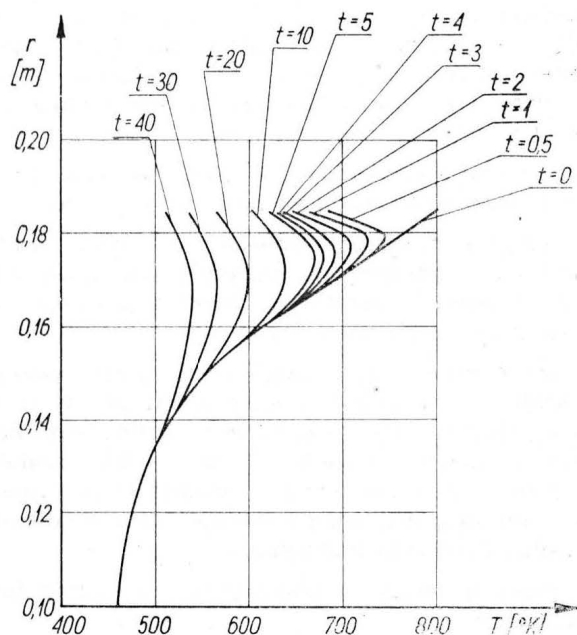
Przebieg linii stałych gradientów temperatur po upływie 0,5, 5,0 i 40 s od chwili wyłączenia silnika przedstawiają rysunki 8, 9 i 10.

W porównaniu do warunków ustalonych gradienty temperatur w pobliżu obwodu tarczy wzrastają bezpośrednio po wyłączeniu silnika, np. jeżeli w warunkach ustalonej pracy silnika na zakresie maksymalnym gradienty temperatur w pobliżu obwodu tarczy osiągały wartości od 70 K/cm do 90 K/cm, to

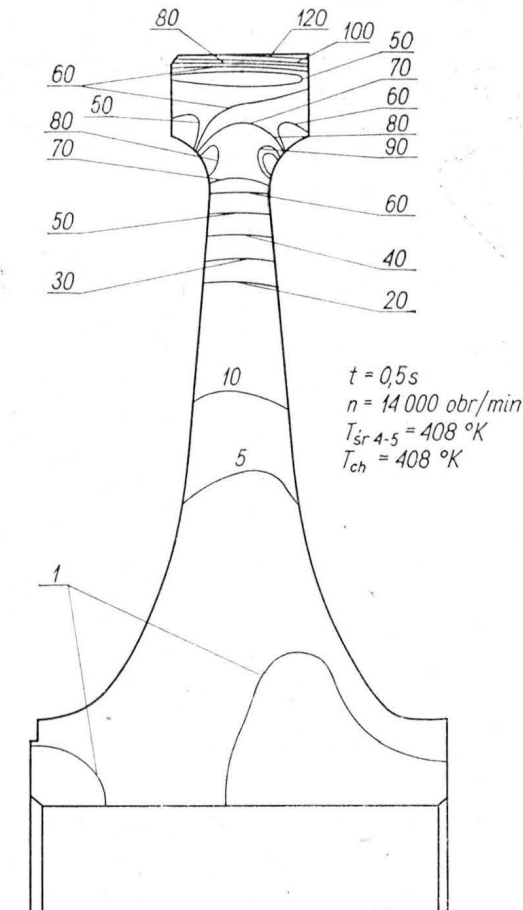
po upływie 0,5 s od chwili wyłączenia silnika wzrastają do 120 K/cm, a po upływie 1,0 s do 130 K/cm. Duże gradienty temperatur utrzymują się także przez krótki okres czasu po wyłączeniu silnika w rejonie przewężenia tarczy. Najmniejsze gradienty temperatur występują w pobliżu otworu tarczy. W miarę upływu czasu różnice między gradientami temperatur w poszczególnych częściach tarczy wyraźnie się zmniejszają.



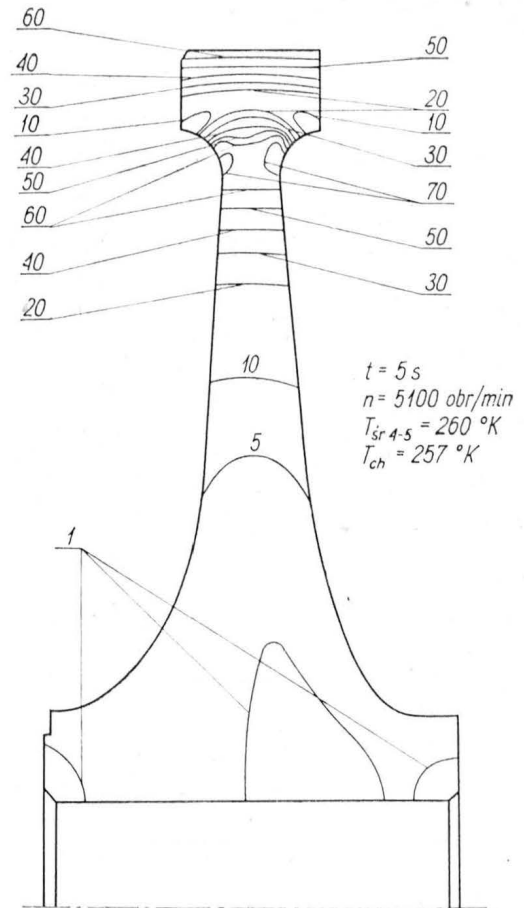
6. Rozkład temperatur w tarczy turbiny w K po upływie $t = 40$ s od chwili wyłączenia silnika



7. Przebieg zmiany temperatur wzdłuż promienia w płaszczyźnie środkowej tarczy dla kolejnych czasów t [s]



8. Rozkład gradientów temperatur w tarczy turbiny w K/cm po upływie $t = 0,5$ s od chwili wyłączenia silnika



9. Rozkład gradientów temperatur w tarczy turbiny w K/cm po upływie $t = 5$ s od chwili wyłączenia silnika

Naprężenia i odkształcenia cieplne tarczy turbiny

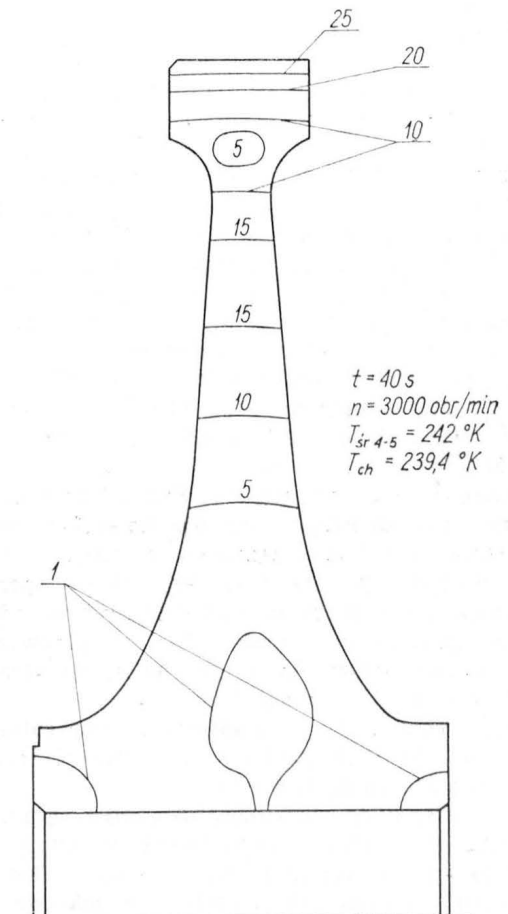
Opisane rozkłady temperatur i gradientów temperatur w tarczy turbiny silnika turboodrzutowego zostały wykorzystane do określenia naprężeń i odkształceń cieplnych wzdłuż promienia w płaszczyźnie środkowej tarczy. Podobnie jak w przypadku rozkładów temperatur i gradientów temperatur jako układem odniesienia posłużono się rozkładem naprężeń cieplnych w tarczy podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym.

W metodyce określania naprężeń dokonano pewnych założeń upraszczających, np. przyjęto, że:

— temperatura tarczy zmienia się tylko wzdłuż promienia; w obliczeniach numerycznych brano pod uwagę zmianę temperatury T wzdłuż promienia w płaszczyźnie środkowej tarczy,

— w pierścieniach, utworzonych przez podział przekroju poprzecznego tarczy, gradient zmiany temperatury jest na tyle mały, że jest możliwe wprowadzenie odcinkami wartości średnich dla modułu sprężystości E współczynnika rozszerzalności liniowej α oraz współczynnika Poissona ν , lub określenie ich zmian funkcjami liniowymi,

— przekrój tarczy w płaszczyźnie osi obrotu jest symetryczny.



10. Rozkład gradientów temperatur w tarczy turbiny w K/cm po upływie $t = 40$ s od chwili wyłączenia silnika

Dokończenie na str. 25

Britten-Norman BN-2A Mk III Trislander W. Brytania

18-miejscowy samolot pasażerski lokalnej komunikacji. Może służyć jako samolot transportowo-dowozowy, sanitarny lub służbowy.

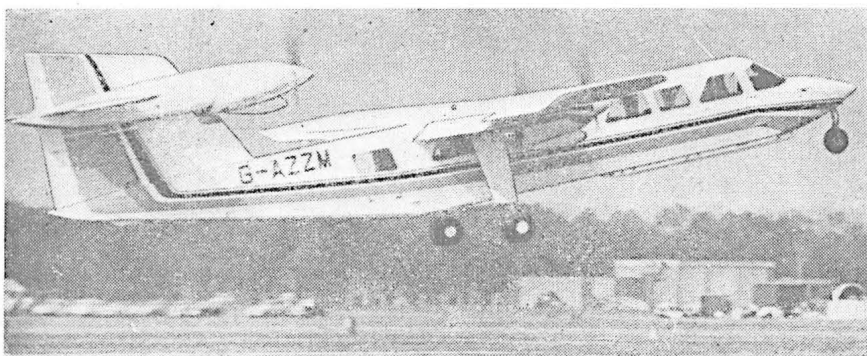
KONSTRUKCJA. 3-silnikowy górno-płat metalowej konstrukcji.

Płat. Wolnonośny, prosty, o obrysie prostokątnym z ukośnie ściętymi, zwyżającymi się ku górze końcówkami, zwiększającymi powierzchnię nośną. Profil NACA 23012, stały wzdłuż rozpiętości. Kąt wzniosu 0° . Kąt zaklinowania 2° . 1-częściowa, 2-dźwigarowa (z dodatkowym trzecim tylnym dźwigarkiem) nitowana konstrukcja półskorupowa wykonana z blach platerowanych (ze stopu aluminium L 72) wg zasady *safe-life*. Pasy dźwigara z wielowarstwowo ułożonych kątowników zaginanych z blachy. Pokrycie usztywnione wyciskanimi podłużnicami typu Z. Lotki sześcioliner metalowej konstrukcji. Napęd sztywno-linkowy. Kąt wychylenia 25° w górę i 15° w dół. Nastawna na ziemi klapka na prawej lotce. Szczelinowe klapy metalowej konstrukcji wychyłane elektrycznie. Kąty wychylenia 6° na stałe, 25° do startu i 56° do lądowania. Płat połączony z kadłubem za pomocą 4 okuć stalowych. W górnej środkowej części płata światło antykolidacyjne. Na życzenie montowana pneumatyczna instalacja przeciwoślodzeniowa płata typu BTR-Goodrich.

Kadłub. 4-belkowa nitowana konstrukcja półskorupowa z licznymi wykrójkami w ścianach bocznych, wykonana z blach platerowanych (ze stopu aluminium L 72) wg zasady *safe-life*. Przekrój prostokątny. Naroża kadłuba stanowią 4 wzdłużne belki skrzynkowe zbudowane z kształtowników zaginanych z blachy. Konstrukcja usztywniona węgami oraz podłużnicami typu Z i L. Odejmowana nosowa osłona przedniej części kadłuba (mieszczącej akumulator i wyposażenie) z laminatu szklanego. W kabine pilota 2 nastawne fotele umieszczone obok siebie. Sterownice typu wolant. Duże, przednie szyby zapewniają bardzo dobrą widoczność z kabiny pilota. W kabine pasażerskiej (o objętości $9,27 \text{ m}^3$) 8 podwójnych siedzeń (typu ława) dla 16 osób ze składanymi do przodu oparciami. Siedzenia umieszczone co 79 cm . Dogodny dostęp do wszystkich siedzeń (nie ma bowiem możliwości przejścia między wewnętrznymi ścianami kabiny a siedzeniami) zapewnia 5 szerokich, otwieranych do tyłu drzwi, 2 z lewej i 3 z prawej strony kadłuba, wykonanych z laminatu szklanego. Przedział bagażowy (o objętości $0,71 \text{ m}^3$) za kabiną pasażerską z zewnętrznym dostępem przez drzwi znajdujące się z lewej strony kadłuba. Wyjście awaryjne przez wyjmowane okna w 4 przednich drzwiach pasażerskich. Kabina ogrzewana i wentylowana z izolacją dźwiękową. Odejmowana końcowa część kadłuba z laminatu szklanego. Na życzenie odbiorcy możliwość wykonania wnętrza w wersji sanitarnej lub służbowej (typu „salonka”).

Usterzenie. Wolnonośne, półskorupowej konstrukcji metalowej, wykonane z blach platerowanych (ze stopu aluminium L-72). 3-dźwigarowy statecznik pionowy stanowi jednocześnie konstrukcję, na której zabudowano trzeci zespół napędowy. Statecznik poziomy o stałym kącie zaklinowania i stałej ciężkości zakończony ukośnie ściętymi końcówkami. Na sterze kierunku klapka wyważająca. Napęd steru kierunku linkowy, steru wysokości sztywny. Kąty wychylenia steru kierunku 20° w każdą stronę, steru wysokości $25^\circ 30'$ w górę i $19^\circ 30'$ w dół. Na życzenie montowana pneumatyczna instalacja przeciwoślodzeniowa statecznika poziomego typu BTR-Goodrich.

Podwozie. Stałe, 3-kołowe ze sterowanym przednim kołem i podwójnymi kołami na każdej goleni podwozia głównego. Wolnonośne rurowe połączenie główne montowane z tyłu do tylnego dźwigara płata. Amortyzacja



cja olejowo-powietrzna. Wszystkie koła o jednakowych wymiarach typu Goodyear 700×6 . Ciśnienie w oponach kół głównych $2,81 \text{ kg/cm}^2$, w oponie koła przedniego $2,04 \text{ kg/cm}^2$. Hydrauliczne hamulce tarczowe kół głównych typu Cleveland (hamowanie pedałami). Brak urządzeń przeciwoślodzeniowych. Hamulec postojowy. Owiewki na goleniach kół głównych.

Napęd. 3 chłodzone powietrzem, 6-cylindrowe, płaskie silniki tłokowe Lycoming O-540-E4C5 o mocy 260 KM każdy, napędzające 2-łopatowe metalowe śmigła o stałej prędkości typu Hartzell HC-CZYK (z możliwością ustawiania w chorągiewkę). Silnik górny pochylony 3° w dół w celu zmniejszenia momentu ciągu silnika względem środka ciężkości samolotu (w celu zmniejszenia zmiany momentu samolotu względem osi poprzecznej w razie awarii górnego silnika podczas startu lub lądowania). 2-częściowe osłony silników oraz tylna owiewka gondoli górnego silnika z laminatu szklanego. Łoża silników z rur stalowych. 2 integralne zbiorniki paliwa w zewnętrznych częściach skrzydeł między dźwigarami oraz 2 dodatkowe zbiorniki paliwa w końcówkach płata. Łączna objętość paliwa 745 l . Objętość oleju 34 l .

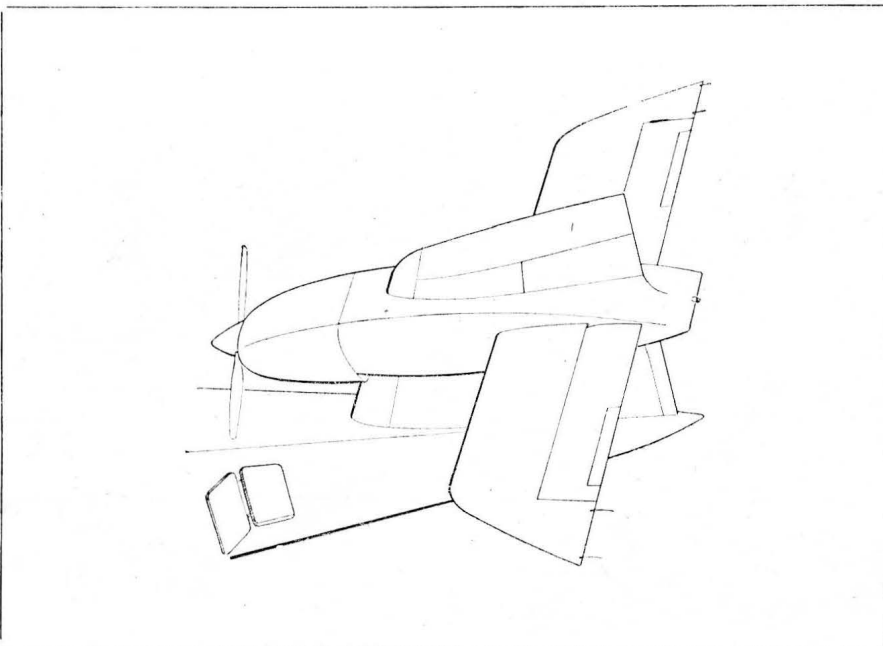
Wyposażenie. Instalacja elektryczna prądu stałego zasilana 2 lub 3 prądnicami $24 \text{ V } 50 \text{ A}$ oraz akumulatorem $24 \text{ V } 17 \text{ Ah}$. Instalacji hydraulicznej (z wyjątkiem niezależnego układu hydrau-

licznego hamowania kół głównych) oraz pneumatycznej nie ma. Podstawowy zestaw przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych. Pilot automatyczny, układ VOR/ILS, radiostacje KF i UKF, wyposażenie do lotów IFR, elektryczna instalacja przeciwoślodzeniowa łopat śmigła oraz przednich szyb kabiny na życie.

Rozwój konstrukcji. Jesienią 1970 r. firma Britten-Norman (Bembridge) Limited postanowiła opracować wersję rozwojową 2-silnikowego, 10-miejscowego samolotu pasażersko-dowozowego Britten-Norman BN-2A Islander oblatanego w 1965 r. i eksploatowanego przez odbiorców od 1967 r. Niemal 2-krotne zwiększenie liczby zabieranych pasażerów uzyskano w sposób niekonwencjonalny — przez dodanie z tyłu trzeciego silnika umieszczonego na stateczniku pionowym oraz wydłużenie przedniej części kadłuba o $2,29 \text{ m}$. Wersję tę nazwano BN-2A Mk III Trislander.

Pierwszy prototyp Trislandera powstał z przebudowy drugiego prototypu Islandera przez dodanie wzdłużnego segmentu do przedniej części kadłuba, wzmocnienie konstrukcji całego kadłuba, zwiększenie powierzchni przekrojów pasów dźwigarów płata, zwiększenie grubości pokryć płata, wzmocnienie konstrukcji podwozia z nowymi, większymi kołami oraz opracowanie i wykonanie nowej zmodyfikowanej konstrukcji usterzenia z zabudowanym trzecim zespo-

Gondola trzeciego silnika



Britten-Norman BN-2A Mk III Trislander

iem napędowym. Prototyp ten oblatany został 11.IX.1970 r. i tego samego dnia został przedstawiony publicznie na pokazach w Farnborough. Płatowiec przeznaczony został później do prób wytrzymałościowych.

W końcu 1970 r. rozpoczęto produkcję seryjną Trislanderów. W samolotach

seryjnych zwiększono powierzchnię statecznika pionowego ponad tylnym silnikiem. Do budowy seryjnych samolotów wykorzystano w maksymalnym stopniu zespoły i elementy konstrukcyjne samolotów Islander, łącząc produkcyjną linię montażową Islanderów i Trislanderów. Pierwszy seryjny Trislander oblatany został 6.III.1971 r. Certyfi-

kat ARB samolot uzyskał 14.V.1971 r., certyfikat FAA 4.XII.1971 r.

Pierwszy Trislander został dostarczony odbiorcy 29.VI.1971 r., wiosną 1972 r. trzy samoloty były eksploatowane przez lokalne linie brytyjskie Aurigny Air Service. Dwa następne samoloty dostarczono do USA i dwa do Afryki.

