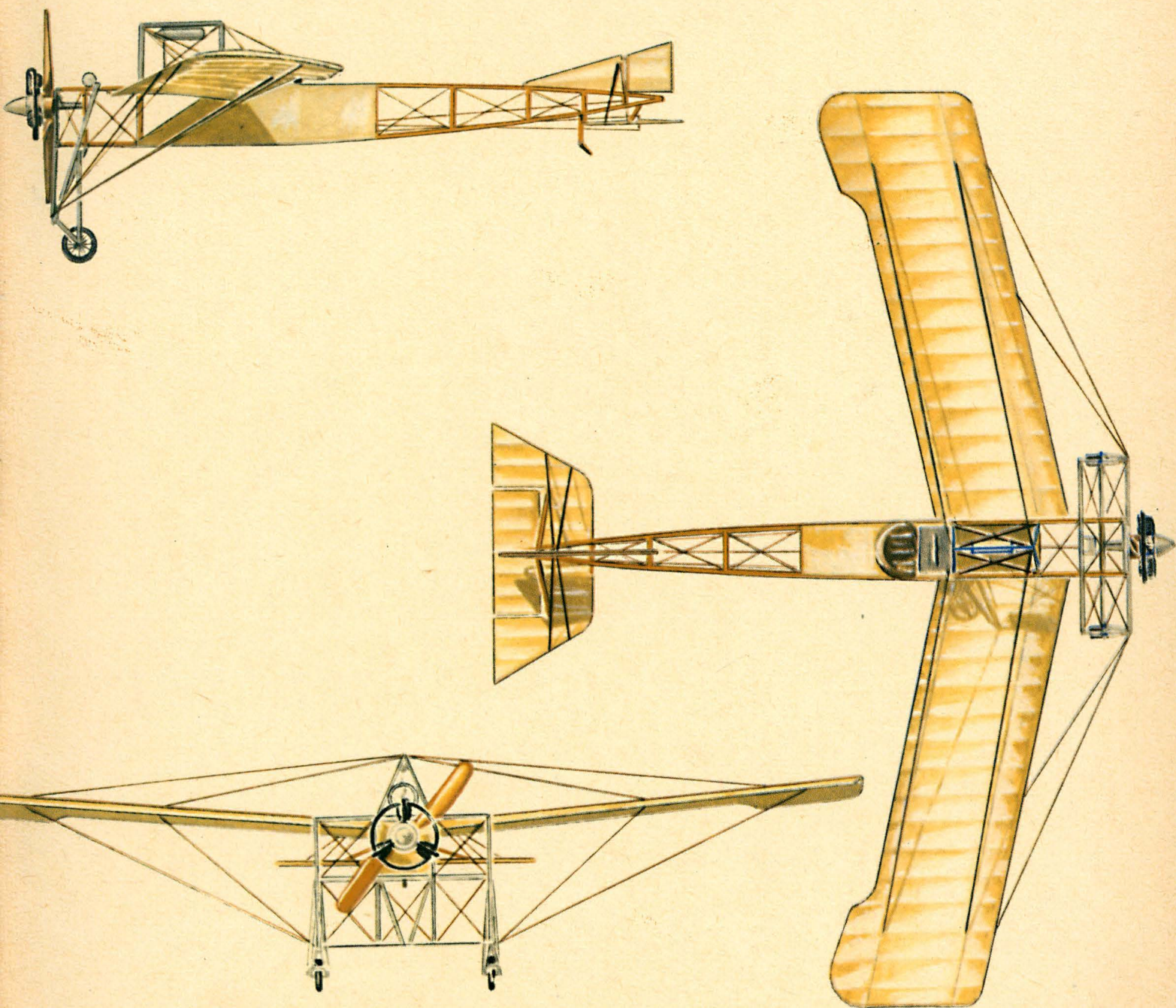


TECHNIKA

3 1974

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 12.-



● Для польской авиационной промышленности 1973 год являлся экономическим достижением. По сравнению с 1972 годом проданная продукция увеличилась на 17%, что свидетельствует о темпах её роста. Повышение продукции было достигнуто за счет увеличения производительности труда, а не путем увеличения числа работников.

Производительность труда увеличилась на 12%. Прибыли польской авиационной промышленности превысили 10%. Главную часть экспорта в течении 1973 г. составляли: самолет Ан-2, вертолеты Ми-2 и планеры.

Главными участниками трудового достижения являлись самолетостроительные заводы: ВСК-Мелец, ВСК-Свидник, двигателестроительные заводы: ВСК-Жешув и ВСК-Калиш, а также Планерный Завод Дельта-Бельско. В 1973 г. польская авиационная промышленность разработала прототипы сельскохозяйственных самолетов М-15 и ПЗЛ-106, а также мотопланера СЗД-45 Огар и стеклопластиковых планеров СЗД-38 Яantar-1 и СЗД-41 Яantar Стандарт.

● Самолет Ан-2 был сконструирован 25 лет тому назад. Он является одним из немногочисленных самолетов, которые празднуют 25-тую годовщину начала производства. Общее количество самолетов Ан-2 построенных в СССР и Польше превысило 10 тысяч штук. Поэтому Ан-2 стал мировым рекордистом среди транспортных самолетов и занял второе место — за известным ДЦ-3Дакота. В Польше Ан-2 строится с 1960 г. До конца 1973 г. ВСК-Мелец построил 6000 Ан-2, из того более 90% на экспорт, главным образом в СССР. Самолеты Ан-2 выполняют свыше 80% всех сельскохозяйственных работ, выполняемых в СССР. Во время производства Ан-2 в ВСК-Мелец в самолет ввелись многие улучшения, которые м.пр. увеличили ресурс до первого ремонта с 900 часов до 1500 часов в сельскохозяйственном варианте. Это достигнуто применением новых противокоррозийных покрытий. В настоящее время сельскохозяйственный вариант Ан-2Р проходит дальнейшее совершенствование сельскохозяйственной аппаратуры.

● В сентябре и октябре 1973 г. Институт Мелиорации Пастбищ (ИМУЗ) в Фалентах вблизи Варшавы с помощью вертолета SM-1 Института Авиации произвел оценку горных пастбищ в горных районах страны. Попытка показала пригодность вертолета для оценки состояния и величины пастбищ. Кроме этого была установлена возможность внесения удобрений горных лугов с помощью вертолетов.

● На выставке Изобретательства и Рационализации в Армии в Варшаве в сентябре и октябре 1973 г. были показаны м.пр. следующие авиационные экспонаты:

- транспортный самолет Ан-2
- вооруженный вертолет Ми-8 приспособлен к транспорту
- одноместный самолет Искра с несколькими вариантами подвесного вооружения
- самолет Вильга, применявшийся как автоматический ретранслятор УКВ радиостанции
- вооруженный вертолет Ми-2 с фиксированным вооружением
- прицел для пулеметов для Ми-2 с подвижным стрелковым вооружением
- подвесный фотографический контейнер для сверхзвукового самолета
- новый вид подвесного вооружения самолета МиГ-21 позволяющий на подвеску дополнительных контейнеров для ракет
- подвесной контейнер с устройством для автоматического измерения радиационных поражений атмосферы.

● Количество служебных самолетов в нашей стране постоянно растет. В последней четверти 1973 г. Президиум Воеводского Народного Совета в г. Бялысток приобрело самолет Ан-2 и присвоило ему имя Андромеда, Предприятие Монтажных Работ Химической Промышленности в г. Гливице приобрело ПЗЛ-104 Вильгу 35, а завод Автомобильных Покрышек «Стомиль» в г. Ольштын — также Вильгу 35.

● 1973 reported as economical success for the Polish aviation industry. Sale of products showed an increase by 17% over 1972, what signifies a growth trend of the aviation production. This was achieved not by an increase in employment but labour productivity which rose by 12%. Net profit exceeded 10%. Chief export products of our aviation industry in 1973 were An-2 aircraft, Mi-2 helicopters and gliders. The following plants mostly contributed to the achievement: WSK-Mielec and WSK-Świdnik Aircraft Factories, WSK-Rzeszów and WSK-Kalisz Engine Factories and Delta-Bielsko Glider Establishment. In 1973 the Polish aviation industry designed and built prototypes of M-15 and PZL-106 agricultural aircraft, SZD-45 Ogar powered glider, and SZD-38 Jantar i and SZD-41 Jantar Standard laminate gliders.