DANE TECHNICZNE

Wymiary

Rozpiętość	16,15 m
Ciężiwa płata (stała)	2,03 m
Długość	13,34 m
Szerokość kadłuba maks.	1,21 m
Wysokość kadłuba maks.	1,46 m
Wysokość	4,11 m
Rozpiętość statecznika poziomego	6,48 m
Rozstaw goleni podwozia głównego	3,61 m
Baza podwozia	6,28 m
Srednica śmigieł	2,03 m
Rozstaw silników skrzydłowych	3,61 m

Wydłużenia płata 7,95

Wymiary wewnętrzne kabiny

Długość	8,48 m
Szerokość maks.	1,09 m
Wysokość maks.	1,26 m

Wymiary drzwi przedziału bagażowego

Wysokość	0,76 m
Szerokość	0,46 m

Powierzchnie

Powierzchnia nośna	31,25 m ²
Powierzchnia lotek	2,38 m ²
Powierzchnia klap	3,62 m ²
Powierzchnia statecznika pionowego	5,83 m ²

Powierzchnia steru kierunku (z klapką)	1,13 m ²
Powierzchnia statecznika poziomego	8,36 m ²
Powierzchnia steru wysokości	2,42 m ²

Ciężary

Ciężar własny (bez wyposażenia elektronicznego)	2557 kG
Ciężar całkowity maks.	4241 kG

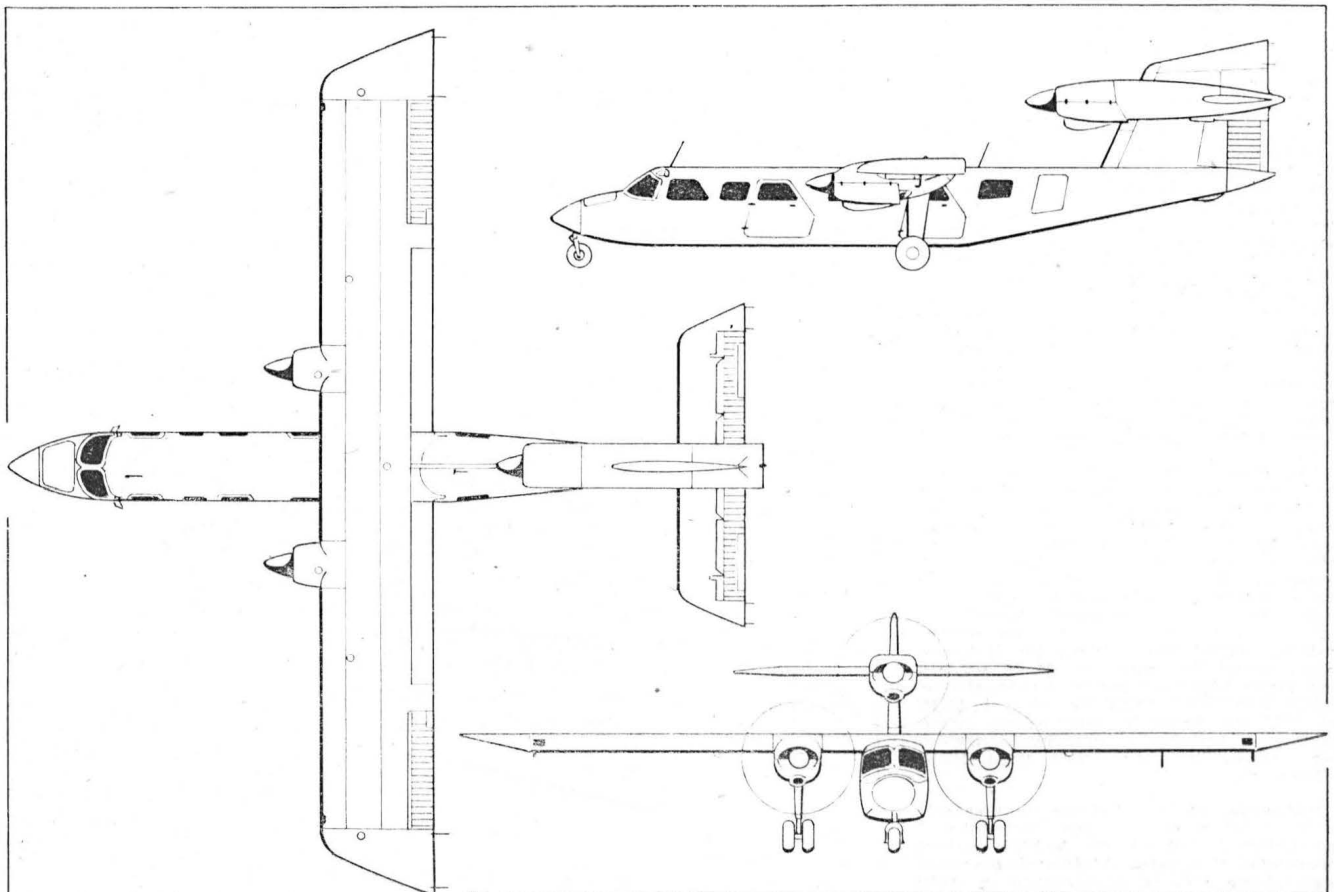
Obciążenia

Obciążenie powierzchni maks.	135,5 kG/m ²
Obciążenie mocy maks.	5,44 kG/KM

Osiągi (dla ciężaru całkowitego maks.)

Prędkość maks.	301 km/h
Prędkość przelotowa (75% mocy, h = 1980 m)	290 km/h
Prędkość przelotowa (67% mocy, h = 2740 m)	281 km/h
Prędkość przelotowa (59% mocy, h = 3960 m)	274 km/h
Wznoszenie	5,69 m/s
Wznoszenie (z jednym silnikiem wyłączonym)	1,98 m/s
Pułap teoretyczny	5120 m
Pułap praktyczny	4420 m
Pułap praktyczny (z jednym silnikiem wyłączonym)	2926 m
Rozbieg (na twardej nawierzchni)	351 m
Start (na h = 15 m)	549 m
Lądowanie (z h = 15 m)	454 m
Dobieg na twardej nawierzchni	253 m
Zasięg maks. (59% mocy przelotowej)	1610 km

R.M.



Wysokowyczynowy szybowiec klasy standard

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy wolnołotny średniopłat laminatowej konstrukcji.

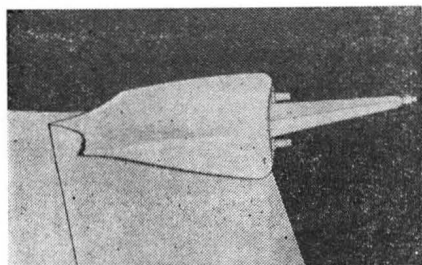
Plat. Dwudzielny, dwutrapezowy. Konstrukcja skorupowa, przekładkowa z laminatu szklanego z wypełniaczem z twardej pianki. Powłoka skrzydła wypełniona jest twardą pianką Conticell CC 60, o grubości 8 mm. Produkcyjnie powłoka podzielona jest na dwie skorupy: każda z nich kształtowana jest na foremnikach wiernie odtwarzających profil. Dźwigar skrzynkowy ma pasy laminatowe uzbrojone włóknem szklanym ułożonym wzdłużnie, zaś ścianki ze sklejki brzożowej. Skrzydło nie ma zeber ani poprzecznych usztywnień. Profil laminarny Wortmanna FX 66 — S—196. Na krawędzi spływu klapy hamulcowe zamocowane obrotowo, stosowane przy wychyleniach rzędu 5° jako klapy zwiększające siłę nośną. Klapy i lotki konstrukcji laminatowej z wypełniaczem piankowym. Jako element nośny podwieszenia lotek zastosowano zwięzający się laminatowy dźwigarek pomocniczy. Do połączenia dwóch skrzydeł przez dwa asymetrycznie wychodzące okucia dźwigarów służą dwa główne sworznie (przez to możliwe było zmniejszenie ciężaru skrzydła, bo na jednej stronie nie jest potrzebna część widełek). Lotkę łączy się szybkołącznym sworzniem kulowym. Ciężar skrzydła ok. 50 kg. Średnia ciężkości odniesienia wynosi 0,65 m.

Kadłub. Konstrukcja skorupowa z laminatu szklanego klejona z dwóch bocznych połówek, wytwarzanych z odpowiednimi połówkami statecznika kierunku. W obrębie skrzydła kadłub ma pięć laminatowych wręg. Podwozie mocowane jest do wymiennej metalowej wręgi przykręcanej do wręgi laminatowej. Ta stalowa wręga jest tak zaprojektowana, że przy wystąpieniu przeciążenia ulega ona zniszczeniu nie powodując uszkodzenia wręgi laminatowej. Osłona kabiny dzielona: przednia stała, tylna odemowalna. Pozycja pilota leżąca. Pedaly orczyka regulowane z możliwością ustawienia w ośmiu pozycjach (także podczas lotu). Napęd dla wszystkich sterów i klapy sztywny przez popychacze. Tylko przestawialne w locie pedaly napędzają ster kierunku linkami prowadzonymi w przedniej części do obrotowych dźwigni, skąd bieżną do sterów popychacze. Linki prowadzone są w rurkach, które zabezpieczają je od rdzy i szybkiego zużycia. Napędy w skrzydle lotek i klapy łączy się automatycznie przy montażu skrzydeł. Kabina wyposażona jest w aparaturę radiową i instalację tlenową (do lotów wysokościowych).

Usterzenie. Usterzenie w układzie T z płytowym usterzeniem poziomym i skośnym usterzeniem pionowym. Konstrukcja statecznika pionowego skorupowa (taka jak kadłuba) z wypełnia-

1. Kabina LS-1. Na lewej burcie z dołu dźwignia klapki wyważającej. U góry na lewej burcie dźwignia suwakowa klap — hamulców aerodynamicznych

2. Okucie steru wysokości

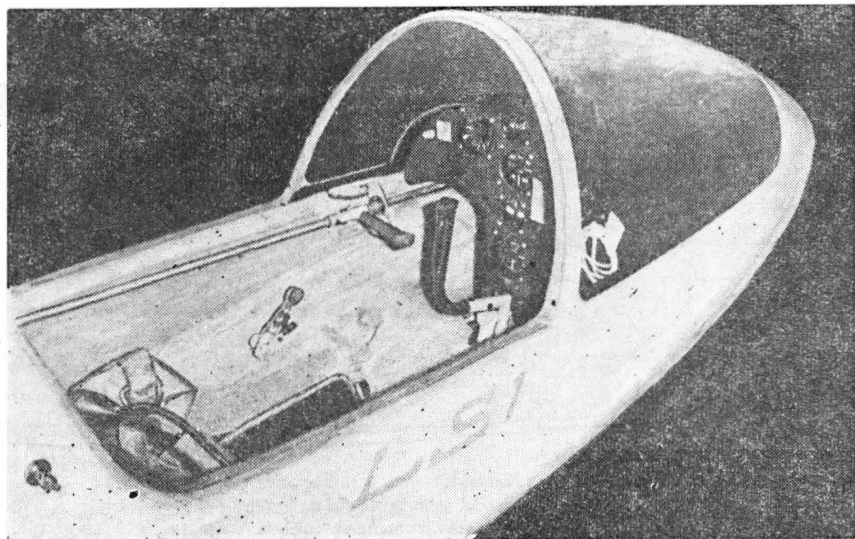


czem piankowym Conticell CC-60, który nie jest zbrojony, ale spełnia funkcję dźwigarek. Wszystkie stery konstrukcji skorupowej z laminatu szklanego z wypełniaczem z twardej pianki. Ster kierunku ma oś obrotu z prawej strony przy powierzchni profilu. Umożliwia to zaklejenie szczeliny elastyczną taśmą. Ster wysokości montowany jest na okuciu i od dołu zabezpieczony śrubą i zawleczką. W stateczniku pionowym zamontowano na stałe antenę radiową.

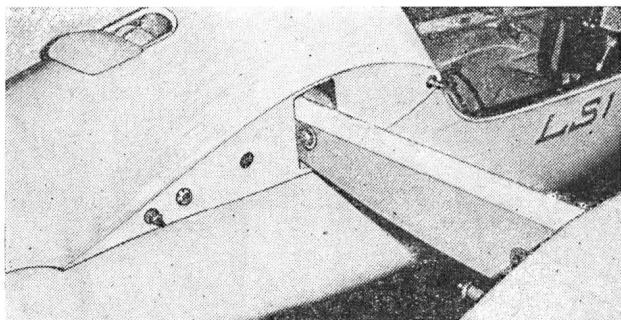
Podwozie. Stałe lub chowane (na życzenie) z kołem głównym o wymiarach 300 × 100 i oprofilowaną płożą ogonową. Hamulec mechaniczny.

Uwagi. Cena szybowca 19 758 DM.

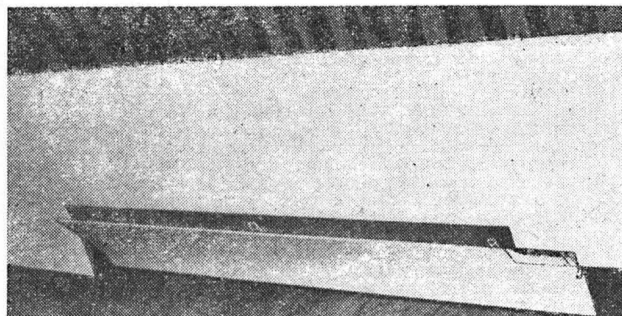
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Konstruktorami szybowca są dwaj zachodniemieccy inżynierowie Wolf Lehmke i Walter Schneider (stąd skrót nazwy szybowca LS). Obydwaj mają już pewne doświadczenie konstruktorskie dzięki D-36, którego głównymi konstruktorami byli Lehmke i Waibel (twórcy AS-W), w 1965 r. postanowili opracować i uruchomić produkcję taniego wysokowyczynowego szybowca klasy standard. W listopadzie 1967 r. był gotów prototyp. Po drobnych zmianach w konstrukcji przygotowano dwa szybowce na Zachodniemieckie Mistrzostwa



LS-1



4. Okucie prawego skrzydła, zaczep z dwoma otworami dla głównych sworzni, w tyle gniazdo automatycznego połączenia napędu klap. W otworze — gniazdo kulowe lotki



5. Kłapa — hamulec aerodynamiczny — obrotowo zamocowany na krawędzi spływu skrzydła, wysunięty do połowy

Szybowcowe w Oberlinghausen. Na LS-1 Helmut Reichmann został niemieckim mistrzem, a konstruktor szybowca Walter Schneider wicemistrzem w klasie standard. Dzięki wprowadzeniu ciągłych zmian powstały kolejne wersje LS-1. Licencyjną produkcję LS-1 podjęła francuska wytwórnia Mudry. W czasie Mistrzostw Świata w Jugosławii w 1972 r. Holender Teuling zajął na LS-1

czwarte miejsce w klasie standard. Helmut Reichmann startujący na LS-1 Eksperimental (który miał w porównaniu do LS-1 zmieniony kadłub, usterzenie wysokości ze sterem i statecznikiem, jednocześnie osłonę kabiny, chowane podwozie) uplasował się dopiero na 24 miejscu. Szybowiec ten po drobnych zmianach otrzymał oznaczenia LS-1f. W 1973 r. został oblatany nowy

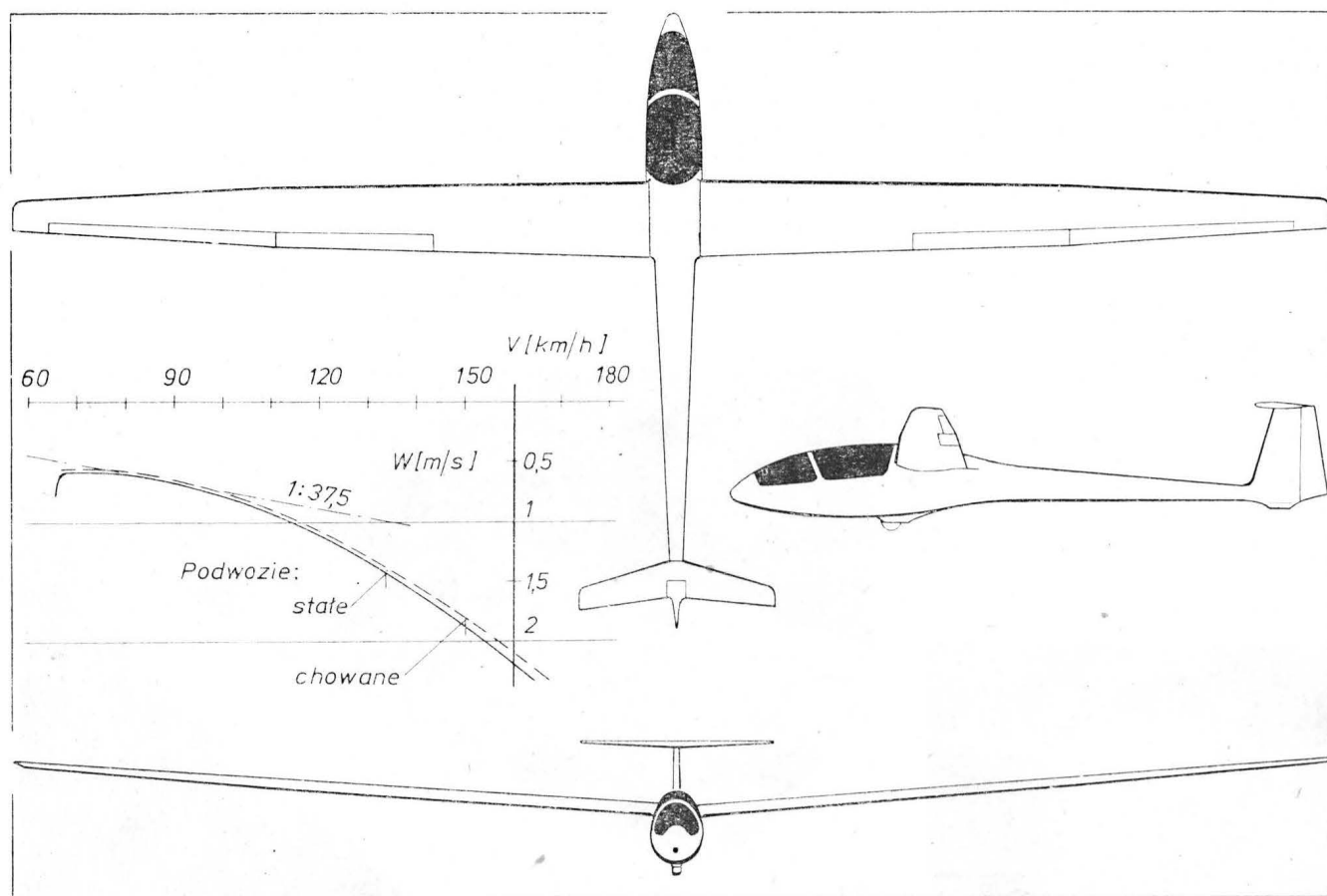
szybowiec LS-2 będący rozwinięciem LS-1. Kadłub i usterzenie pozostało w nim od LS-1f. Na krawędzi spływu skrzydeł wprowadzono kłapy zwiększające siłę nośną (zgodnie z nowym regulaminem FAI dla klasy standard). W zachodniemieckich Mistrzostwach Szybowcowych w 1973 r. w Hahnweide zwyciężył w klasie standard znowu Helmut Reichmann na LS-1f.

Dane techniczne

Rozpiętość	15 m
Długość	6,9 m
Powierzchnia nośna	9,74 m ²
Wydłużenie	23,1
Ciężar własny	186 kG
Ładunek całkowity	126 kG
Maksymalny ciężar w locie	312 kG

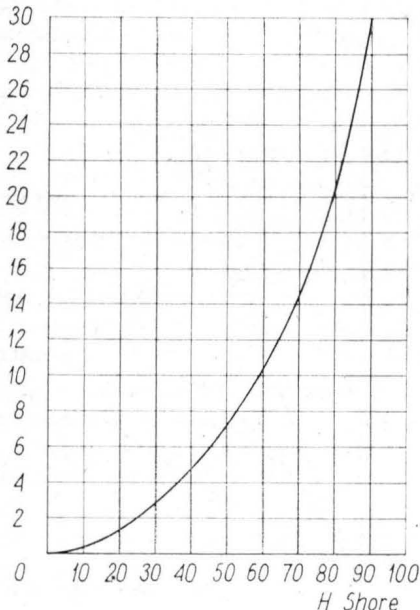
Maksymalne obciążenie powierzchni	32 kG/m ²
Dop. prędkość maksymalna	200 km/h
Prędkość minimalna	65 km/h
Minimalne opadanie	0,6 m/s
przy prędkości	66—80 km/h
Największa doskonałość	37
przy prędkości	90 km/h

B.



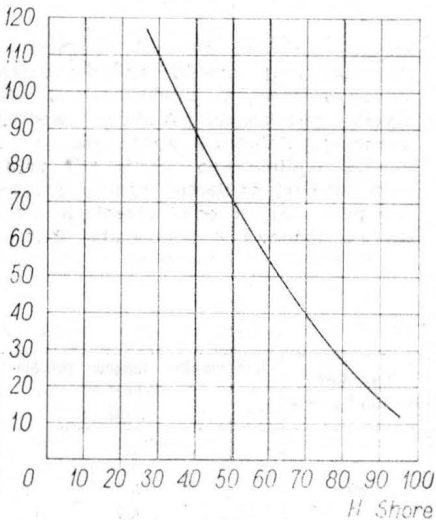
Obliczanie charakterystyki amortyzatorów krążkowych

H_1 , Johns



1. Zależność między twardością gumy w skali Shore'a (H) (GOST 263-63) i Johns'a (H_1) (GOST 253-53)

W DIN



2. Zależność między twardością gumy w skali Shore'a (H) (GOST 263-53) i DIN DVM 3503 (W)

Określanie charakterystyki amortyzatorów krążkowych

Zależność siły ścinającej od przemieszczenia:

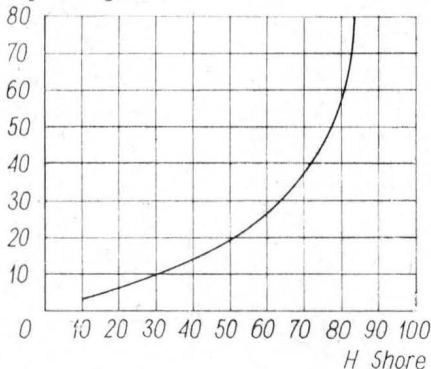
$$Q = G \frac{\pi}{4} (d^2 - d_1^2) \frac{f}{h} \quad (1)$$

gdzie: (oznaczenia na rysunku)
 d — zewnętrzna średnica krążka;
 d_1 — średnica otworu.