● The An-2 aircraft designed 25 years ago is one of the few aircraft that is celebrating a jubilee of its twenty-five year production. The total number of all An-2s built in the Soviet Union and Poland exceeded 10 thousand units. In this way, the An-2 has been holding a world record among transport aircraft and turned to be second after famous DC-3 Dakota.

The An-2 has been in production in Poland since 1960. By the end of 1973, the WSK-Mielec built 6 thousand units of which more than 90% for export, chiefly to USSR. The An-2s have performed over 80% of all agroaviation works in the Soviet Union. The aircraft underwent several modifications in the course of its production at the WSK-Mielec to obtain a final TBO of 1500 h for An-2R in the agricultural version. The TBO could be extended due to the use of new anticorrosive coatings. At present, the agricultural version of the An-2R undergoes further modernization of its agricultural equipment.

● In September and October 1973, Institute for Drainage and Grassland (IMUZ) at Falenty near Warsaw was conducting an evaluation of mountainous pastures, using the SM-1 helicopter of the Aviation Institute. The attempt proved the suitability of the helicopter for this kind of work. The helicopter was also found suitable for fertilizing mountainous pastures.

● At the Military Show of Inventiveness and Rationalization held in Warsaw in September and October 1973, the following products were exhibited:

- An-2 transport aircraft;
- Mi-8 armed helicopter adapted for transportation;
- Iskra single-seat jet aircraft with underwing pylons to carry various combinations of weapon;
- Mi-2 helicopter with fixed armament;
- Machine gun sight for Mi-2 helicopter with a moving firing station;
- Wilga aircraft used as automatic relay station of VHF radio station;
- Underwing camera pod for a supersonic aircraft;
- New type of armament attachment in the MiG-21 permitting to carry additional rocket containers;
- Underwing container with equipment for automatic measurement of radioactive contamination of the atmosphere.

● The number of executive aircraft in our country has been steadily growing. In the last quarter of 1973, 1 An-2 was purchased by the Presidium of the People's Province Council in Białystok, 1 PZL-104 Wilga 35 by Assembling Works Enterprise of the Chemical Industry in Gliwice, and 1 PZL-104 Wilga 35 by Stomil Tyre Works in Olsztyn.

## lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

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.
Sukces ekonomiczny polskiego przemysłu lotniczego . . . . .	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA . . . . .	2
PROBLEMY LOT	
A. Lesiuk: Zabezpieczenie przeciwpożarowe samolotów cywilnych . . . . .	4
W NASTĘPNYM NUMERZE . . . . .	9
Wciągarka śmigłowcowa — opr. A. K. . . . .	10
Z. Łata: Eksploatacja samolotów rolniczych w tropiku . . . . .	12
POMOCE KONSTRUKCYJNE 22	
Ciśnienie dynamiczne w funkcji prędkości i wysokości lotu. Część 2 . . . . .	17
KARTOTEKA TLiA	
North American Rockwel T-2C Buckeye . . . . .	19
Cessna Citation . . . . .	21
J. Sandauer: Wytyczne doboru parametrów usterzenia wysokości . . . . .	23
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
MADAP — zautomatyzowany system przetwarzania i zobra- zowywania danych w Maastricht — oprac. W. Barski . . . . .	30
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 17	
Śmigło . . . . .	33
KSIĄŻKI LOTNICZE . . . . .	34
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
S. Januszewski: Polskie konstrukcje lotnicze do 1914 roku na tle zagranicy . . . . .	36
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK . . . . .	40
Z PRASY ZAGRANICZNEJ . . . . .	IV skrz.
НОВОСТИ ИЗ ПОЛЬШИ, NEWS FROM POLAND . . . . .	II str. okł.