Zależność siły osiowej od przemieszczenia

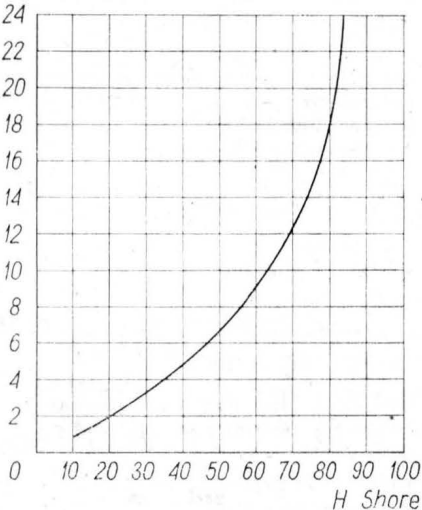
$$P = Ek \frac{\pi}{4} (d^2 - d_1^2) \frac{\Delta h}{h - \Delta h} \quad (2)$$

E [kg/cm²]



3. Zależność modułu sprężystości wzdłużnej (E) gumy od twardości w skali Shore'a (H) (GOST 263-53)

G [kg/cm²]



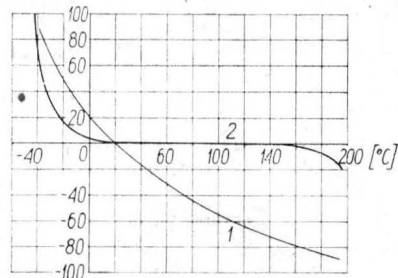
4. Zależność modułu sprężystości postaciowej (G) od twardości w skali Shore'a (H) (GOST 263-53)

gdzie:

k — współczynnik kształtu wyrażony wzorem:

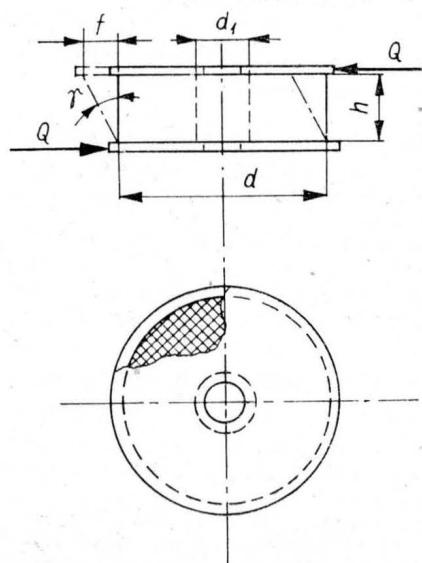
$$k = 1 + n \frac{d - d_1}{4h} \quad (3)$$

[%]



1- wytrzymałość doraźna
 2- twardość

5. Zmiana twardości i wytrzymałości doraźnej gumy w zależności od temperatury: 1 — wytrzymałość doraźna, 2 — twardość



6. Ścinanie amortyzatora

Dla krążka bez otworu $d_1 = 0$ wzory przyjmują postać:

$$P = Ek \frac{\pi}{4} d^2 \frac{\Delta h}{h - \Delta h}; \quad (2')$$

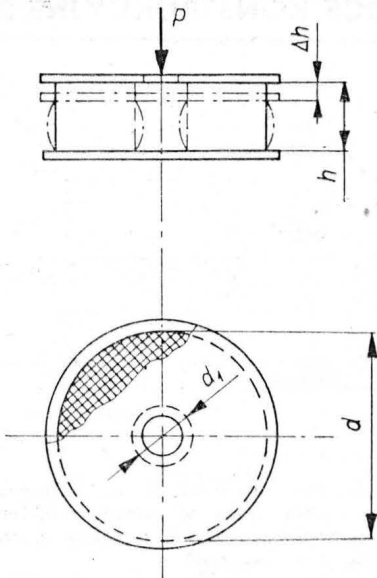
$$k = 1 + m \frac{d}{dh} \quad (3')$$

Dobór naprężeń w amortyzatorach gumowych

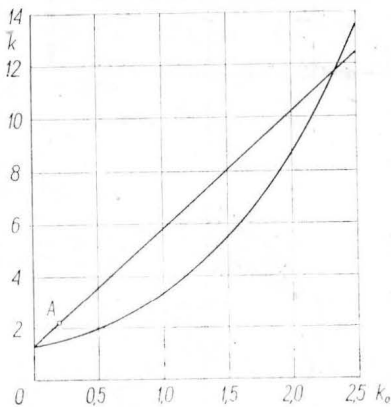
Rodzaje obciążeń lub deformacji	Naprężenia dopuszczalne [kg/cm ²]		
	obciążenia statyczne	obciążenia zmienne krótkotrwałe	obciążenia dynamiczne długotrwałe
Rozciąganie	10—20	10—15	5—10
Ściskanie	30—50	25—50	10—15
Ścinanie równoległe	10—20	10—20	3—5
Ścinanie z obrotem	20	20	3—10
Ścinanie ze skręcaniem	20	20	3—5

U w a g a :

- Ścinanie z obrotem zachodzi przy wzajemnym, współosiowym obrocie zewnętrznych i wewnętrznych płytek metalowych w lordach.
- Ścinanie ze skręcaniem występuje przy skręcaniu krążkowych amortyzatorów gumowych



7. Ściskanie amortyzatora



8. Zależność współczynnika kształtu (k) od wielkości k_0 , dla cylindrycznych ścisanych amortyzatorów gumowych

Wielkość współczynnika m zależy od sposobu połączenia gumowego krążka z płytkami i współczynnika tarcia powierzchni gumy o płytki (w przypadku braku połączenia gumy z płytkami).

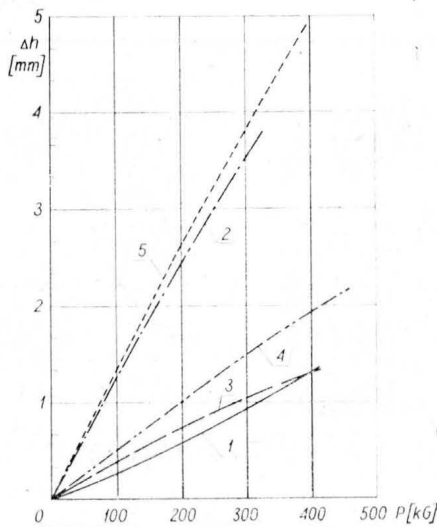
Maksymalną wartość współczynnika m przyjmuje w przypadku, gdy krążek gumowy przywulkanizowany jest do zewnętrznych płytek, wtedy

$$m_{\max} = 4,67$$

W przypadku osiowego ściskania cylindra gumowego, którego zewnętrzne powierzchnie są przytwierdzone do płytek można korzystać z przybliżonego rozwiązania.

Przy założeniu małych odkształceń, dla których obowiązuje prawo Hooke'a, dla zależności ugięcia Δh krążka od obciążenia P obowiązuje wzór (przyjęto $3G = E$):

$$\Delta h = \frac{Ph}{3\pi r^2 G} \left[1 - \frac{th \left(\sqrt{\frac{h}{6}} \frac{h}{r} \right)}{\sqrt{\frac{h}{6}} \frac{h}{r}} \right] \quad (4)$$



9. Doświadczalnie wyznaczone charakterystyki osiowe niektórych amortyzatorów krążkowych. Charakterystyki pojedynczych krążków, bez napęcia wstępnego. (Numery amortyzatorów wg tabeli)

gdzie: r — początkowy promień poprzecznego przekroju cylindra, th — tangens hiperboliczny. Ten wzór można wyrazić w postaci:

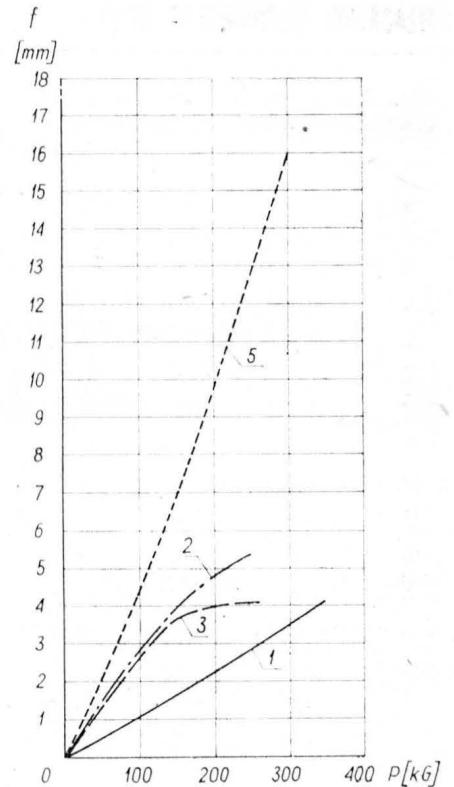
$$P = Ek\pi r^2 \frac{\Delta h}{h} \quad (5)$$

gdzie:

$$k = \frac{1}{1 - \frac{r}{\sqrt{6}} \frac{th \left(\sqrt{\frac{h}{6}} \frac{h}{r} \right)}{h}} \quad (6)$$

Ponieważ dla cylindra stosunek powierzchni podstawy do bocznej

$$k_0 = \frac{\pi r^2}{2\pi r h} = \frac{r}{2h} \quad (7)$$



10. Charakterystyki promieniowe niektórych amortyzatorów. Amortyzatory kompletne (podwójne krążki), ze ścisaniem wstępnym (Numery amortyzatorów wg tabeli)

korzystywana do obliczeń charakterystyk ugięcia gumowych cylindrycznych amortyzatorów z utwardzonymi do płytek podstawami zarówno według prostszego liniowego wzoru (5), jak i według nieliniowego wzoru (2') dającego bardziej dokładne wyniki, zwłaszcza przy dużych odkształceniach. Prosta na rysunku 8 odpowiada oblicze-

Zestawienie danych

Oznaczenie linii na wykresie	d [mm]	d_1 [mm]	h [mm]	Twardość w skali Shore'a	Maksymalne ugięcie promieniowe f [mm]
1	66	27	10,5	75	5
2	66	28	15	50	5
3	60	26	8	—	4,5
4	60	23	10	—	6
5*)	90	55	35	—	20

*) Podano średnią średnicę wewnętrzną i zewnętrzną. Amortyzator ma kształt dzwonu.

współczynnik kształtu k , określony równaniem (6), zależy wyłącznie od stosunku powierzchni k_0 . Ta zależność została graficznie wyrażona przez krzywą na rysunku 8. Może być ona wy-

rażona przez wzór:

$$k = 1 + mk, \quad (8)$$

dla $m = 4,67$.

Na podstawie E. G. Grigoriewa: *Rasčet i konstruirowanie rezinonnych amortizatorow*, Moskwa 1960, oraz pomiarów własnych opracowali: mgr inż. R. Rogalski, mgr inż. R. Słotwiński

Dokończenie ze str. 18

Jako równanie wyjściowe wykorzystano równanie spełniające warunki równowagi płyty kołowo-symetrycznej oraz związku między odkształceniami i naprężeniami. Równanie spełniające warunki równowagi płyty kołowo-symetrycznej powszechnie znane w literaturze przyjęto w postaci [5]:

$$\frac{r}{b} \frac{d}{dr} (\sigma_r b) + \sigma_r - \sigma_\theta = 0 \quad (1)$$

gdzie:

r — promień tarczy,

b — grubość tarczy, która w ogólnym przypadku jest funkcją promienia,

σ_r — naprężenie promieniowe występujące w elemencie tarczy,

σ_θ — naprężenie obwodowe występujące w elemencie tarczy,

Związki między odkształceniami i naprężeniami wyrażają się wzorami [6]:

$$\epsilon_r = \frac{du}{dr} = \frac{\sigma_r}{E} - \nu \frac{\sigma_\theta}{E} + \alpha T \quad (2)$$

$$\epsilon_\theta = \frac{u}{r} = \frac{\sigma_\theta}{E} - \nu \frac{\sigma_r}{E} + \alpha T \quad (3)$$

gdzie:

ϵ_r — odkształcenie promieniowe,

ϵ_θ — odkształcenie obwodowe,

u — wydłużenie promieniowe,

ν — współczynnik Poissona,

α — współczynnik rozszerzalności liniowej,

E — moduł sprężystości.

Po wykonaniu odpowiednich operacji i przekształceń matematycznych, ostateczne wzory według których obliczono naprężenia przyjęły postać następującą:

— wzór na drugie przybliżenie

$$\begin{aligned} \sigma_r^{(2)} = & \frac{1}{b} \left\{ \int_{R_1}^r \frac{b}{\xi} \chi(\xi) d\xi + \int_{R_1}^r \frac{b}{\xi} \times \right. \\ & \times \left[\frac{E(1-\nu^2)}{\xi^{1+\nu}} \int_{R_1}^r \frac{\xi^\nu \sigma_r^{(1)}}{E} d\xi - (1-\nu) \sigma_r^{(1)} \right] d\xi + \\ & \left. + D \int_{R_1}^r \frac{Eb}{\xi^{2+\nu}} d\xi + b(R_1) \sigma_r(R_1) \right\} \quad (4) \end{aligned}$$

— wzór na drugie przybliżenie

$$\sigma_\theta^{(2)} = \nu \sigma_r^{(2)} + \chi(r) + \frac{E(1-\nu^2)}{r^{1+\nu}} \int_{R_1}^r \frac{\xi^\nu \sigma_r^{(2)}}{E} d\xi + D \frac{E}{r^{1+\nu}} \quad (5)$$

gdzie:

R_1 — promień wewnętrzny tarczy,

ξ — promień bieżący,

$$\begin{aligned} \chi(r) = & \frac{(1+\nu)E}{r^{1+\nu}} \int_{R_1}^r \xi^\nu \alpha T d\xi - E \alpha T + \\ & + R_1^{1+\nu} \frac{E}{r^{1+\nu}} \alpha(R_1) T(R_1) \quad (6) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \sigma_r^{(1)} = & \frac{1}{b} \left[\int_{R_1}^r \frac{b}{\xi} \chi(\xi) d\xi + \right. \\ & \left. + B \int_{R_1}^r \frac{Eb}{\xi^{2+\nu}} d\xi + b(R_1) \sigma_r(R_1) \right] \quad (7) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} B = & \left[\sigma_r(R_2) b(R_2) - \int_{R_1}^{R_2} \frac{b}{r} \chi(r) dr - b(R_1) \sigma_r(R_1) \right] \times \\ & \times \left[\int_{R_1}^{R_2} \frac{Eb}{r^{2+\nu}} dr \right]^{-1} \quad (8) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} D = & \left[\int_{R_1}^{R_2} \frac{Eb}{r^{2+\nu}} dr \right]^{-1} \left\{ \sigma_r(R_2) b(R_2) - \int_{R_1}^{R_2} \frac{b}{r} \chi(r) dr + \right. \\ & \left. + \int_{R_1}^{R_2} \frac{b}{r} \left[\frac{E(1-\nu^2)}{r^{1+\nu}} \int_{R_1}^{R_2} \frac{r^\nu \sigma_r^{(1)}}{E} dr - (1-\nu) \sigma_r^{(1)} \right] dr - \right. \\ & \left. - b(R_1) \sigma_r(R_1) \right\} \quad (9) \end{aligned}$$

R_2 — promień zewnętrzny tarczy.

Naprężenia cieplne obliczone według danych wzorów przedstawiono na wykresach.

Rysunek 11 przedstawia przebieg zmiany naprężeń cieplnych wzdłuż promienia w płaszczyźnie środkowej tarczy podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym ($t = 0s$) oraz po upływie 0,5 s od chwili wyłączenia silnika. W obliczeniach uwzględniono tylko obciążenia cieplne. Rozpatrywana tarcza jest wykonana ze stali EI415.

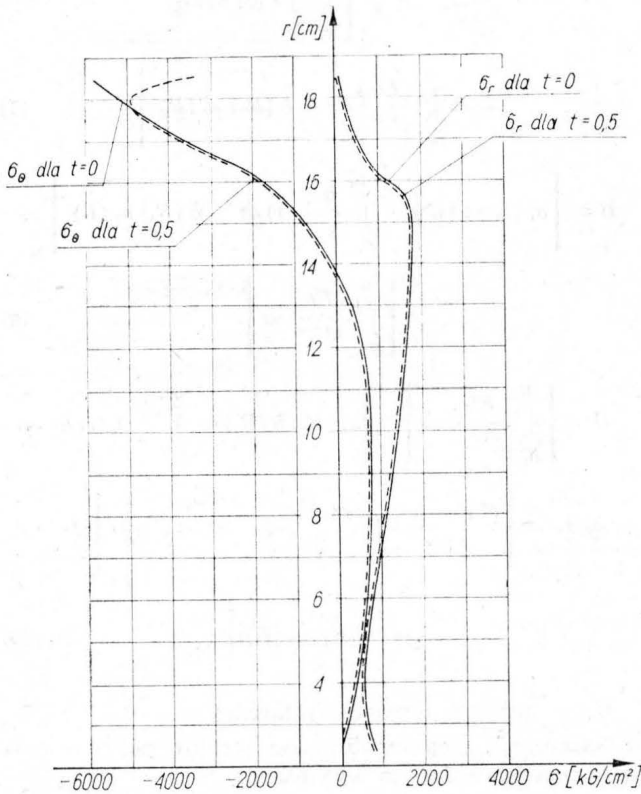
Jak wynika z rys. 11 największe naprężenia obwodowe σ_θ występują w pobliżu obwodu tarczy podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym. Po upływie 0,5 s od chwili wyłączenia silnika największe naprężenia obwodowe zmniejszają się, a maksimum ich przesuwa się w kierunku mniejszych promieni. Największe promieniowe naprężenia cieplne σ_r występują w tarczy również podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym.

Rysunek 12 przedstawia przebieg zmiany zastępczych naprężeń cieplnych σ_z wzdłuż promienia w płaszczyźnie środkowej tarczy podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym oraz po upływie 0,5 s od chwili wyłączenia silnika. Naprężenia zastępcze liczono wg wzoru:

$$\sigma_z = \sqrt{\sigma_r^2 + \sigma_\theta^2 - \sigma_r \sigma_\theta} \quad (10)$$

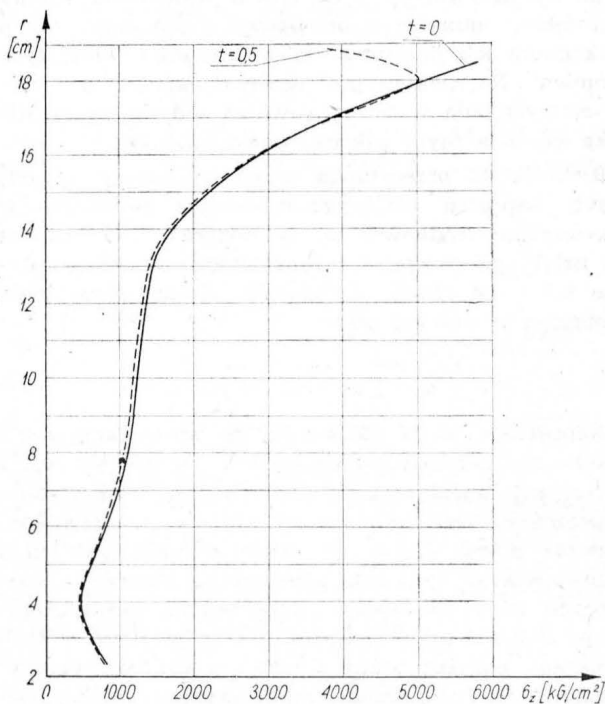
Naprężenia te są największe w warunkach pracy silnika na zakresie maksymalnym. Po upływie 0,5 s od chwili wyłączenia silnika wartość maksymalna naprężeń σ_z jest mniejsza od wartości maksymalnej podczas pracy silnika na zakresie maksymalnym i przesunięta w kierunku przewężenia tarczy. W niektórych punktach tarczy zastępcze naprężenia cieplne po upływie 0,5 s są większe niż naprężenie w tych punktach podczas pracy silnika na zakresie maksymalnym, ale nie przekraczają naprężeń maksymalnych.

W warunkach pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym największe promieniowe przemiesz-



11. Przebieg zmiany naprężeń cieplnych wzdłuż promienia w płaszczyźnie środkowej tarczy podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym ($t = 0$ s) i po upływie $t = 0,5$ s od chwili wyłączenia silnika

czenie cieplne występuje na obwodzie tarczy. Po wyłączeniu silnika, w związku ze spadkiem temperatury zewnętrznej części wieńca tarczy, promieniowe przemieszczenia cieplne maleją. Przyrosty ujemne prze-



12. Przebieg zmiany zastępczych naprężeń cieplnych wzdłuż promienia w płaszczyźnie środkowej tarczy dla $t = 0$ s i $t = 0,5$ s

mieszczą się na tyle małe, że powstające dzięki nim naprężenia dynamiczne (w wyniku skurczu) są znikome. Być może, że otrzymane wyniki uwarunkowane względami pomiarowymi nie pozwoliły na wykrycie zjawisk falowych zachodzących w tarczy, co wiązałoby się z koniecznością dokonywania pomiarów w milisekundowych odstępach czasu.

Wnioski

Przytoczone rozkłady temperatur, gradientów temperatur oraz przebieg zmiany naprężeń cieplnych wzdłuż promienia w płaszczyźnie środkowej tarczy podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym oraz po upływie 0,5 s od chwili wyłączenia silnika pozwalają wyciągnąć następujące wnioski:

- po wyłączeniu silnika podczas lotu samolotu odbywa się intensywne chłodzenie tarczy od strony łopatek. Maksymalne wartości temperatur tarczy przesuwają się od obwodu w kierunku przewężenia

- temperatura tarczy poniżej przewężenia zmienia się nieznacznie w początkowej fazie po wyłączeniu silnika

- maksymalne naprężenia cieplne w tarczy po wyłączeniu silnika są mniejsze niż naprężenia podczas pracy silnika na ustalonym zakresie maksymalnym

- w niektórych punktach tarczy zastępcze naprężenia cieplne po wyłączeniu silnika są nieznacznie większe od naprężeń w tych samych punktach podczas pracy silnika na zakresie maksymalnym. Są one jednak mniejsze od największych naprężeń na zakresie maksymalnym

- biorąc pod uwagę naprężenia cieplne w tarczy tylko po wyłączeniu silnika należy stwierdzić, że są one największe bezpośrednio po jego wyłączeniu

- w przypadku jednostronnego chłodzenia tarczy mogą się pojawić niebezpieczne odkształcenia wynikające z nierównomiernego chłodzenia

- naprężenia cieplne, w zależności od promienia tarczy, zwiększają lub zmniejszają naprężenia pochodzące od przyspieszeń dośrodkowych, przyspieszeń kątowych, drgań tarczy i łopatek itp.

- w związku z tym, że po wyłączeniu silnika podczas lotu samolotu występują w tarczy stosunkowo duże naprężenia cieplne w rejonie zamków łopatek oraz stosunkowo duże gradienty temperatur w rejonie przewężenia tarczy, wskazane byłoby wówczas dokonanie przeglądu tarczy ze szczególnym uwzględnieniem wymienionych rejonów.

Podane wnioski sformułowano przy uwzględnieniu tylko obciążeń cieplnych tarczy turbiny.

Literatura

1. Zirickij G. S., Łokaj W. I., Maksutowa M. K., Strunkin W. A.: *Gazowyje turbiny awiacyjnych dwigatielej*. Oborongiz, Moskwa 1963.
2. Stieczkin B., Kazandżan P., Aleksiejew Ł., Goworow A., Konowałow N., Nieczajew J., Fiodor R.: *Teoria silników odrzutowych*. Tłumaczenie. MON, Warszawa 1960.
3. Alabin M. A., Kac B. M., Litwinow J. A.: *Zapusk awiacyjnych gazoturbinnych dwigatielej*. Maszynostrojenie. Moskwa 1968.
4. Wiśniewski S.: *Obciążenia cieplne silników tłokowych*. WKŁ, Warszawa 1972.
5. Birger I. A.: *Krugłyje plastinki i oboloczki wraszczennia*. Oborongiz, Moskwa 1961.
6. Konowaljenko A.: *Krugłyje plastinki pieriemiennoj tołstsziny* Fizmatgiz, Kijew 1959.

Zmodyfikowany układ energetyczny samolotu Concorde

Wraz ze wzrostem automatyzacji samolotu wzrastają wymagania co do niezawodności i mocy pokładowych źródeł energii elektrycznej.

Szczególnie wzrasta zapotrzebowanie mocy źródeł energii elektrycznej w samolotach pasażerskich i transportowych.

W samolocie naddźwiękowym Concorde najczęściej energii elektrycznej zużywają takie urządzenia jak: elektryczne pompy paliwowe silników, agregaty systemu odladzania krawędzi natarcia, urządzenia automatycznego sterowania i kontroli lotu samolotu.

Ponadto obciążenie handlowe (kuchnia, urządzenia transportu) wymaga mocy 40 KVA energii elektrycznej.

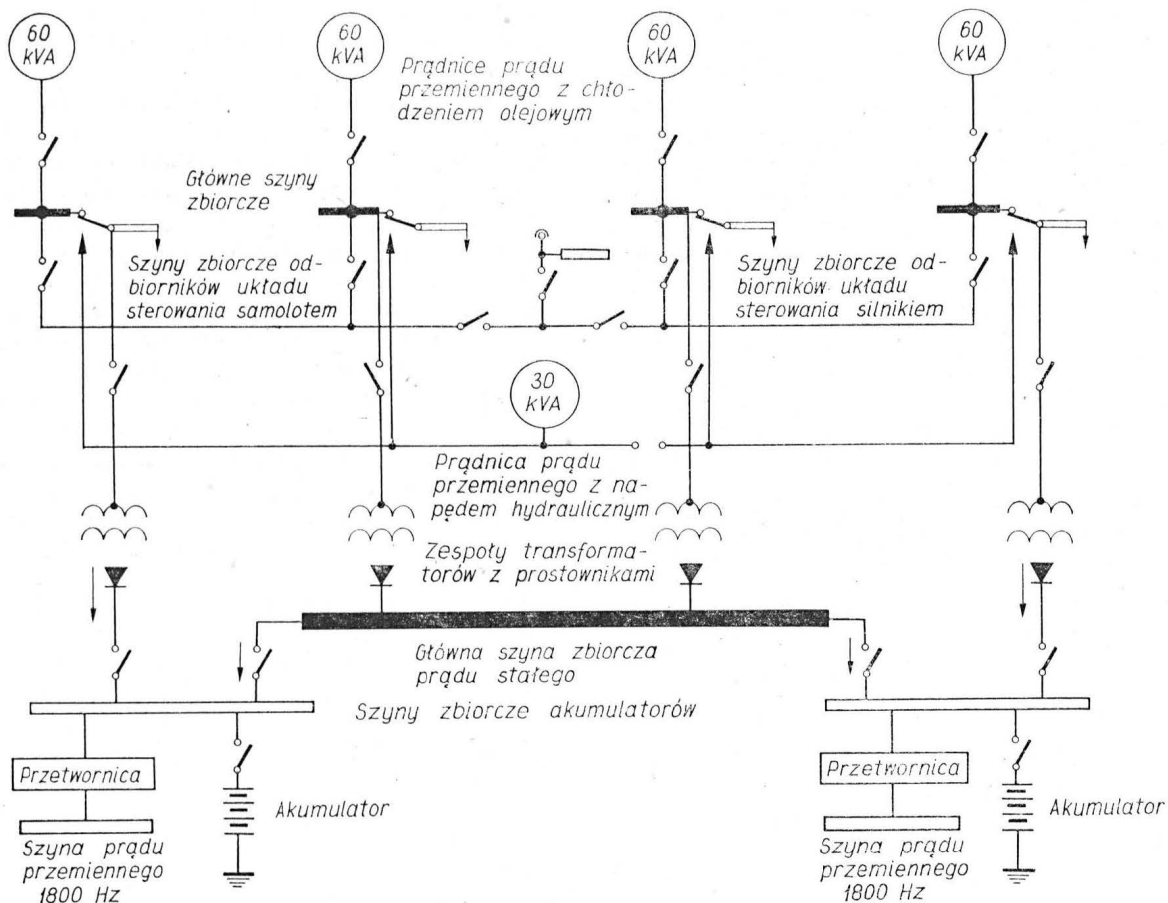
Konstruktorzy tego samolotu napotkali znaczne trudności przy projektowaniu układu energetycznego zasilania, mając do spełnienia wysokie wymagania niezawodnościowe oraz zapewnienie niezbędnej mocy źródeł elektrycznych wynoszącej około 240 kVA. Dzięki postępowi, jaki dokonał się w ostatnich trzech latach, w konstrukcjach urządzeń elektroenergetycznych możliwe było zwiększenie mocy źródeł energii w samolocie Concorde o około 50%, przy jednoczes-

nym zmniejszeniu ciężaru urządzeń układu energetycznego o przeszło 100 kg. Uzyskano to przez zmianę sposobu wytwarzania energii elektrycznej i zmianę systemu połączeń układu elektroenergetycznego.

Zmiany sposobu wytwarzania energii elektrycznej

Już w pierwszej fazie projektowania samolotu Concorde analiza obciążeń układu wykazała, że moc chłodzonej olejem prądnicy powinna wynosić 40 kVA. Z uwagi na temperaturę oleju chłodzącego i temperaturę otoczenia dokonano wyboru prądnicy z wirnikiem jednorodnym (pełnokutym) jako jedynej nadającej się do eksploatacji w warunkach wysokich temperatur. Równocześnie wystąpiło parę innych czynników, które zmusiły do zmiany pierwotnej decyzji. W pierwszym rzędzie obniżono temperaturę oleju chłodzącego w wyniku wielu udoskonaleń dokonanych na samolocie, wliczając w to udoskonalenie odprowadzania ciepła z systemu chłodzącego oraz obniżenie temperatury maksymalnej. W tym samym okresie nastąpił rozwój diod do pracy w wyższych (podwyższonych) temperaturach. I tak po

Schemat zmodyfikowanego układu elektroenergetycznego samolotu Concorde



upływie trzech lat zapadła decyzja, że można już przystąpić do rozważania projektu wprowadzenia prądnicy z wirującymi prostownikami (*rotating rectifier machines*). Rozpoczęto badania na będących do dyspozycji prądnicach, których możliwości były znane. Gruntowna analiza warunków obciążeń pozwoliła na stwierdzenie w roku 1967, że ustalenie wartości mocy znamionowej 50 kVA było właściwe. Niemniej jednak zdawano sobie sprawę z dużego znaczenia podniesienia mocy znamionowej prądnicy do 60 kVA chłodzonych olejem z diodowym układem prostowniczym zabudowanym w wirniku prądnicy. Na wszelki wypadek zatem zdecydowano się zastosować wirujący prostownik o mocy znamionowej 60 kVA w celu uzyskania na czasie w przypadku potrzeby wykorzystania prądnicy o większej mocy.

Powzięcie takiej decyzji było tym łatwiejsze, że prostownik wirujący 60 kVA miał dokładnie taki sam ciężar, jak prądnice z wirnikiem wypełnionym 40 kVA. W pierwszym okresie projektowania układ elektryczny Concorde obejmował dwa niezależne od siebie kanały, z których każdy z osobna zasilają dwie prądnice, a kanały były kontrolowane osobno (w celu wykluczenia możliwości, że uszkodzenie jednego z nich wyeliminuje oba źródła zasilania).

Zmiany w połączeniach układu energetycznego

Przez przeszło dwa lata konstruktorzy podlegali presji ze strony towarzystw lotniczych domagających się zaprojektowania układu wytwarzającego energię elektryczną w samolocie Concorde w taki sposób, ażeby pozwalał na rozporządzanie trzema zdatnymi do użytku prądnicami i to bez ograniczeń pod względem obciążenia.

Wprawdzie wartość mocy znamionowej 60 kVA dostarcza dostatecznie dużej mocy, nawet w przypadku gdy jedna z prądnic nie nadaje się do użytku, lecz naprawdę trudny problem wyłonił się przy potrzebie zasilania dwóch obciążeń, które są znacznie większe niż pozostałe.

Pierwsze z tych obciążeń reprezentuje system przeciwoblodzeniowy wymagający 96 kVA. Dodać do tego należy zapotrzebowanie użytkownika samolotu na obciążenie handlowe dla kuchni potrzebującej aż do 40 kW. Występowanie obu tych obciążeń w sytuacji grożącej wyeliminowaniem jednej prądnicy w przypadku korzystania z trzech prądnic było powodem żądania możliwości przełączania umożliwiającego przenoszenie obciążeń.

Równocześnie niepokój budził fakt, że obciążenie pojedynczej (poszczególnej) prądnicy prądu przemiennego zasilającej jeden lub dwa osobne układy rozdzielcze wzrastało, ponieważ nie można go było wspomóc zapasową mocą dwóch maszyn z drugiego układu.

Rozpatrywanie czynników występujących w tej sytuacji zmuszało konstruktorów do szukania lepszego rozwiązania na wypadek bardzo mało prawdo-

podobnej sytuacji grożącej całkowitą awarią wszystkich czterech prądnic układu energetycznego prądu przemiennego lub awarią wszystkich czterech silników. Rozwiązanie, jakie przyjęto na taką ewentualność, polegało na wprowadzeniu piątej prądnicy o mocy nominalnej 30 kVA, napędzanej silnikiem hydraulicznym.

Rysunek przedstawia schemat połączeń tego układu elektrycznego. Układ składa się z czterech szyn zbiorczych zasilanych przez cztery prądnice o mocy 60 kVA każda. Każda z tych szyn zbiorczych jest podzielona na dwa odcinki, jeden dostarczający normalne obciążenie i drugi dostarczający dodatkowe obciążenie. Poszczególne szyny zbiorcze mogą być włączone do pracy równoległej z pozostałymi. W ten sposób szyna jest zasilana bez względu na uszkodzenie prądnicy, która ją w normalnych warunkach zasilą. Jeżeli zdarzy się uszkodzenie szyny zbiorczej w układzie, wyłącznik oddzieli ją od pozostałych szyn, nie zakłócając pracy ich źródeł energii elektrycznej. Równocześnie stycznik przełączający połączy odcinek szyny zbiorczej, dostarczający głównych obciążeń z piątą rezerwową prądnicą, której zdolność do zasilania następuje po upływie jednej do dwóch sekund od chwili włączenia. Dysponuje się więc znowu mocą 30 kVA do zasilania głównych urządzeń i silników w samolocie. Obecność prądnicy rezerwowej pozwoliła na całkowite wyeliminowanie dużych, stycznych przetwornic (falowników). Pozostawiono jedynie przetwornicę wysokiej częstotliwości do zasilania elektrycznego układu sygnalizującego systemu kontroli lotu. Moc układu w przypadku awarii została zwiększona, ponieważ zastosowana 30 kVA prądnica dostarcza prądu trójfazowego, dzięki któremu nie zostaje przerwana praca pomp paliwowych.

Niezbędna pojemność elektryczna akumulatorów została zmniejszona w porównaniu z poprzednim układem prądu stałego, ponieważ akumulatory muszą mieć obecnie energię wystarczającą jedynie do uruchomienia silnika. To zmniejszenie liczby akumulatorów oraz wyeliminowanie statycznych przetwornic półprzewodnikowych pozwoliło na zmniejszenie ciężaru układu elektrycznego. Połączenia układu energetycznego prądu stałego różnią się tylko nieznacznie od połączeń pierwotnie projektowanego układu. Obecnie jest do dyspozycji główna szyna zbiorcza, która może być odłączona, (jeśli sytuacja będzie tego wymagała), ponieważ są zainstalowane dwie równoległe szyny zbiorcze wspomagane akumulatorami i zaopatrzone w swoje własne transformatory prostownikowe do ładowania akumulatorów. Transformatory te zasilane są z głównej szyny zbiorczej prądu przemiennego. Układ może więc pracować jako układ całkowicie równoległy lub jako układ równoległy podzielony, zależnie od sytuacji zaistniałej w całym systemie energetycznym.

Opracowano na podstawie: H. Hill: *Electrical system*, „Flight — International” 1969.

MADAP —zautomatyzowany system przetwarzania i zobrazowywania danych w Maastricht

W artykule przedstawiono koncepcje i osiągi techniczne systemu MADAP, który na przełomie lat 1972/73 zainstalowano w Maastricht.

Omówiono podstawowe zadania wykonywane przez 8 komputerów, które obsługują przeszło 80 stanowisk operacyjnych i szkoleniowych.

Układ systemu został opracowany przez komputer i urządzenie symulacyjne w Eksperymentalnym Centrum Eurocontrol w Brétigny.

Dokończenie

Peryferyjny zespół komputerowy (PCC)

Zadania jego są następujące:

- interpretacja i przetwarzanie informacji wprowadzonych przez kontrolera
- formowanie danych do zobrazowania informacji na elektronicznych wskaźnikach danych (EDD) i syntetycznych wskaźnikach danych (SDD)
- opracowywanie wiadomości w formie wydrukowanego paska postępu lotu
- repetycja danych wyjściowych dla systemu zobrazowywania,
- realizowanie rozkazów programu nadzorczego łącznie ze zmianą zestawu urządzeń
- świadczenie usług dla sekcji danych lotu (FDS), biura kontroli i nadzoru technicznego (TMCD) oraz sekcji szkolenia.

Zespół stanowią cztery komputery TR86 (na schemacie PC1); każdy z nich jest w stanie obsłużyć dwa sektory kontroli.

Rezerwę zespołu i systemu przy uszkodzeniu kolejno MC1 MC2 stanowią dwa dodatkowe komputery TR86 (na schemacie PC2).

Zasadniczo komputer z PC2 może zastępować dowolny komputer z PC1.

Jak wspomniano, w stanie zagrożenia, gdy komputery główne MC1 i MC2 uległy uszkodzeniu, system opiera się na jednym z komputerów z PC2, który realizuje wtedy następujące funkcje:

- przetwarzanie planów lotu bez uaktualniania danych lotu i korelowania pozycji według planu lotu i informacji radarowej
- porównywanie kodów identyfikacji radaru wtórnego ze znakami wywoławczymi samolotu
- częściowe przetwarzanie informacji radarowych (transpozycja na wspólne współrzędne odniesienia)
- rozdzielanie informacji radarowych do zespołu PC1; każdy komputer zespołu może opracowywać cztery zobrazowania radarowe.

Komputery z zespołu PC1 w stanie zagrożenia realizują:

- oddzielne przetwarzanie informacji radarowych bez systematycznego śledzenia
- wypracowywanie informacji zbiorczych do przedstawiania sytuacji ruchowej w sektorze na podstawie danych z maksimum trzech radarów

- inne funkcje, jak podczas stanu normalnego pracy, lecz o zmniejszonej szybkości repetycji obrazu, gdy komputer peryferyjny jest obciążony.

Układ zestawu komputerów peryferyjnych jest identyczny. Jednostki centralne z pamięcią operacyjną (ferrytową) 64 K przy długości słowa 24 bity. Ponadto: standardowy kanał wejścia/wyjścia do połączenia *on-line* z dwoma komputerami głównymi, dwoma peryferyjnymi, zespołem nagrywania i *off-line* z czytnikiem kart, dziurkarką kart, szybką drukarką. Oprócz kanału standardowego jest kanał jednostki centralnej do podłączenia czytnika i drukarki taśmy papierowej oraz po cztery kanały zobrazowania danych do podłączenia zespołów sterowania zobrazowaniem dla wskaźników EDD oraz SDD.

Komputery z zestawu PC2 mają ponadto:

- standardowy kanał wejścia/wyjścia do podłączenia dwu zespołów pamięci dyskowej SSP 100-86 o pojemności 2 mln bajtów każda, szybkości przekazywania danych 300 kbajtów/s i średnim czasie dostępu 17,2 ms
- kanał wejścia/wyjścia multipleksera dla podłączenia do łączy dyskretnych (1200 do 2400 bitów/s)
- osiemnaście simpleksowych układów przekazywania danych do łączy informacji radarowych (2400 bitów/s)
- sześć duplexowych układów przekazywania danych do sąsiednich OKRL i ośrodków Meteo (1200 lub 2400 bitów/s).

Wszystkie sześć komputerów zespołu peryferyjnego PCC jest na stałe i osobno połączone kablami koncentrycznymi z każdym z komputerów głównych MC1 i MC2.

Podsystem wejść operatorskich i zobrazowywania (ODS)

Podsystem (na schemacie ODS) umożliwia porozumiewanie się personelu kontroli ruchu lotniczego lub określonego personelu technicznego z zespołami komputerów MCC i PCC. Do porozumiewania się z komputerami służy wiele urządzeń wejścia, jak „dotykowe” urządzenie wprowadzania danych, klawiatura, dalekopisy. Kontroler ze wskaźników i drukarek ma w postaci obrazu lub wydruku wszelką informację zakumulowaną w zespołach komputerowych co do sytuacji ruchowej obszaru podległego kontroli Maastricht.

Liczba, zawartość, obrazowość informacji jest w wielkim stopniu indywidualną sprawą kontrolera.

Funkcjonalnie stanowiska dla podsystemu są następujące:

- siedem sektorów kontroli, każdy z sekcją planowania, wykonawczą i stanowiskiem śledzenia

- sekcja danych lotu do ręcznego opracowywania planów lotu i wiadomości, które przychodzą z wewnętrznych OKRL przez sieć AFTN (stała sieć łączności lotniczej), telefonicznie lub przez radio

- stanowisko kierownika nadzoru
- sekcja meteo
- sekcja szkolenia
- biuro kontroli i nadzoru
- stanowisko pomiarów i kontroli.

Łącznie stanowiska te mają:

92 wskaźniki EDD

47 wskaźników SDD

16 klawiatur alfanumerycznych

46 pulpitów sterowania obrazowaniem

46 „dotykowych” urządzeń wprowadzających dane

18 drukarek pasków planów lotu

46 układów naprowadzania i lokalizacji

5 drukarek stron

3 dalekopisy wejście/wyjście

10 dalekopisów kontroli technicznej

1 panel wyboru obrazu i rodzaju obrazowania.

Stanowiska sekcji szkolenia i kontroli obsługiwane są przez jeden z rezerwowych komputerów zespołu PC2.

Transformację binarnej informacji z komputera na analogową z rozdziałem na różne wskaźniki przeprowadza urządzenie sterowania obrazowaniem. Składa się ono z dwu oddzielnych zespołów sterowania, z których każdy steruje zwykle 50% wskaźników w sektorze z niezbędną szybkością „odświeżania” informacji (20 Hz). W razie awarii jednego z zespołów pozostały steruje wszystkimi wskaźnikami przy częstotliwości repetycji informacji obniżonej.

Wskaźniki zasilane są jedynie informacjami syntetycznymi, dlatego obraz pozbawiony jest szumów i zakłóceń. „Surowe” obrazowanie radarowe w systemie nie ma miejsca, dzięki czemu kontroler dysponuje obrazem przejrzystym, często uaktualnianym; czynnik zmęczenia u kontrolera jest zredukowany.

Oprogramowanie

Uwzględnia istnienie dwu zestawów sprzętu, tj. komputera głównego (MC) i komputera peryferyjnego (PC). Oprogramowanie umożliwia wykonywanie różnych zadań, przy czym głównym zadaniem jest odciążenie od licznych czynności operacyjnych jak:

- wykrywanie sytuacji konfliktowych w fazie planowania ruchu
- przeliczanie spodziewanych czasów przelotu nad punktami meldunkowymi
- drukowanie pasków planów lotu
- przeliczanie informacji radarowych z różnych źródeł na wspólne współrzędne odniesienia
- selekcję informacji z określonych sektorów i przekazywanie ich do układów pamięciowych i obrazowania
- określanie toru i pozycji śledzenia według informacji radaru pierwotnego oraz/lub wtórnego

- wyliczanie aktualnej i przewidywanej pozycji samolotu według danych bieżącego planu lotu, osiągnięć dla typu samolotu i warunków meteorologicznych

- korelowanie pozycji samolotu według informacji radarowych i danych planu lotu i automatyczne uaktualnianie magazynowanych danych o planie lotu

- przedstawianie zgodnie z przyjętym programem lub na życzenie kontrolera danych o locie na wskaźnikach EDD.

Ponadto oprogramowanie umożliwia przetwarzanie określonych informacji ze wskaźników SDD, wprowadzanie zależnie od sytuacji ruchowej skorygowanych danych, bezpośrednią wymianę informacji z sąsiednimi OKRL, rejestrację danych dla statystyki, potrzeb prawnych; umożliwia też zmianę zestawu urządzeń dla dwu stanów operacyjnych — zwykłego i zagrożenia.

Oprogramowanie MADAP jest modułowe, co umożliwia użycie tych samych modułów do oprogramowania systemu przy różnych stanach operacyjnych, dokonywanie modyfikacji w danym module bez ujemnego wpływu na inne części programu, oddzielną kompilację modułów itd.

Dany moduł jest zespołem autonomicznym o zawartości 1000 do 4000 rozkazów maszynowych, wykonującym określone zadania. Komunikacja pomiędzy poszczególnymi modułami realizowana jest przez program nadzorczy.

Oprogramowanie MADAP składa się z około 50 modułów oznakowanych według odpowiedniego podsystemu odniesienia.