Na okładce: Jaskółka Libańskiego — rys. K. Cieślak

WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOTWarszawa  
Czackiego 3/5**Redaktor naczelny:**

mgr inż. Andrzej Glass

**Sekretarz Redakcji:**

M. Klara Szurmak

**Redaktorzy działowi:**mgr inż. K. Dąbrowski, mgr inż. A. Gołędzi-  
nowski, 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. Wo-  
lińskiZakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2, W-wa, Zam. 14/74. Nakład 3550 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-38.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006

LESIUK A.

#### **Противопожарная защита гражданских самолетов**

В статье представлены наиболее опасные причины пожара в самолетах и условия, способствующие их появлению.

Описываются предписания, юридические нормы, определяющие требования, которым должны отвечать авиационные конструкции с точки зрения общей и противопожарной безопасности, обязывающие в странах с развитой авиационной промышленностью.

Описываются системы противопожарных установок, а также сигнализации пожара, приводятся принципы их действия и условия полета, от которых зависит эффективность тушения пожара.

LATA Z.

#### **Эксплуатация сельскохозяйственных самолетов в тропической зоне**

В статье описываются испытания и „наблюдаемая эксплуатация” самолета PZL-101 Гаврон в субтропическом и пустынно-степном климате на север от экватора в Африке.

Представлены изменения, которые были введены в двигателе AI-14R для приспособления его к работе в других климатических условиях. В частности, встроены воздушные фильтры, которые увеличивают мощность двигателя примерно на 2—4 л.с., введены дополнительные фильтры на генераторе, а также новые клапаны позволяющие применять бензин с повышенным октановым числом.

Описаны проведенные измерения летных качеств и свойств, а также эксплуатационные испытания самолета после введения модификации двигателя, и сделаны соответствующие выводы.

SANDAUER J.

#### **Выбор цельноповоротного хвостового оперения высоты**

В статье представлены характерные данные цельноповоротного хвостового оперения, причём обращается внимание на причины разниц между самолетом с цельноповоротным оперением высоты и самолетом с традиционным оперением. Рассматривается принцип действия цельноповоротного хвостового оперения без сервокомпенсатора и с сервокомпенсатором. Описывается способ оценки и выбора аэродинамических параметров цельноповоротного хвостового оперения, при учёте следующих свойств самолета: достаточный запас устойчивостью с тягой управления и соответствующей эффективностью руля, правильный градиент сил на ручке управления по отношению к установленной скорости полета, соответствующий градиент сил по перегрузке.

#### **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 с помощью вычислительной машины и симуляционных устройств в экспериментальном центре Эуроконтрол в Бретании.

JANUSZEWSKI S.

#### **Польские авиационные конструкции до 1914 года на фоне зарубежных стран**

В статье описываются польские авиационные конструкции в 1893—1914 гг.

Обсуждаются условия и климат, в которых рождались первые авиаконструкции в Польше, его диапазон и размеры, приводятся числа разработанных и строившихся самолетов, вертолетов и планеров.

Представлена эффективность польских конструкторских работ в конце XIX века и в начале XX века.

Обращено внимание на крупные достижения Поляков, конструкции которых не уступали зарубежным разработкам, а некоторые даже превъшали их.



## Sukces ekonomiczny polskiego przemysłu lotniczego

Rok 1973 był bardzo korzystny dla polskiej produkcji lotniczej. Wyniki ekonomiczne tego roku są znacznie lepsze niż w jakimkolwiek z lat poprzednich.

Wzrosła zarówno wielkość produkcji, jak i jej rentowność. Produkcja dodana zakładów Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL wzrosła w 1973 r. o 27,3%. Produkcja sprzedana wzrosła o 16,8%, przy czym tylko w 1/6 przyczynił się do tego wzrost zatrudnienia, a głównie osiągnięto to w wyniku wzrostu wydajności pracy. Wydajność ta w połowie wzrosła dzięki zwiększeniu intensywności pracy, a w połowie dzięki powiększeniu technicznego uzbrojenia pracy, czyli modernizacji parku maszynowego, narzędzi i technologii. W 1973 r. wzrost wydajności pracy wyniósł 21%, zaś wzrost zatrudnienia 5%, a wzrost średnich płac 8,4%. W wyniku wzrostu gospodarności stan zapasów materiałowych zmalał w zakładach o 12 dni, co daje zmniejszenie sum zamrożonych w materiałach o blisko pół miliarda zł. Akumulacja wzrosła natomiast o 6%. Wartość produkcji 20 przedsiębiorstw Zjednoczenia PZL w 1973 r. wyniosła 25 mld zł, a eksport 600 mln zł dewizowych. Ogólny bilans roku zamknął się zyskami.