Ogólnie biorąc, cechą elementów całego systemu jest daleko zaawansowana modułowość, szczególnie jeśli chodzi o wyposażenie stanowisk roboczych (w sali operacyjnej jest ich 78), co umożliwia z typowych pulpitów dolnych i górnych zestawiać sześć różnych układów konsolowych do kontroli wykonawczej oraz śledzenia, kontroli planowania, do szkolenia, dla kierownika nadzoru, sekcji MET/AIS oraz sekcji danych lotu (FDS).

Bardzo funkcjonalnie opracowane jest stanowisko technicznej kontroli stanu systemu; umożliwia ono pomiary, monitorowanie pracy i testowanie. W razie konieczności ze stanowiska można dokonywać sterowanie ręczne systemem do wprowadzenia niezbędnych modyfikacji oprogramowania i wyizolowania elementów uszkodzonych przez wprowadzenie do pracy urządzeń rezerwowych.

System MADAP jest eksploatowany od mniej więcej roku. Wszystkie wynikające w trakcie eksploatacji doświadczenia są pilnie śledzone przez zespoły studialne EUROCONTROL, wykonawcy i inne, ponieważ drugą z kolei wielką inwestycją EUROCONTROL będzie budowa zautomatyzowanego OKRL do kontroli górnej przestrzeni powietrznej południowej części NRF — UAC Karlsruhe. Prace w tym względzie są już poważnie zaawansowane.

Objaśnienia

bit — jednostka informacji zawierająca jedną wiadomość

bajt — umowna liczba bitów (najczęściej 8)

Na podstawie „The Controller” 1971 nr 1—3
oprac. inż. W. Barski

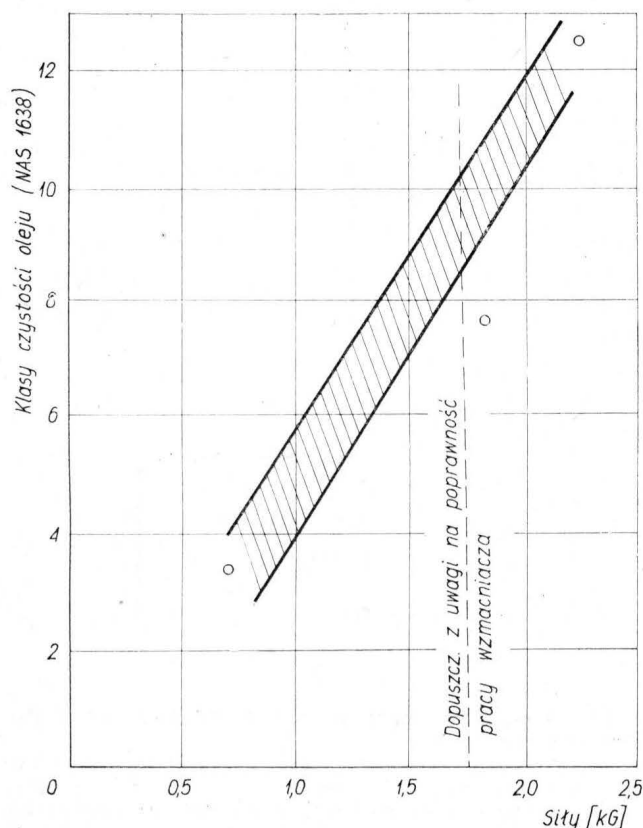
Filtracja oleju we współczesnych instalacjach lotniczych

Wpływ zanieczyszczeń na trwałość i niezawodność układów

Konstruktor na ogół nie ma wątpliwości co do wpływu filtracji na niezawodność i trwałość lotniczych układów hydraulicznych, jednak sposób ich rozwiązania w projekcie prawie zawsze nasuwa mu wiele wątpliwości i pytań:

- w jakiej klasie czystości powinien pracować projektowany układ hydrauliczny
- gdzie należy lokalizować filtry w instalacji hydraulicznej
- czy filtrować cały strumień oleju, czy tylko jego część
- jaką dokładność filtracji powinien zapewniać filtr
- jaki typ filtrów stosować do uzyskania założonego efektu.

Ogólnie bowiem filtracja to nie tylko problem techniczny, ale w równym stopniu ekonomiczny.



1. Wpływ filtracji na siły spowodowane obliteracją we wzmocniaczach hydraulicznych

W artykule omówiono wpływ zanieczyszczeń na trwałość i niezawodność pracy układów hydraulicznych, a następnie jakie i gdzie należy umieszczać filtry. Od ilości i jakości bowiem stosowanych filtrów zależy utrzymanie odpowiedniej klasy czystości oleju.

Szczegółowo przedstawiono kryteria doboru filtrów, które zapewniłyby dokładność filtracji. Zwrócono uwagę na czynniki decydujące o jakości filtracji, jak i niezawodności pracy całego układu.

Przyjęcie założenia krańcowego, by zastosować jak najliczniejsze i jak najdokładniejsze filtry w projektowanym układzie daje tylko pewność zwiększenia kosztów eksploatacji i późniejszej konserwacji, wcale natomiast nie daje pewności, że maszyna będzie mieć wysoką niezawodność ruchową i trwałość.

Aby uzyskać optymalne w tym względzie rozwiązanie, należy przeprowadzić analizę projektowanego układu hydraulicznego, która powinna dać odpowiedź na wyżej postawione pytania.

Ogólnie celem filtracji jest usunięcie z układu hydraulicznego przede wszystkim nierozpuszczalnych zanieczyszczeń stałych, gdyż ich drobiny powodują uszkodzenia elementów układu (tabl. 1, [11]) względnie pogarszanie jego prawidłowej funkcjonalności (tabl. 1, [11] rys. 7).

Mechaniczne drobiny zanieczyszczeń w oleju powodują trzy zasadniczo różne typy uszkodzeń:

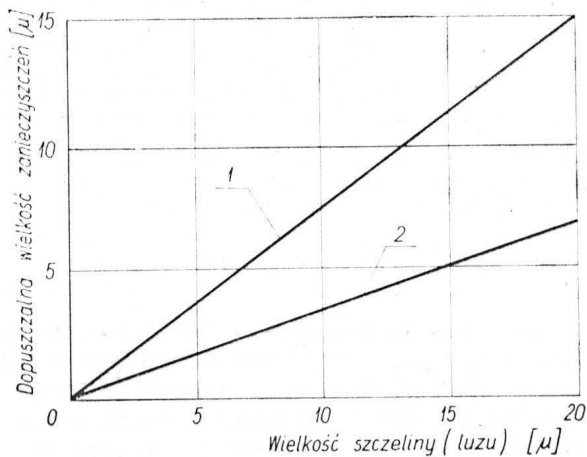
ścieranie czyli abrazja współpracujących ze sobą powierzchni przez względnie duże cząstki zanieczyszczeń, które dostają się w szczeliny między współpracującymi elementami. Czynniki decydującymi o intensywności tego procesu są: wielkość i fizyczne właściwości cząstek zanieczyszczeń; ilość cząstek, wielkość luzów między współpracującymi elementami i szybkość względna obu współpracujących ze sobą powierzchni (rys. 2),

erozja czyli abrazja części powodowana przez najdrobniejsze cząstki zanieczyszczeń mechanicznych (na ogół mniejsze od 5 mikronów), które niesione są w wielkiej ilości i z bardzo dużą prędkością w strumieniu oleju. Czynniki decydującymi o intensywności procesu niszczenia są tu: ilość drobin zanieczyszczeń niesionych w jednostce objętości oleju i szybkość względna, z jaką strumień obmywa narażone na erozję elementy.

zamulanie czyli obliteracja, to jest odkładanie się bardzo drobnych cząstek zanieczyszczeń mechanicznych oraz cząstek, które się tworzą w wyniku rozkładu chemicznego oleju w ciasnych szczelinach i na ważnych krawędziach elementów układu hydraulicznego.

Tablica 1. Wpływ filtracji na siły zamulania (obliteracji) we wzmocniaczach hydraulicznych [11]

Klasa czystości oleju wg NAS 1638	Ilość drobin zanieczyszczeń większych od 5 mikr. w 100 cm ³ oleju	Siły występujące we wzmocniaczu hydraulicznym [kG]
3	2500	0,7
8	80 000	1,8
		(wartość granicznie dopuszczalna)
12	1 250 000	2,2



2. Dopuszczalne wielkości drobin zanieczyszczeń w zależności od wielkości szczelin:
 1 — duże prędkości względne (krytyczne warunki na ścieranie, 2 — małe prędkości względne (krytyczne warunki na zamulenie)

nego, które zmieniają założone parametry (siły, przepływów, spadków ciśnień). Jest to więc zjawisko odmienne od dwóch poprzednich (rys. 1 i 2, tabl. 1).

Jak wynika z charakteru dwóch pierwszych zjawisk, ścieranie i erozja powstają nie tylko z powodu zanieczyszczeń mechanicznych oleju, ale procesy te z biegiem czasu potęgują się wskutek tego, że pewne elementy układu (pompy) powodują stałe narastanie ilości cząstek mechanicznych zanieczyszczeń, które (jeśli nie są usuwane przez filtry) wzmagają proces abrazyj w układzie.

Toteż podstawowym zadaniem filtrów w układach hydraulicznych jest skompensowanie tego procesu przez stałe wychwytywanie cząstek zanieczyszczeń, które wytwarza układ i zredukowanie tym samym poziomu zanieczyszczeń do poziomu dopuszczalnego dla danego typu układu, to znaczy utrzymanie w układzie odpowiedniej dla niego klasy czystości oleju. Jak wynika z tablicy 2, praca układu hydraulicznego przy koncentracji zanieczyszczeń większej od charakterystycznej dla niego koncentracji krytycznej wydatnie pogarsza trwałość układu i ogólnie jego pewność ruchu. Rysunek 3 przedstawia charakterystykę olejów stosowanych w hydraulice pod względem koncentracji zanieczyszczeń mechanicznych w różnych układach w porównaniu z olejami składowanymi. Obecnie daje się zauważyć tendencje, by i w układach hydrauliki przemysłowej (nielotniczej) pro-

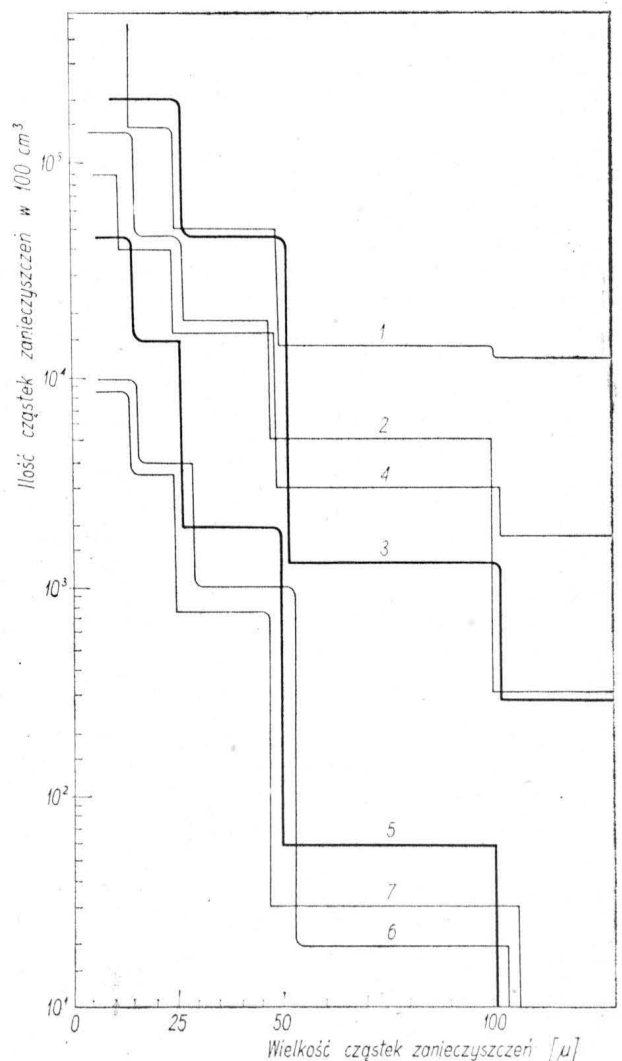
Tablica 2. Zależność trwałości osiowej pompy tłoczkowej od klasy czystości oleju [12] (trwałość wyceniono wg kryterium przecieków)

Klasa czystości oleju na jakim pracuje pompa	Ilość drobin zanieczyszczeń większych od 5 mikronów w 100 cm ³ oleju	Trwałość pompy	
		godzin	współczynnik
0-1	3 000-6 000	40-55	6
3-4	30 000-45 000	17-30	3
5-6	110 000-180 000	7-10	1

jektować instalacje i elementy na takie klasy czystości olejów, w jakich pracują układy hydrauliczne lotnicze i raketowe, czyli tendencja do przejścia na wyższe klasy czystości olejów [1]. Wynika to z coraz większych wymagań trwałości i pewności ruchu, jakie stawia się współczesnym maszynom, a co za tym — ze stosowania układów bardziej skomplikowanych, w których instaluje się bardziej precyzyjną aparaturę (zawory, wzmacniacze).

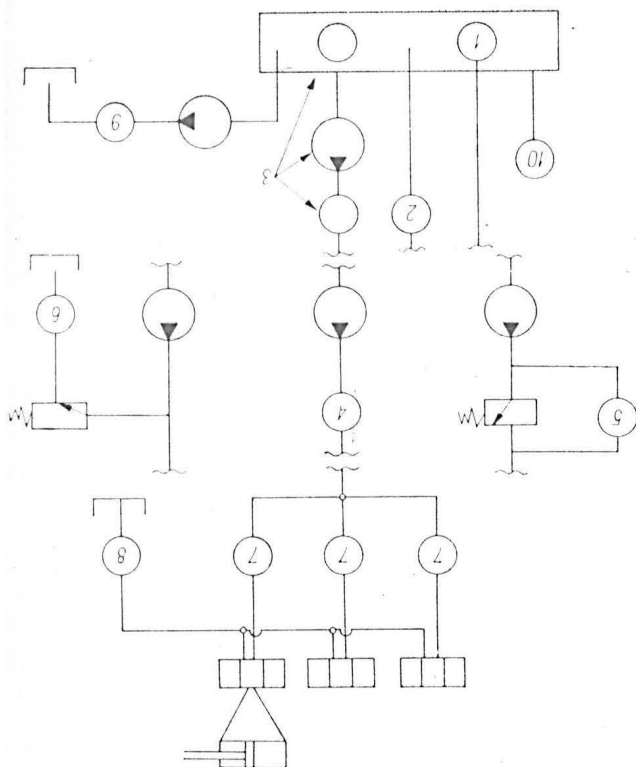
Gdzie należy instalować filtry w układach hydraulicznych

Utrzymanie czystości oleju w niezbędnej dla danego układu klasie wymaga stosowania odpowiedniej ilości i jakości filtrów (rys. 4 i tablice 3, 4 i 5). Opinie ekspertów w tym względzie są dosyć rozbieżne [2], [3], [4]. Generalnie obowiązuje tu zasada: filtry instaluje się przede wszystkim tuż za tymi elementami, które same wytwarzają w układzie zanieczysz-



3. Charakterystyka olejów w różnych układach pod względem zanieczyszczeń:

1 — olej świeży, 2 — olej świeży, 3 — olej w stoisku badawczym zaworów suwakowych, 4 — olej w przemysłowych układach hydraulicznych, 5 — olej w raketowych układach hydraulicznych, 6 — olej w lotniczych układach hydraulicznych, 7 — olej w lotniczych układach hydraulicznych



4. Warianty lokalizacji filtrów w układach hydraulicznych: 1 — filtr ssący w zbiorniku, 2 — filtr ssący poza zbiornikiem, 3 — drugi filtr po stronie ssania, 4 — filtr główny ciśnieniowy pełnoprzepływowy, 5 — filtr ciśnieniowy bocznikowy (by pass — wzgl. shunt), 6 — filtr upustowy (bleed off), 7 — filtry ochrony indywidualnej, 8 — filtr średniociśnieniowy na zlewie, 9 — zewnętrzny agregat filtrujący, 10 — filtr kompensacyjny (wlewowy): 1—3 — warianty po stronie ssania 4—6 — warianty po stronie tłoczenia

czenia (a więc przede wszystkim za pompami). Jeżeli układ hydrauliczny ma wiele takich źródeł generujących zanieczyszczenia, ochrona takiego systemu wymaga stosowania odpowiedniej liczby filtrów natchmiast wychwytyjących te zanieczyszczenia [5].

Tablica 3. Wymagania odnośnie absolutnej dokładności filtracji w układach hydraulicznych

Ogólna charakterystyka układu hydraulicznego	Wymagana absolutna dokładność filtracji [mikrony]
Typowe układy przemysłowe (bez spec. wymagań)	25
Układy nisko — i średniociśnieniowe:	
z normalnymi pasowaniami	20
z ciśniejszymi pasowaniami	15
Układy typowe przemysłowe średnio- i wysokociśnieniowe:	
w maszynach do pracy rewersyjnej (maszyny ziemne)	15
do sterowania prędkości ruchu rewersyjnego	10—15
urządzenia zasilające narzędzi mechanicznych	10
Układy wysokośnieniowe:	
ogólne	10
serwomechanizmy pozycyjne	5—8
obwody precyzyjne	5
Układy o wymaganej dużej pewności ruchu:	
ogólne	2,5—5
obwody elektrohydrauliczne precyzyjne	2,5—5
Specjalne układy na samolocie Concorde	1

Analiza zwykłych przemysłowych układów hydraulicznych wykazuje, że stosuje się w nich najczęściej zespół dwóch filtrów: na ssaniu i na bocznym upuście (względnie na boczniku) [6]. W układach natomiast bardziej skomplikowanych i odpowiedzialnych panuje tendencja stosowania filtrów wysokociśnieniowych pełnoprzepływowych, których wkłady wytrzymują różnicę ciśnień równą maksymalnym ciśnieniom panującym w układzie oraz filtrów ochrony indywidualnej (oczywiście także filtrów po stronie ssania). Filtry bocznikowe i upustowe w takich układach stosuje się tylko w charakterze instalacji awaryjnej.

Tablica 4. Dokładność absolutna filtracji w zależności od usytuowania filtrów w układzie

Usytuowanie filtru w układzie	Nr filtru na rys. 4	Stosowane dokładności w mikronach	Uwagi
Na ssaniu filtr zatopiony w wannie	1	25—40	z uwagi na niebezpieczeństwo kawitacji w pompie filtry nie mogą dawać dużych oporów
Na ssaniu filtr nie zatopiony	2	40—100	
Wspomagający agregat filtracyjny na ssaniu	3	możliwe uzyskanie każdej dokładności, praktycznie 20	agregat wspomagający stwarza doskonale warunki dla pracy pompy
Za pompą na przewodzie ciśnieniowym, pełny przepływ	4		
Na boczniku	5	zależnie od potrzeb, ale nie dalej jak 10	filtry muszą wytrzymać pełne ciśnienie i udary, ale ponieważ przepływa przez nie tylko 20 do 2% wydatku pompy, mają niewielkie rozmiary
Na upuście	6	..	stosuje się filtry niskociśnieniowe. Przepływy 20—2% wydatku pompy, niewielkie rozmiary filtrów
Przed ważnymi elementami układu	7	zależnie od wymagań do 3	stosuje się taką dokładność, jeżeli nie ma ogólnych filtrów ciśnieniowych 4. Filtry takie dają najlepsze zabezpieczenie; wysokociśnieniowe
		tylko 45—200	stosuje się tylko dokładność, jeżeli są odpowiednio dokładne główne filtry ciśnieniowe 4. Mają b. dużą trwałość
Na zlewie	8	zależnie od potrzeb do 5	nie jest wymagana wysoka wytrzymałość, ale dość duże rozmiary
Zewnętrzne (ewent. przenośny agregat)	9	zależnie od potrzeb nawet do 5 i niżej jeszcze	okresowe oczyszczenie instalacji względnie w czasie rozruchu
Zewnętrzne (kompensacyjno-wlewowy)	10	do 20	zamontowany na zbiorniku chroni przed zanieczyszczeniem w czasie fluktuacji oleju w zbiorniku i w czasie napełniania zbiornika

Tablica 5. Właściwości materiałów filtracyjnych stosowanych w układach hydraulicznych

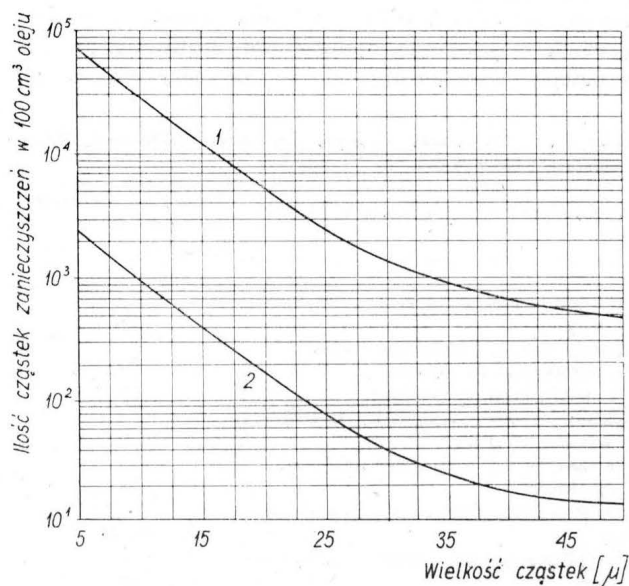
Material filtracyjny	Przybliżona dokładność filtracji w mikronach	Wytrzymałość na temperatury	Uwagi
Papier	5—40	120	wymaga konstrukcji nośnej
Papier z włókien szklanych	3—10	300	kruchy
Tektura, karton	0,5—10	120	
File	25—40	150	skłonność do odrywania się włókien
Siatki plecione z drutu, zwykle	do 35	zależna od materiału	przepuszcza długie drobiny
Siatki plecione z drutu, specjalne	do 25	„	brak migracji, duża wytrzymałość
Tkaniny druciane	do 10	„	
Spłeki metalowe	3—25	„	duża wytrzymałość mechaniczna. W pewnych warunkach możliwa migracja i odrywanie się drobin
Porowate tworzywa sztuczne	0,001—5	„	wysoka przenikliwość mała pojemność, dość kruche
Szczelinowe papierowe	2—20	120	mała przenikliwość, wytrzymałe, skłonne do zatkania się, zmieni efektywność ze zmianą spadków ciśnień
Szczelinowe taśmowe	do 40	150	tanie, szczególnie nadają się do filtrów kompensacyjnych (rys. 4, lokalizacja 10)
Szczelinowe metalowe	do 25	zależna od materiału	sztwywny, wytrzymały, łatwy do czyszczenia
Magnetyczne	tylko drobiny żelaza	—	stosuje się w zbiornikach

Filtry na ssaniu — najczęściej z siatki drucianej z napływem pod ciśnieniem atmosferycznym (rys. 4, lokalizacja 1 i 2), służą w zasadzie do zgrubnej ochrony pompy (100—40 mikronów) i wymiarowane są na pełny przepływ. Stosowanie bardziej dokładnej filtracji po stronie ssania (25—40 mikronów) wymaga odpowiednio wielkiej powierzchni filtracyjnej, by uniknąć większych spadków ciśnień i głębokiego posadowienia filtru pod poziomem oleju (lokalizacja 1). Przy bardzo wysokich wymaganiach odnośnie do dokładności filtracji po stronie zasilania pompy głównej układu stosuje się specjalne układy wspomagające (lokalizacja 3). Ponieważ pompy układów hydraulicznych (bez agregatów wspomagających — 3) są bardzo wrażliwe na duże spadki ciśnień po stronie ssania, w celu wyeliminowania szczególnie krytycznych warunków pracy tych pomp stosuje się niekiedy w filtrach na ssaniu (wariant 1 i 2) specjalne upusty bocznikowe w obrębie filtru, które w przypadku zatkania się filtru na ssaniu i w związku z tym

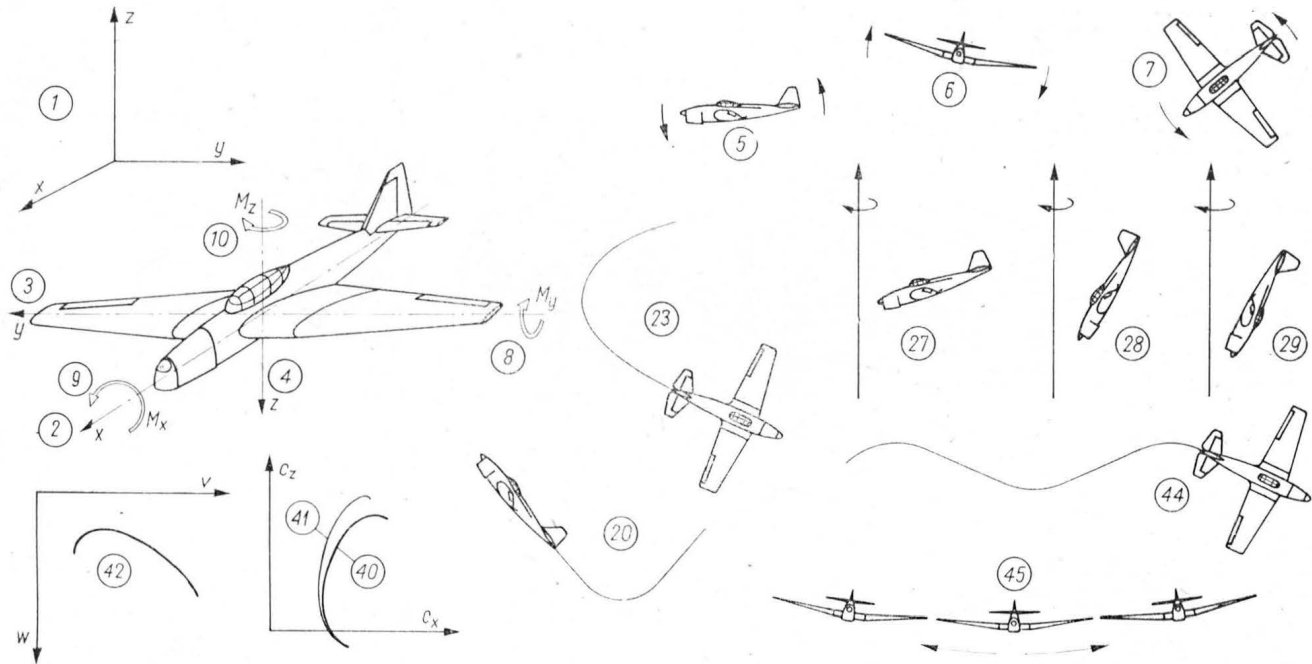
zbyt dużych oporów przepływu, przepuszczają do pompy olej z pominięciem filtru. Układ jest wtedy zasilany olejem zanieczyszczonym tak długo, póki filtr nie zostanie wymieniony względnie przemyty. Z punktu widzenia pracy pompy takie rozwiązanie jest w wielu przypadkach mniej szkodliwe niż praca w warunkach kawitacji, powodująca nadmierne zużywanie się pompy, drgania układu i hałas.

Filtracja wysokociśnieniowa pełnoprzepływowa (lokalizacja 4) wymaga instalowania filtrów bezpośrednio za pompą, która jest zawsze głównym źródłem zanieczyszczeń w każdym układzie. W odpowiedzialnych układach stosuje się je niezależnie od tego, czy poszczególne elementy układu mają swoje indywidualne filtry (wariant 7) czy nie. Filtry takie muszą wytrzymywać pełne ciśnienie układu i bardzo duże spadki ciśnień na wkładach, w niektórych instalacjach nawet spadki równe nominalnym ciśnieniom panującym w układzie (całkowite zatkanie filtru). Ogólnie filtry wysokociśnieniowe stosowane w układach hydraulicznych (również w lokalizacji 5) powinny umożliwiać utrzymanie żądanej czystości oleju w układzie w ekonomicznych granicach kosztów. Filtry powinny mieć więc: odpowiednią dokładność filtracji, wytrzymałość mechaniczną korpusów i wkładów, nie wykazywać tendencji do migracji drobin, niezbędną przepustowość względnie jak najmniejsze spadki ciśnień (tak w odniesieniu do jednostki powierzchni materiału filtracyjnego jak i na całym filtrze — co nie jest równoznaczne), wytrzymałość w założonym zakresie temperatur i zdolność pracy w tym zakresie (biorąc pod uwagę zmianę lepkości oleju), wytrzymałość chemiczną, możliwe jak najmniejsze ciężary i rozmiary, odporność na udary hydrauliczne, łatwość wymiany względnie regeneracji wkładów.

Dokończenie w następnym numerze



5. Efekt czyszczenia oleju w układzie hydraulicznym samolotu za pomocą specjalnego agregatu zewnętrznego: 1 — charakterystyka czystości oleju w typowym układzie hydraulicznym samolotu (klasa czystości 8 wg NAS), 2 — charakterystyka czystości oleju w typowym układzie hydraulicznym samolotu po jednokrotnym przepuszczeniu oleju przez zewnętrzny agregat filtrujący z filtrami Fairey 566 (klasa czystości 3 wg NAS)



MECHANIKA LOTU

- 1 — układ osi współrzędnych
- 2 — oś podłużna
- 3 — oś poprzeczna
- 4 — oś normalna
- 5 — pochylanie
- 6 — przechylenie
- 7 — odchylenie
- 8 — moment pochylający
- 9 — moment przechylający
- 10 — moment odchyłający
- 11 — moment bezwładności
- 12 — moment dewiacji (odśrodkowy)
- 13 — tor lotu
- 14 — kąt nachylenia toru
- 15 — lot poziomy
- 16 — lot symetryczny
- 17 — lot ślizgowy (szybowy)
- 18 — opadanie
- 19 — przeciągnięcie
- 20 — wyrwanie
- 21 — ślizg
- 22 — zakręt
- 23 — zakręt płaski
- 24 — zakręt głęboki
- 25 — autorotacja
- 26 — korkociąg
- 27 — korkociąg płaski
- 28 — korkociąg stromy
- 29 — korkociąg odwrócony
- 30 — środek ciężkości
- 31 — środek aerodynamiczny
- 32 — wędrowka środka parcia
- 33 — stateczność statyczna
- 34 — stateczność dynamiczna
- 35 — stateczność podłużna
- 36 — stateczność kierunkowa
- 37 — stateczność boczna
- 38 — zapas stateczności
- 39 — sterowność
- 40 — biegunowa
- 41 — biegunowa równowagi
- 42 — biegunowa prędkości
- 43 — niestateczność spiralna
- 44 — myszkowanie
- 45 — holendrowanie

АЭРОДИНАМИКА САМОЛЁТА

- 1 — система координат
- 2 — продольная ось
- 3 — поперечная ось
- 4 — ось по нормали
- 5 — тангаж
- 6 — крен
- 7 — рыскание
- 8 — момент тангажа, продольный момент
- 9 — момент крена, поперечный момент
- 10 — момент рыскания
- 11 — момент инерции
- 12 — момент девиации
- 13 — траектория полета
- 14 — угол наклона траектории
- 15 — горизонтальный полет
- 16 — симметрический полет
- 17 — планирование
- 18 — снижение
- 19 — сваливание
- 20 — вывод из пикирования
- 21 — скольжение
- 22 — вираж
- 23 — плоский вираж
- 24 — глубокий вираж, вираж с креном
- 25 — самовращение, авторотация
- 26 — штопор
- 27 — плоский штопор
- 28 — крутой штопор
- 29 — перевернутый штопор
- 30 — центр тяжести
- 31 — аэродинамический центр
- 32 — перемещение центра давления
- 33 — статическая устойчивость
- 34 — динамическая устойчивость
- 35 — продольная устойчивость
- 36 — путевая устойчивость
- 37 — поперечная (боковая) устойчивость
- 38 — избыток (запас) устойчивости
- 39 — маневренность
- 40 — поляр
- 41 — поляр равновесия
- 42 — глассада планирования
- 43 — спиральная неустойчивость
- 44 — путевая неустойчивость
- 45 — голландский шаг

FLIGHT MECHANICS

- 1 — coordinate system
- 2 — roll axis
- 3 — pitch axis
- 4 — yaw axis
- 5 — pitching
- 6 — rolling
- 7 — yawing
- 8 — pitching moment
- 9 — rolling moment
- 10 — yawing moment
- 11 — moment of inertia
- 12 — moment of deviation, centrifugal moment
- 13 — flight path
- 14 — flight-path angle
- 15 — level flight, horizontal flight
- 16 — symmetric flight
- 17 — gliding
- 18 — descent
- 19 — stall
- 20 — pull-up
- 21 — side-slip
- 22 — turn
- 23 — flat turn
- 24 — steep turn, banked turn
- 25 — autorotation
- 26 — spin
- 27 — flat spin
- 28 — steep spin
- 29 — inverted spin
- 30 — centre of gravity
- 31 — aerodynamic centre
- 32 — travel of centre of pressure
- 33 — static stability
- 34 — dynamic stability
- 35 — longitudinal stability
- 36 — directional stability, yawing stability
- 37 — lateral stability
- 38 — margin of stability
- 39 — manoeuvrability, controllability
- 40 — polar curve
- 41 — polar diagram for equilibrium
- 42 — hodograph
- 43 — spiral (yaw-roll) instability
- 44 — snaking
- 45 — dutch-roll

DIE FLUGMECHANIK

- 1 — das Koordinatensystem
- 2 — die Längsachse
- 3 — die Querachse
- 4 — die Hochachse
- 5 — die Stampfbewegung
- 6 — die Rollbewegung
- 7 — die Gierbewegung
- 8 — das Kippmoment
- 9 — das Rollmoment
- 10 — das Wendemoment
- 11 — das Trägheitsmoment
- 12 — das Zentrifugalmoment
- 13 — der Flugbahn
- 14 — der Flugbahneigungswinkel
- 15 — der Horizontalflug
- 16 — der symmetrische Flug
- 17 — der Gleitflug
- 18 — der Abstieg
- 19 — das Überziehen
- 20 — das Abfangen aus dem Gleitflug
- 21 — der Seitenslip
- 22 — der Kreisflug
- 23 — die waagerechte Kurve
- 24 — die enge (scharfe) Kurve
- 25 — die Autorotation
- 26 — die Trudelbewegung
- 27 — das steile Trudeln, das Flachtrudeln
- 28 — das enger Trudeln
- 29 — das rücken Trudeln
- 30 — der Schwerpunkt
- 31 — der aerodynamische Zentrier
- 32 — die Druckpunktwanderung
- 33 — die statische Stabilität
- 34 — die dynamische Stabilität
- 35 — die Längsstabilität
- 36 — die Seitenstabilität
- 37 — die Querstabilität
- 38 — die Stabilitätsreserve
- 39 — die Steuerbarkeit
- 40 — die Polarkurve
- 41 — die Polare für Gleichgewicht
- 42 — die Geschwindigkeitspolare
- 43 — der Abrutschinstabilität
- 44 — der Windfahnenbewegung
- 45 — der Taumelflug

WCT/260/K/74

Z działalności Sekcji Lotniczej SIMP

Kol. Stanisław Trębacz — przewodniczący Oddziału Sekcji Lotniczej w Swidniku, pracując w siedmioosobowym zespole nad wyposażeniem śmigłowca — otrzymał nagrodę II stopnia Ministra Obrony Narodowej w dziedzinie nauki i techniki.

W ubiegłorocznej działalności Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy wyróżniają się trzy imprezy.

● Na wiosnę zorganizowano w Gryficach 3-dniową radę naukowo-techniczną poświęconą problemom eksploatacji wyposażenia sprzętu latającego, a w szczególności nowym osiągnięciom i wymianie doświadczeń eksploatacyjnych. Na radzie m. in. omówiono zagadnienia: ochrony sprzętu przed korozją, przedłużenia okresu międzyprawczego, bhp w warunkach promieniowania. Wśród pięciu wygłoszonych referatów odnotujemy, szczególnie ważne z punktu widzenia bezawaryjnej eksploatacji:

mgra inż. J. Pietrasieńskiego: *Zastosowanie metody PERT podczas organizacji przeglądów profilaktycznych*

Z. Cabana: *Wykonywanie przeglądów sezonowych metodą wyspecjalizowanych stanowisk*.

● Na jesieni ub. r. w Klubie Garnizonowym w Bydgoszczy — z okazji XXX-lecia Ludowego Wojska Polskiego — otwarto zorganizowaną przez SIMP wystawę rysunków dziecięcych o tematyce lotniczej i astronautycznej. Wystawę odwiedziło blisko 2000 osób.

● W grudniu zorganizowano w Bydgoszczy konferencję poświęconą lotniczej technice wojskowej w warunkach eksploatacji sprzętu oraz wymianie doświadczeń eksploatacyjnych. Wygłoszono 8 referatów m. in. na tematy: niezawodności i gotowości sprzętu, analizy uszkodzeń oraz wykorzystania rejestratorów do analizy niesprawności, jakości, eksploatacji i procesu szkolenia.

W 1973 roku podwoiła się liczba członków Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Lublinie, z siedzibą w Swidniku. Mamy tam obecnie 102 działaczy. Z liczby tej 18 kolegów to wykładowcy na technicznych kursach języków obcych (organizowanych przez Sekcję) i rzeczoznawcy lotniczy.

● Zarząd Sekcji był inicjatorem zorganizowania na Wydziale Lotniczym Politechniki Warszawskiej zaocznych studiów magisterskich dla pracowników WSK-Swidnik. W wyniku starań — został uruchomiony kurs dla 25 osób. Zorganizowano również kurs dla aktywu kierowniczego przedsiębiorstwa, dla mechaników lotniczych i w zakresie metod zabezpieczania jakości produkcji.

● W ubiegłym roku Oddział Sekcji Lotniczej zorganizował wiele fachowych odczytów. Wymienimy tu kilka interesujących.

Nowe kierunki w budowie śmigłowców
Nowe rozwiązania wirników śmigłowców

Korozyja metali i metody badań w świetle nowych teorii
Zastosowanie rachunku tensorowego do teorii sprężystości.

Równocześnie przedstawiciele Oddziału byli delegowani na narady i konferencje organizowane w innych ośrodkach lotniczych, a nawet otrzymali delegację na Salon w Paryżu.

● Działacze Sekcji Lotniczej pracowali społecznie przy konstrukcji wiatrakowca, budowanego wraz z niestrudzonej senioriem lotnictwa Pawłem Zolotowem, m. in. opracowali dokumentację łopaty wirnika nośnego i wykonali łopaty laminatowe.

Już blisko 500 członków liczył w końcu 1973 roku Oddział Sekcji Lotniczej przy Oddziale Wojewódzkim w Rzeszowie, obejmując koła przy WSK w Rzeszowie i Mielcu.

Jak wiadomo, Sekcja Lotnicza była — w ubiegłym roku — współorganizatorem III Konferencji maszyn przepływowych, ponadto była organizatorem 15 odczytów, w których uczestniczyło 700 osób. Na uwagę zasługuje tryb organizowania wyjazdów, które łączono z sympozjami naukowymi. I tak np.: w WAT zapoznano się z badaniami modelowymi i techniką symulacji, w Politechnice Warszawskiej — z projekowaniem z pomocą komputerów i metodą elementów skończonych.

● Koło Sekcji Lotniczej w Mielcu objęło patronat nad budowę samolotu EM-5A zaprojektowanego przez studentów Politechniki Warszawskiej. Koło to — co miesiąc — eksponowało gazetki ściennie; zorganizowało też dwa konkursy.

Sekcja Lotnicza Oddziału Warszawskiego SIMP rozwinęła w roku ubiegłym żywą działalność. Choć najwidoczniejsze rezultaty pracy społecznej osiągnięto w dziedzinie naukowo-technicznej, jednak Sekcja była również aktywna w zakresie organizacji, propagandy i życia towarzyskiego. Zarówno o konferencji z okazji XX-lecia ITWL (organizowanej przy współpracy miejscowego Koła Sekcji Lotniczej), jak również o trzech naradach zorganizowanych przez naszą Sekcję przy OW SIMP nt. samolotów STOL, osprzętu lotniczego i klejenia konstrukcji — informowaliśmy już Czytelników TLiA. Również publikowaliśmy notatki z zebrań odczytowych poświęconych zagadnieniom: przemysłu lotniczego NRF, eksploatacji samolotów rolniczych w tropiku, obsługi profilaktycznej samolotu, materiałów na silniki odrzutowe i pomiarów bezdotykowych. Wymienione też było wyświetlenie filmów z mistrzostw i pokazów lotniczych.

Należy dodać, że Zarząd Warszawskiego Oddziału Sekcji Lotniczej za-

pełnił wygłoszenie referatów w narzędzie nt. przyrządów diagnostycznych sprzętu lotniczego, zorganizowanej przez Oddział Poznański Sekcji.

Ponadto:
● W ubiegłym roku 9 kół zakładowych SIMP — w porozumieniu z Oddziałem Sekcji Lotniczej w Warszawie — zorganizowało 3 narady środowiskowe oraz 24 odczyty.

● W podobnym trybie koła organizowały fachowe wyjazdy do zakładów produkcyjnych, na wystawy i targi. Odbyło się ich 40, dla 1100 osób (w tym z Instytutu Lotnictwa — na Salon Paryski), przy czym Zarząd Oddziału Sekcji koordynował imprezy szczególnie atrakcyjne.

● W ramach działalności szkoleniowej odbyło się w kołach 6 kursów specjalistycznych i nauki języków oraz 25 pokazów filmowych. Wystawy sprzętu lotniczego zorganizowano z okazji XX-lecia działalności ITWL oraz XXX-lecia Ludowego Wojska Polskiego.

Należy wspomnieć o pozytywnych zebraniach Zarządu Oddziału, odbytych na terenie kół zakładowych SIMP w udziale Zarządu kół: w ITWL, w Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego, w WSK na Podkarbskiej oraz Instytucie Lotnictwa.

* * *

● Sekcja Lotnicza wzięła udział w zorganizowanym przez Oddział Warszawski SIMP Konkursie na najlepiej pracującą sekcję naukowo-techniczną województwa warszawskiego w 1973 r. W Konkursie tym — do którego stanęły przodujące sekcje OW SIMP — Sekcja Lotnicza zajęła I miejsce, a jej przewodniczącą — kol. Wiesław Wójcik — został wyróżniony.

Cieszymy się z tego sukcesu i serdecznie gratulujemy.

Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy organizuje w 1974 r. siedem narad naukowo-technicznych. Większość z nich odbędzie się w Bydgoszczy. Poniżej podajemy podstawowe informacje o tych naradach.

Eksploatacja sprzętu elektronicznego w szczególnie trudnych warunkach klimatycznych (2-dniowa, w maju).

Nowe technologie stosowane przy naprawie sprzętu lotniczego (wymiana doświadczeń między lotniczymi zakładami remontowymi: 2-dniowa, w czerwcu).

Wykorzystanie symulatorów do treningu szczególnych przypadków w locie (trzy 2-dniowe narady środowiskowe: w czerwcu w Gdyni i w Słupsku, we wrześniu — w Zegrzu).

Specyfika eksploatacji sprzętu radiolokacyjnego w warunkach nadmorskich (jednodniowa, we wrześniu).

Nowoczesne rozwiązania konstrukcyjne w lotnictwie naddźwiękowym (jednodniowa, w grudniu).

W następnym numerze...

Cobra-15 znana jest jako szybowiec wysokiej klasy. W roku 1970 startowała na Szybowcowych Mistrzostwach Swiata w USA. Obecnie weszła do produkcji seryjnej. Wyglądem niewiele różni się od Foki-5, ale jej osiągi i konstrukcja są inne. Oprócz różnic geometrycznych, wynikających z większego wydłużenia skrzydła, cięższego profilu i lekkiego skosu, podciętego kadłuba w tylnej części w Cobrze-15 zastosowano wiele nowych rozwiązań konstrukcyjnych, które będą opisane w artykule.

O nowoczesnych systemach kierowania ruchem lotniczym można dowiedzieć się z następnego artykułu. Omówiono m.in. system kierowania ruchem lotniczym w USA, zasadę półautomatycznego systemu radarowego ARTS-III oraz system nawigacji quasi-swobodnej.

W kolejnym artykule opisane będą silniki Rolls-Royce Ltd., Viper. Zaletami ich są małe koszty produkcji i obsługi, odporność na zanieczyszczenia w

powietrzu, niezawodność pracy i duża trwałość międzyprawcza. Silniki te predystynowane są do napędu samolotów szkolno-treningowych i treningowo-bojowych, samolotów COIN i samolotów służbowych. Silniki Viper są stale i konsekwentnie modyfikowane i doskonalone w celu dostosowania ich do aktualnych potrzeb użytkowników. W opracowaniu są dalsze wersje rozwojowe, które mają zapewnić stosowanie ich w latach osiemdziesiątych.

O perspektywicznych i efektywnych metodach wzmacniania łopatek turbin gazowych można się dowiedzieć z następnego artykułu. Opisane są metody zwiększania trwałości, niezawodności oraz żarowytrzymałości i żaroodporności łopatek turbin gazowych. Podane są materiały, z których się wykonuje i sposoby ich wytwarzania.

Następnie opublikujemy artykuł na temat portów lotniczych w nowoczesnym świecie, ich lokalizacji i wkomponowania w aglomeracje miejskie. Ar-

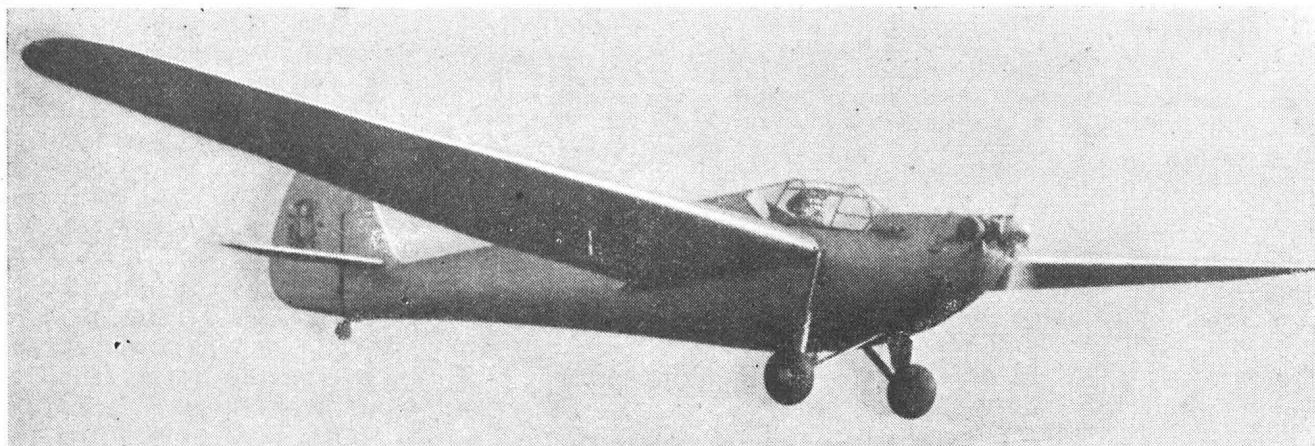
tykuł rozpoczyna wyjaśnienie pojęcia portu lotniczego, a następnie omówienie portu lotniczego jako elementu transportu lotniczego.

W Pomocach Konstrukcyjnych zamieszczamy elementy konstrukcji spawanych.

W Kartotece TLiA podajemy następujące opisy: turbośmigłowego samolotu dyspozycyjnego i wielozadaniowego Mitsubishi Mu-2 produkcji japońskiej oraz dwumiejscowego samolotu szkolno-treningowego i lekkiego szturmowego Dassault-Breguet-Dornier Alpha Jet produkowanego wspólnie przez Francję i NRF.

W Technicznym słowniku lotniczym podajemy terminologię silnika tłokowego.

W dziale z historią polskiego lotnictwa przedstawiamy historię powstania pierwszej polskiej wytwórni samolotów Aviaty w 1910 r. Inicjatorem uruchomienia wytwórni było Warszawskie Towarzystwo Lotnicze Aviaty.



Motoszybowiec Bąk I z silnikiem 18 KM

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Motoszybowiec Bąk — zaprojektowany w 1937 r. przez znanego konstruktora szybowcowego inż. Antoniego Kocjana — był pierwszym na świecie w pełni udanym motoszybowcem produkowanym seryjnie. Osiągi Bąka były na tym samym poziomie, co motoszybowców RF-4 produkowanych w latach 60-tych.

Pierwszy udany motoszybowiec na świecie — Bąk A. Kocjana

Próby budowy motoszybowców, wykonywane od 1923 r. na świecie, przez wiele lat nie dawały skutku. Z reguły były to konstrukcje, które — zgodnie z trafnym określeniem jednego z pionierów szybownictwa W. Hirtha — były złymi szybowcami i złymi samolotami słabosilnikowymi. Ich osiągi były zbyt skromne, by pozwalały na wykorzystywanie prądów wznoszących, a ich silniki miały zbyt małą moc i były zawodne (co dawało w wyniku małą prędkość lotu i bardzo małe wznoszenie), by uzyskać zalety cechujące samolot. Próba zbudowania w Niemczech w latach trzydziestych małej serii motoszybowców Motor-Baby nie dała pozytywnych wyników.

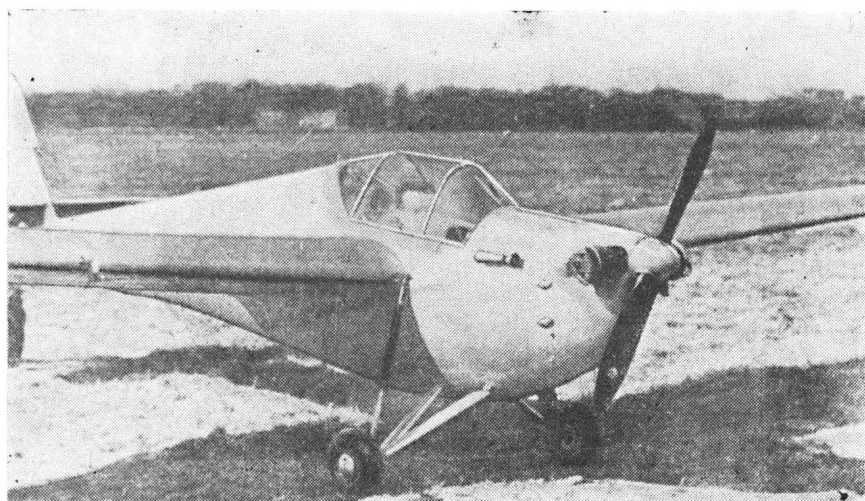
Od motoszybowca wymagano, by nadawał się do przeszkalania szybowników na maszynę silnikową oraz posiadał własności szybowcowe pozwalające na wykonywanie lotu wyczynowego z wyłączonym silnikiem. Silnik miał służyć przede wszystkim do startu oraz do kontynuowania lotu w okresach zaniku prądów wznoszących. Dziś osobno buduje się motoszybowce szkolne i osobno wyczynowe.

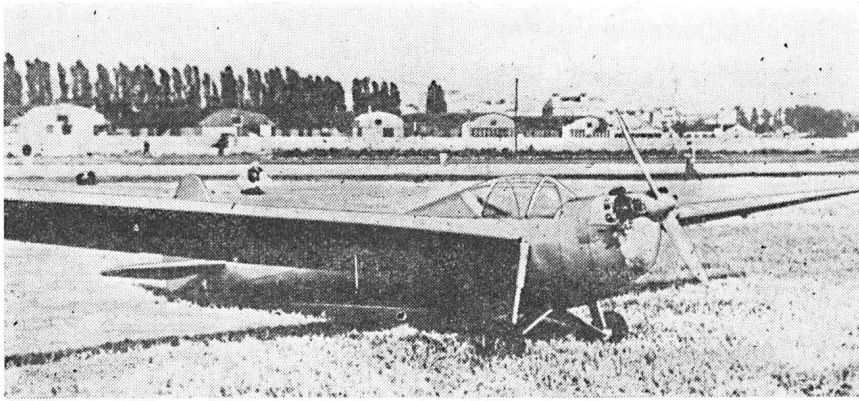
Próby budowy motoszybowców w połowie lat trzydziestych w Niem-

czech i Francji wywołały zainteresowanie motoszybowcami w Polsce. Pierwszy polski szybowiec AMA, ze względu na nieudany silnik, nie nadawał się do użytku. Problemem motoszybowca zainteresował się Instytut Techniki Szybowcowej oraz inż. Antoni Kocjan. Pierwsza koncepcja motoszybowca inż. A. Kocjana powstała pod koniec 1935 r. Miał to być motoszybowiec wyposażony w polski silnik Steinhagen-Stransky SS-20 o mocy 20 KM i miał być

oparty o konstrukcję szybowca Sokół. W trakcie projektowania motoszybowca w 1936 r. koncepcja uległa zmianie. Konstrukcja motoszybowca, który otrzymał nazwę Bąk, była raczej zbliżona do konstrukcji szybowców Mewa i Orlik — których prototypy powstawały w tym czasie w warsztatach Kocjana. Prototyp Bąka został zbudowany w Warsztatach Szybowcowych w Warszawie w zimie 1936/37. W marcu 1937 r. pierwszy Bąk o zna-

Przód i kabina Bąka I





Bąk II z silnikiem 32 KM

Fot. Arch. Dok. Mech.

kach SP-692, wyposażony w silnik Kröber M-4 o mocy 16—18 KM został oblatany na lotnisku mokotowskim w Warszawie. Pierwsze loty na Bąku wykonywali Michał Offierski, Aleksander Onoszko i Zbigniew Babiński. Według projektu Bąk miał mieć ciężar całkowity 250 kG, opadanie min. 0,96 m/s, prędkość maks. 130 km/h i wznoszenie 2,9 m/s. Faktyczny ciężar prototypu był o 20 kG większy, a osiągi nieco niższe. Podczas prób fabrycznych wykonano na Bąku kilka lotów wyczynowych: M. Offierski 2.V.1937 r. utrzymywał się w powietrzu przez 1 h 54 min z zatrzymanym silnikiem, a 3.V.1937 r. w trzygodzinnym locie bezsilnikowym uzyskał wysokość 1200 m, zaś Bolesław Kocjan 6.VI.1937 r. w locie bez silnika wzniósł się z 300 m na 2200 m. W trakcie prób pokonano początkowe trudności z drganiem silnika oraz wymieniono śmigło na lepiej dostosowane do warunków pracy na Bąku. W listopadzie 1937 r. prototyp ukończył próby w Instytucie Technicznym Lotnictwa. Łącznie podczas prób fabrycznych i państwowych wylatał 120 h. Bąk był pierwszym w pełni udanym polskim motoszybowcem, nadającym się do wykonywania lotów termicznych. Dzięki dobrej opinii o nim, LOPP, gdy jeszcze prototyp był w próbach, zamówił jeden egzemplarz Bąka, który został zbudowany jeszcze w 1937 r. i otrzymał znaki SP-1102. Został on przekazany na początku 1938 r. dla lotnictwa sportowego Śląska. Na Bąku SP-1102 M. Offierski ustalił dwa rekordy międzynarodowe: 16.II.1938 r. rekord wysokości — 4595 m oraz 23.II.38 r. rekord długotrwałości lotu — 5 h 24 min — bijąc rekordy należące do niemieckiego motoszybowca Grunau

Motor-Baby. W dniach 13—18 czerwca 1938 r. B. Kocjan wykonał na Bąku lot z Warszawy na Węgry i do Jugosławii oraz z powrotem, przelatując 2550 km. Następnie 20.X.1938 r. M. Offierski wykonał na Bąku lot w linii prostej długości 550 km z Katowic do Czerniowic w Rumunii. W 1938 r. w Katowicach przeprowadzono kurs doświadczalny, na którym przeszkolono pilotów szybowcowych na Bąku bez trudności, co udowodniło przydatność motoszybowca do przeszkalanania na samoloty.

Na wiosnę 1938 r. powstała odmiana Bąk II różniąca się od Bąka przede wszystkim zastosowaniem silnika Sarolea Albatros o mocy 32 KM oraz większego zbiornika paliwa. Zmiana ta pociągnęła za sobą wzrost ciężaru własnego motoszybowca o 37 kG, a ciężaru całkowitego o 55 kG, równocześnie powodując poważny wzrost osiągnięć przy pracującym silniku. Bąk II mógł służyć zarówno jako motoszybowiec, jak i samolot słabosilnikowy. Rejestrowany był jako samolot. Na pierwszym egzemplarzu Bąka II o znakach SP-BRK i nazwie

„Kolejarz Warszawski 13”, ufundowanym przez Warszawski Okręg Kolejowy LOPP, Tadeusz Derengowski wykonał w czerwcu 1938 r. lot po trasie Warszawa — Tallin — Warszawa — Wiedeń — Rzym (4500 km) zajmując 2 miejsce w Międzynarodowym Zlocie Dziennikarzy Lotniczych w Rzymie — na 42 samoloty biorące udział w tej imprezie. We wrześniu 1938 r. został wykonany na Bąku lot do Holandii i z powrotem.

W grudniu 1938 r. było już łącznie 8 Bąków (m. in. o znakach SP-1231, SP-1232 i SP-1233) i Bąków II. Na początku 1939 r. LOPP zamówił 10 Bąków II dla odsprzedaży klubom i nabywcom prywatnym. Cena Bąka II z silnikiem wynosiła 10 000 zł (6200 zł bez silnika), okres międzyremontowy 500 h, a przewidywana żywotność 1500 h. Do wybuchu wojny we wrześniu 1939 r. — było zbudowanych ponad 10 Bąków obu odmian. W 1939 r. kilka szkół szybowcowych otrzymało Bąki, m. in. w Bezmiechowej, Sokolej Górze, Polichnie i Brzeżanach. Jeden Bąk II był budowany z licencji w Estonii w warsztatach Kaitseliit. Licencją interesowały się Jugosławia i Finlandia. Prawie wszystkie Bąki uległy zniszczeniu w pierwszym miesiącu wojny. Jeden Bąk II, SP-BRK był ewakuowany do Rumunii. Jeden Bąk I SP-1136 zdobyty przez Niemców w szkole szybowcowej Polichno był używany podczas wojny przez NSFK — niemiecką organizację wojskowego przysposobienia lotniczego.

Warto zauważyć, że swą jakością i osiąganymi Bąk II dużo wybiegał ponad poziom swych czasów. Był on zbliżony do najbardziej cenionych motoszybowców lat sześćdziesiątych — Fournier RF-3 i RF-4.

Bąk II SP-BRK Kolejarz Warszawski 13, na którym T. Derengowski zajął II miejsce w rajdzie do Rzymu



KONSTRUKCJA

Jednomiejscowy motoszybowiec wyczynowy drewnianej konstrukcji o układzie wolnonośnego średniopłata.

Kadłub o przekroju eliptycznym, półskorupowy, ze sklejkki wspartej na wręgach i podłużnicach. Kabina obszerna. Fotel dostosowany do spadochronu plecowego. Osłona o szkielecie spawanym z rurek stalowych, otwierana na bok, a w razie potrzeby odrzucana. Sterownica na łożyskach kulkowych, z wyważeniem sprężynowym. Dysza prędkościomierza nad prawym płatem. Dysza napędu zakrętomierza — z prawej strony przodu kadłuba. Tablica przyrządów wyposażona w prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr, busołą, zakrętomierz i obrotomierz. Podwozie trójgoleniowe z amortyzacją sprężynowo-olejową, z kołami niskociśnieniowymi o średnicy 350 mm, wysunięte mocno do przodu, czyli o dużym kącie przeciwkapotażowym, co umożliwiała lądowanie w terenie przygodnym. Płozą ogonową samonastawna, stalowa, zaopatrzona w kółko.

Płat trapezowy, ze wzniosem, dwudzielny, jednodźwigarowy ze skośnym dźwigarkiem pomocniczym. Keson do dźwigara, kryty sklejka brzożową. Część zadźwigarowa płata kryta płótnem. Lotki wychylane różnicowo, kryte płótnem. Napęd lotek popychaczami na łożyskach kulkowych. Każde skrzy-

dło łączone z kadłubem za pomocą trzech sworzni stożkowych. Usterzenie poziome płytowe, dwudzielne, osadzone na rurze zamocowanej w kadłubie na łożyskach kulkowych. Statecznik pionowy integralny z kadłubem. Ster kierunku rogowo odciażony aerodynamicznie.

Zespół napędowy Bąka I: silnik dwusuwowy, chłodzony powietrzem, 2-cylindrowy płaski Köller Kröber M-4 o mocy 18 KM przy 2700 obr/min i o ciężarze 28 kG. Silnik zamocowany na amortyzatorach. Łoże spawane z rur stalowych. Silnik od kabiny oddzielony ścianą

przeciwogniową. Śmigło drewniane, stałe, ciągnące. Osłony silnika aluminiowe. Zbiornik paliwa spawany, aluminiowy o pojemności 36 l, a górze środkowej części kadłuba, za kabiną.

Zespół napędowy Bąka II: silnik dwusuwowy, chłodzony powietrzem, 2-cylindrowy płaski Sarolea Albattros o mocy 32 KM przy 2650 obr/min. Śmigło drewniane, stałe. Zbiornik paliwa o pojemności 50 l, zbiornik oleju o pojemności 4,5 l.

Malowanie. Baki malowane były na srebrno, znaki rejestracyjne czarne.

DANE TECHNICZNE

		Bąk I	Bąk II
Rozpiętość	m	12,2	12,2
Długość	m	6	6
Wysokość	m	1,45	1,45
Powierzchnia nośna	m ²	13,2	13,2
Wydłużenie	—	10,6	10,6
Ciężar własny	kG	170	207
Ciężar użyteczny	kG	100	118
Ciężar całkowity	kG	270	325
Obciążenie powierzchni	kG/m ²	20,4	24,6
Obciążenie mocy	kG/KM	15	10
Doskonałość	—	19,2	19,2
— przy prędkości optymalnej	km/h	65*	72*
Opadanie	m/s	1,12	1,5
— przy prędkości ekonomicznej	km/h	62*	70
Prędkość maksymalna	km/h	112	152
Prędkość przelotowa	km/h	95	130
Prędkość minimalna	km/h	52	55
Wznoszenie	m/s	1,3	2,5
Pułap	m	3650	5200
Zasięg	km	380	800
Rozbieg	m	90	70
Dobieg	m	50	60
Dopuszczalna prędkość nurkowania	km/h	180	180
Współczynnik obciążenia dopuszczalnego	—	7*	...
Współczynnik obciążenia niszczącego	—	10,5	9,6
Zużycie paliwa	l/h	4,5	6,7

* — dane przybliżone

U w a g a: Przy wykorzystaniu prądów termicznych zużycie paliwa można było zmniejszyć do połowy.

nowości techniczne

NOWY SATELITA ROZPOZNAWCZY

W ramach programu noszącego oznaczenie 467 amerykańskie siły powietrzne umieściły na orbicie o wysokości 185 km dużego satelitę rozpoznawczego o nieoficjalnej nazwie Big Bird. Satelita ten, zbudowany przez firmę Lockheed, jest najnowocześniejszym z dotychczas wystrzelonych amerykańskich satelitów rozpoznawczych. Ma on długość 16,8 m i średnicę 3 m i może dwa razy dziennie fotografować każdy obszar Ziemi. Kasety z fotografiami są sprowadzane na Ziemię w specjalnych pojemnikach, podobnie jak w przypadku innych satelitów

rozpoznawczych, przypuszcza się jednak, że na pokładzie satelity znajduje się również urządzenie do obróbki zdjęć i przekazywania ich metodą cyfrową do stacji naziemnych. Poza tym satelita ma być wyposażony w przyrządy IR (na podczerwień) i w radar o zobrazowaniu bocznym.

Satelita został wystrzelony za pomocą rakiety nośnej Titan 3D. Ma ona wysokość 45 m i jest zaopatrzona w dwa dodatkowe, odrzucane silniki na stałe materiały pędne o ciągu 540 T.

W. K.

PRZYGOTOWANIA DO WSPÓLNEGO LOTU STATKÓW SOJUZ I APOLLO

Przygotowania do zaplanowanego na lato 1975 r. wspólnego lotu radzieckich i amerykańskich astronautów na orbicie wokółziemskiej o wysokości ok. 230 km są w pełnym toku. Od chwili utworzenia w lipcu 1972 r. na wspólnym posiedzeniu w Waszyngtonie pięciu grup roboczych składających się z naukowców z NASA i radzieckiej akademii nauk, uzyskano poważne wyniki w pracach przygotowawczych. Grupy te zajmowały się następującymi zagadnieniami: 1) model zadania i plan jego wykonania; 2) metody kierowania i sterowania; 3) urządzenie łączące oba statki; 4) łączność i śledzenie toru

lotu; 5) systemy klimatyzacyjne i wymiana załóg. Opracowały one m. in. założenia do budowy służby powietrznej łącznie z urządzeniem łączącym, której projekt i wykonanie zlecone zostało przez NASA firmie North American Rockwell (wysokość kontraktu 64 mln dol.). Ten cylindryczny człon o długości ok. 3 m i średnicy 1,5 m (fotografię jego makiety zamieszczono już w jednym z wcześniejszych numerów TLiA) ma na jednym końcu nowy uniwersalny mechanizm łączący, w który wyposażony będzie również statek Sojuz, podczas gdy na drugim końcu znajduje się znany mechanizm łączący statku Apollo. Poza tym człon zawiera urządzenia kontrolne, zapasy tlenu i azotu, układ regulacji temperatury, reflektor i zapasy żywności. Telefon pokładowy umożliwia porozumiewanie się załóg obu statków.

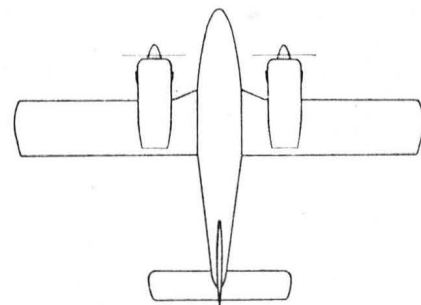
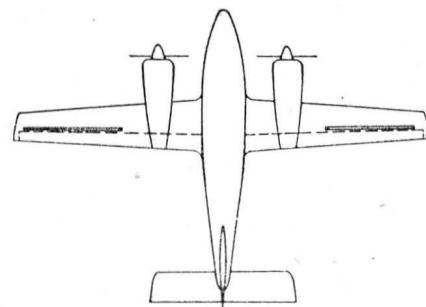
Jeżeli chodzi o modyfikacje statku Apollo, wykonywane również przez firmę NAR, to będą zastosowane dodatkowe urządzenia kontrolne i wskaźniki do obsługi członu łączącego, będzie zwiększony zapas materiałów pędnych układu silników sterujących oraz ilość grzejników układu regulacji temperatury.

W. K.

Firma Robertson Aircraft Corp. otrzymała od uniwersytetu w Kansas finansowane przez NASA zamówienie na opracowanie na podstawie samolotu Piper Seneca nowoczesnego dwusilnikowego lekkiego samolotu. Jako główny cel postawiono przy tym znaczne zwiększenie bezpieczeństwa i osiągnięć samolotu z jednym silnikiem wyłączonym, zwiększenie udźwigu, prędkości przelotowej i zasięgu oraz polepszenie własności w locie z małą prędkością.

Z seryjnych samolotów Seneca wykorzystano kadłub z usterzeniem kierunku i zaprojektowano nowe skrzydło o powierzchni zmniejszonej o 30%, z klapami Fowlera na całej rozpiętości. Dzięki zmodyfikowanemu profilowi skrzydła można było zrezygnować z urządzeń nośnych na krawędzi natarcia. Zamiast lotek zastosowane zostały spoilery. Poza tym zabudowano śmigła o większej sprawności i zmieniono kształt gondol silnikowych. Budowa pierwszego samolotu miała zostać zakończona w kwietniu 1973 r.

Dane techniczne (dane w nawiasach odnoszą się do seryjnego samolotu Seneca): powierzchnia skrzydła 13,68 (18,78) m²; ciężar własny 1121 (1159) kG; ciężar startowy 1814 (1814) kG; zapas paliwa 711 (359) l; prędkość wznoszenia na jednym silniku 2,04 (1,16) m/s;



prędkość po torze przy wznoszeniu na jednym silniku 159 (168) km/h; pułap praktyczny na jednym silniku 3140 (1585) m; prędkość przelotowa na 75% mocy 337 (300) km/h; zasięg na 75% mocy 3080 (1385) km.

W. K.

Dokończenie ze str. 7

Brak jest pełnych danych dotyczących przewozów czarterowych wykonywanych przez przewoźników „niezależnych”. Jedynie na Atlantyku Północnym wliczono udział tych przewoźników, który w 1972 r. zmalał w porównaniu z udziałem przewoźników IATA.

Wyniki przewozowe osiągnięte przez przedsiębiorstwa zrzeszone w IATA w 1972 r. (tablica 2) wykazują nadal znaczną przewagę przewozów pasażerskich nad towarowymi oraz regularnych nad nieregularnymi, a także przewagę, co prawda niewielką (z uwagi na duże przewozy w USA), całkowitej pracy przewozowej na trasach międzynarodowych nad pracą wykonaną na trasach wewnętrznych, jakkolwiek liczba pasażerów i ton ładunku większa jest na tych ostatnich.

Wbrew większości prognoz pewnemu zahamowaniu uległ wzrost przewozów towarowych zarówno na liniach pasażersko-towarowych, jak i na liniach towarowych. Wspomniany już spadek przewozów pocztowych, jest przedmiotem specjalnych badań w IATA.

Interesująco przedstawiają się dane dotyczące struktury kierunkowej międzynarodowych przewozów regularnych IATA oraz dynamiki wzrostu w poszczególnych kierunkach (tablica 3). Atlantyk Północny pozostaje nadal na pierwszej pozycji pod względem wielkości przewozów przeliczonych na tonokilometry. Jednak pod względem dynamiki wzrostu ustępuje już innym regionom.

Mówiąc o wynikach przewozowych należałoby jeszcze zatrzymać się na wskaźnikach wykorzystania ciężaru handlowego i wykorzystania miejsc pasażerskich, które poprawiają się ostatnio (tablica 4), chociaż wykazują dosyć duże różnice zależnie od regionu.

Stwierdzając ogólną poprawę dynamiki przewozów i wskaźników wykorzystania zdolności przewozowej przedsiębiorstw IATA należy przypisać to nie tylko koniunkturze rynkowej. Wydaje się, że istotne znaczenie ma również to, że pokonane zostały w dużej mierze trudności pierwszego okresu po wprowadzeniu do eksploatacji samolotów o znacznie zwiększonej zdolności przewozowej, a w większym może jeszcze stopniu to, że akcja zainteresowanych państw spowodowała zahamowanie żywiołowego wzrostu przewozów „dzikich”, nie skoordynowanych z przewozami regularnymi i wykonywanych po dumpingowych cenach.

Wyjaśnienie skrótów:

ICAO — International Civil Aviation Organization — Organizacja Międzynarodowego Lotnictwa Cywilnego
 IATA — International Air Transport Association — Zrzeszenie Międzynarodowego Transportu Lotniczego
 ECAC — European Civil Aviation Conference — Europejska Konferencja Lotnictwa Cywilnego ICAO
 CAB — Civil Aeronautics Board — Urząd Lotnictwa Cywilnego USA

ZYLICZ M.

Current situation and basic changes in the world air transport

This article presents an evaluation and conclusions resulting from an analysis of the situation and major changes in the air transport in 1973 which were the subject of the annual session of the General Assembly of the International Air Transport Association (IATA) in Auckland in November 1973.

Two problems were discussed, that is, the economic — legal situation and the market and air transport.

The data have been based on reports of the General Director of IATA and individual committees of this organization, also on the discussion, with regard to our interest and view-point.

WRÓBLEWSKI A. J., WUSATOWSKI T.

Today's landing gears

New design solutions of landing gears used in executive, fighter, passenger, transport, STOL transport airplanes and helicopters were discussed in this paper.

Landing gears of the following aircraft were described: Falcon 20 and Falcon 30 executive jet planes; Mirage F-1 single-seat fighter plane; Jaguar combat; Alpha-Jet ground attack and training plane; bogie landing gears used in Mirage IV, Concorde and Airbus A300B2; landing gears of STOL transports: Breguet 941, Transall C-160, helicopter landing gears: SA 330 and an experimental helicopter landing gear designed and built by Messier-Hispano.

BORGON J.

Thermal loads of turbine disc after switching off a turbo-jet engine during aircraft flight

This article presents a method of determining transient thermal loads of a turbine disc after switching off a turbo-jet engine in flight. Initial assumptions provide for switching off the engine at $H = 8,000$ m at instrument speed $V_p = 300$ km/h. Results of measurements and calculations are illustrated in diagrams. Basing on the results, the author makes an analysis and presents general conclusions formulated with regard to thermal loads of the turbine disc only.

MADAP — the automatic data conversion and display system at Maastricht

In this paper the operation principles and performance of the MADAP system installed in 1972/73 at Maastricht are presented. The fundamental operations being carried out by 8 computers which control over 80 operating and training posts are discussed. The system has been designed by a computer and simulator in Experimental Eurocontrol Centre at Bretigny.

ZMIHORSKI J.

Oil Filtering in Today's Aircraft Systems

The article discusses the effect of impurities on the life and reliability of hydraulic systems, which type of oil filters should be used and where they should be located. The class of purity of oils greatly depends on the number and quality of the filters used.

Criteria of oil filter selection have been specified in detail. Attention has been drawn to factors affecting the quality of filtering as well as the reliability of the entire system.

GLASS A.

Bak — First Successful Motor Glider in the World

The Bak motor glider designed in 1937 by A. Kocjan, a well known prewar Polish glider designer, was the first fully successful motor glider in the world which went into lot production. The performance of Bak was on the same level as that of Fournier RF-3 and RF-4 motor glider produced in the sixties.

Z prasy zagranicznej...

Wzrost opłat za przewozy lotnicze we Francji

Od 1.1.1974 francuskie towarzystwa lotnicze podniosły cenę biletów lotniczych. Podwyżka ta jest różna, zależna od klasy samolotu i rodzaju lotu, np. opłata za loty turystyczne na trasie Paryż—Nowy Jork dla wycieczki trwającej 22—45 dni wzrosła o 20,9% w stosunku do ceny w styczniu 1973, natomiast utrzymana została opłata zniżkowa na tej samej trasie dla młodzieży. Wzrost cen zależnie od lotu i klasy przedstawia się następująco:

Procentowy wzrost opłat lotniczych we Francji w porównaniu z 1.1.1973

Odlot przyłot	Paryż Tokio	Paryż Rio-de- Janeiro	Paryż N. Jork	Paryż Dakara	Paryż Nicea	Londyn Paryż
Pierwsza klasa	6	7,7	6,8	7,6	7,3	12,7
Klasa ekonomiczna	6	7,9	4,5	7,6	7,3	13,7
Taryfa wycieczkowa	—	7,9 ¹	13,1 ² 20,9 ³	—	4 ⁴	9,8 ⁵
Taryfa młodzieżowa (12—26 lat)	—	—	—	—	5,8	13,3

¹ wycieczka 21—45 dni, ² wycieczka 14—21 dni, ³ wycieczka 22—45 dni, ⁴ bez odlotów w piątki i soboty, w okresie letnim, ⁵ odlot z Paryża między 22—7, przyłot z Londynu 22—3, przy kupnie biletu rezerwowanego poprzedniego dnia po godzinie 14 i powrocie w niedzielę cena biletu nie wzrosła.

„Le Monde” 1974 nr 9011

Podróż Concorde 02 na Alaskę

19 lutego samolot Concorde wrócił do Tuluzy z Alaski. Przeprowadzane przez 9 dni próby wykazały, że przebywanie na wolnej przestrzeni w temperaturze -44° nie powodowały żadnych trudności w czasie startu, nie trzeba było rozgrzewać silników przed ich rozruchem, nie było też trudności ani z hamowaniem, ani z lądowaniem. W czasie 5 lotów na Alasce silniki, układy hydrauliczne i urządzenia bezpieczeństwa wykazały pełną sprawność. Paradoksalnie brzmi, że na Alasce Concorde latał w stratosferze po raz pierwszy w tak „wysokiej” temperaturze -37° , podczas gdy w czasie lotów na zwykle osiąganą wysokość temperatura otoczenia wynosi -56° .

Doświadczenie to jest bardzo ważne dla samolotu Concorde, ponieważ w czasie lotu z prędkością naddźwiękową pewne jego części rozgrzewają się do 120° . Próby przeprowadzone na Alasce potwierdziły dużą sprawność samolotu. Pewne spowodowane niską temperaturą niespodziewane niedogodności były mniej liczne i mniej istotne od tych, które się zdarzają w czasie lotów samolotów na liniach regularnych. Nie ma w tym zresztą nic dziwnego, gdyż Concorde jest przewidziany do lotów w warunkach najbardziej specyficznych. Trasę o długości 8000 km z Fairbanks do Tuluzy Concorde przebył w 5 h 52 min, w tym 3 h 40 min z prędkością naddźwiękową.

„Presse-Information” DCR/P nr 16

Pierwsza kabina treningowa samolotu Concorde

W artykule opisano budowę kabiny treningowej dla załóg, które będą obsługiwać samoloty Concorde. Kabina ta zbudowana została w Zakładach Aeronautycznych w Tuluzie.

„Informations LMT” 1973 nr 2

AN-2

MULTI-PURPOSE TRANSPORT AIRCRAFT



VERSIONS:

An-2T transport — 1,500 kg cargo or 12 passengers; An-2TD for parachute jumping; An-2TP passenger transport; An-2S ambulance for 6 stretchers.

An-2P passenger — 12 passenger.

An-2R agricultural — 1,300 kg liquid or dry chemicals.

An-2M — on floats.

TECHNICAL DATA

Wing span	18.2 m	Max. speed at 1,750 m	253 km/h
Length	12.4 m	Econ. cruising speed	185 km/h
Height	4.0 m	Min. speed	85 km/h
Wing area	71.6 sq. m	Rate-of-climb	3.5 m/s
Empty weight	3,450 kg	Service ceiling	4,400 m
Payload	1,900 kg	Range	900 km
Max. T-O weight	5,500 kg	T-O run	150 m
		Landing run	170 m

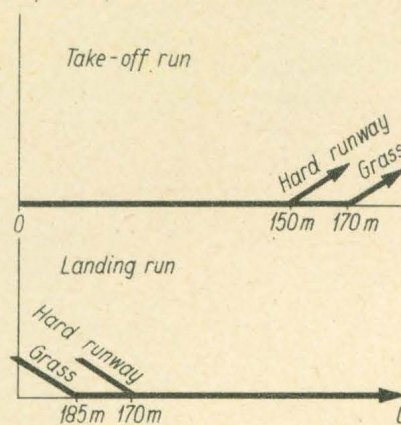
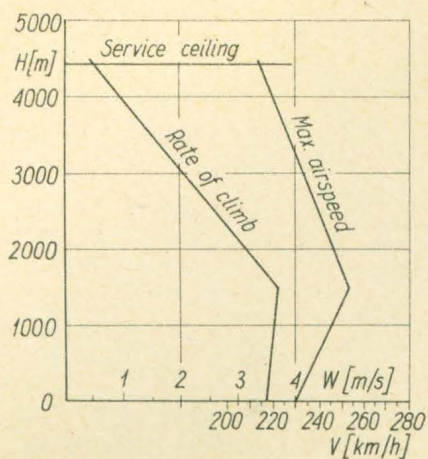
6000 POLISH-BUILT AN-2S FLYING ALL OVER THE WORLD

Design Features. All metal structure, fabric covered. Cockpit for a crew of 2. Cargo and passenger doors. Wings with slats and slotted flaps. Pneumatic brakes.

Power Plant. One PZL ASz-62IR nine-cylinder radial engine of 1000 hp rating at 2,200 rpm. Metal constant-speed propeller 3.60 m in dia. Fuel tank capacity — 1,200 liters.

Optional. Metal ski landing gear.

WCT/246/K/74



Manufacturer:

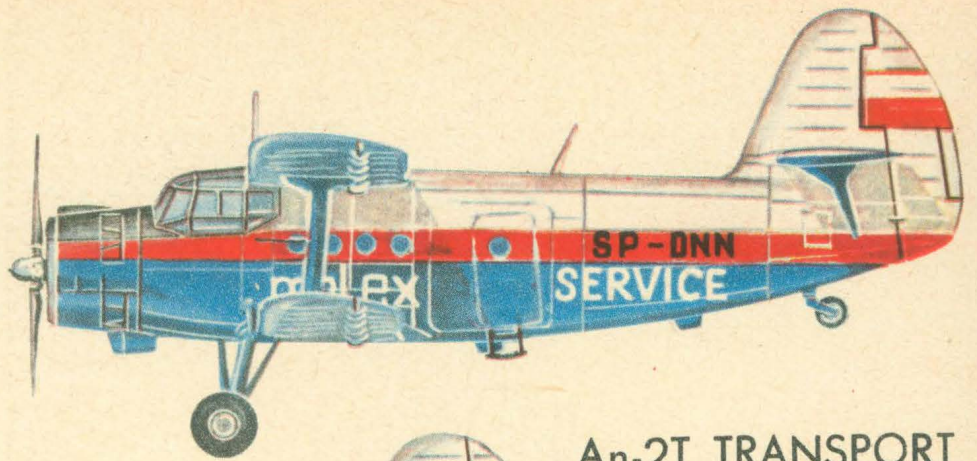
Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego Delta-Mielec,
39-300 Mielec, Poland.



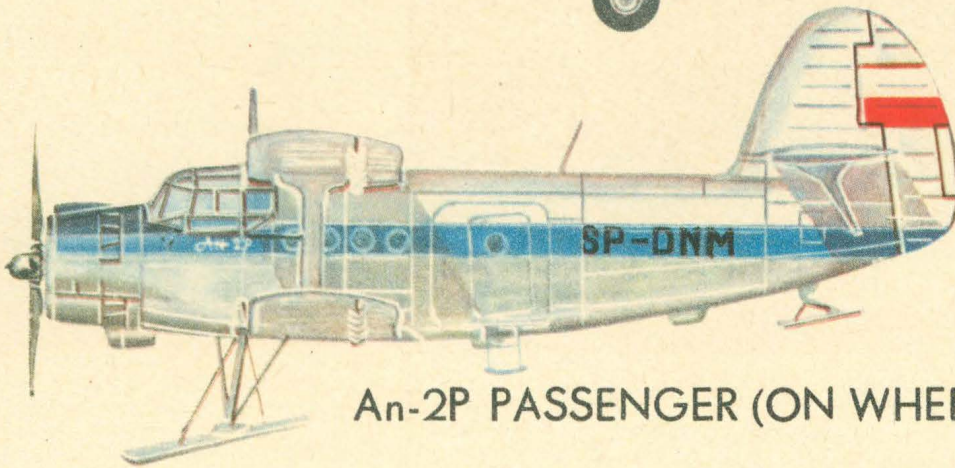
Exporter: PEZETEL

Foreign Trade Enterprise of Aviation Industry,
ul. Przemysłowa 26, 00-950 Warszawa, Poland
PO Box 371; Cable: Pezetel;
Phone: 28-50-71; Telex: 313430

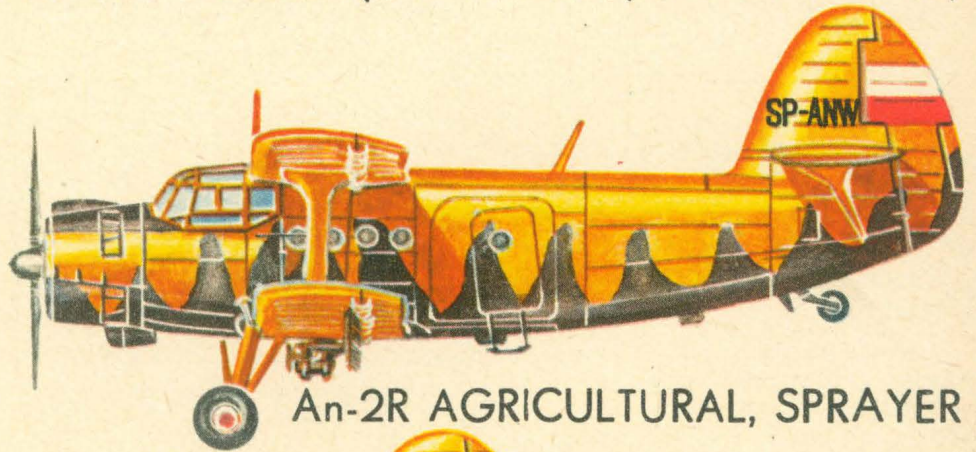
AN-2



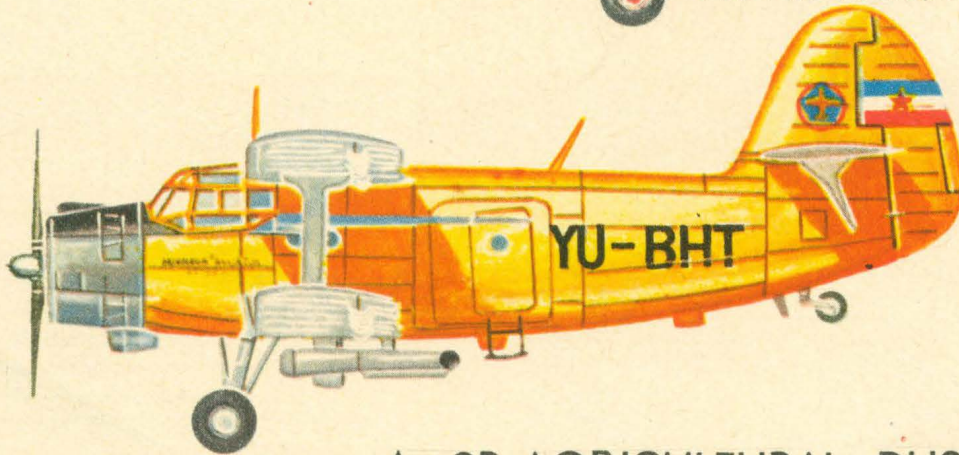
An-2T TRANSPORT



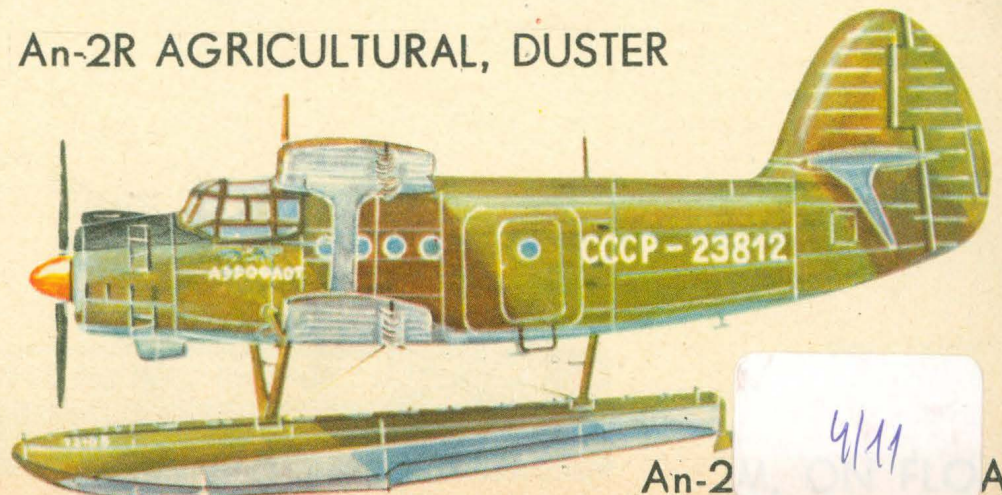
An-2P PASSENGER (ON WHEELS, SKI OPTIONAL)



An-2R AGRICULTURAL, SPRAYER



An-2R AGRICULTURAL, DUSTER



An-2 *4/11* ATS