W przemyśle lotniczym w 1973 r. wystąpiło wiele nowych zjawisk. Korzystna sytuacja ekonomiczna zakładów dała różnorakie pozytywne wyniki. Dość zasadniczo wzrosły środki na renowację parku maszynowego. Poważnie wzrosły fundusze socjalne. Wprowadzenie zasady niepodnoszenia norm pracy przez dwa lata dało w ciągu roku wzrost wykonania norm o 12,4%, podczas gdy uprzednio na uzyskanie takiego wzrostu potrzeba było 3—4 lat. Zniesiono limitowanie zatrudnienia; jednak dla przedsiębiorstw wzrost zatrudnienia okazał się mało opłacalny. Natomiast korzystniejsze dla produkcji jest lepsze wynagradzanie i wykorzystanie fachowców, których wartość dla zakładów poważnie wzrosła. Równocześnie następuje naturalna selekcja pracowników o zbyt niskiej wydajności pracy.

Na osiągnięcia ekonomiczne naszego przemysłu lotniczego złożyły się: nowy system ekonomiczny i aktywizacja załóg. Nowy system ekonomiczny w 1973 r. objął 25% całego przemysłu krajowego, a w 1974 r. obejmie 50%. Wyniki 1973 r. w przemyśle lotniczym potwierdziły słuszność jego założeń (opisanych w TLiA 3/73). Sprzyjającymi warunkami dla wprowadzenia nowego systemu w przemyśle lotniczym była możliwość stworzenia wielkiej organizacji gospodarczej, na którą składają się wszystkie elementy pozwalające wpływać na całość procesu gospodarczego tj. kształcenie kadry, badania naukowe, badania rynkowe, realizacja inwestycji, przedsiębiorstwo handlu zagranicznego itp. Duży wpływ na uzyskane wyniki miała wysokokwalifikowana kadra, zdyscyplinowana, dbała o wysoką jakość produkcji i przywiązana do pracy w przemyśle lotniczym. Nowy system płac wywołał zainteresowanie ekonomicznym gospodarowaniem, które objęło wszystkie stanowiska pracy. Inicjatywa kierownictwa i pracowników wyzwoliła rezerwy ekonomiczne zakładów. Zobowiązania załóg i nowy system gospodarowania dały dodatkowy 1 mld zł. Podstawą wyników osiągniętych w przemyśle lotniczym są pozytywne cechy nowego systemu oraz czynny udział załóg w ekonomicznym gospodarowaniu.

Wyniki osiągnięte w 1973 r. pozwoliły przyjąć na rok 1974 wzrost produkcji sprzedanej o 17%, podczas gdy średnia dla gospodarki krajowej wynosi 10%. Niewątpliwie realizacja tego programu wymaga ulepszenia systemu gospodarowania oraz aktywnego udziału załóg, lecz mimo iż program jest ambitny, oparty jest na realnych podstawach.



## POLSKA

● Dla Polskiego przemysłu lotniczego PZL rok 1973 był sukcesem ekonomicznym. W porównaniu z 1972 r. sprzedana produkcja wzrosła o 17%, co świadczy o dynamice jej rozwoju. Wzrost produkcji został osiągnięty przez zwiększenie wydajności pracy, a nie zatrudnienie. Wydajność pracy wzrosła o 21%. Zyski polskiego przemysłu lotniczego przekroczyły 10%. Głównymi wyrobami eksportowymi przemysłu lotniczego w 1973 r. były samoloty An-2, śmigłowce Mi-2 i szybowce. Do ww. osiągnięć najbardziej przyczyniły się wytwórnie płatowców WSK-Mielec i WSK-Swidnik, wytwórnie silników WSK-Rzeszów i WSK-Kalisz oraz Zakłady Szybowcowe Delta-Bielsko. Polski przemysł lotniczy opracował w 1973 r. prototypy samolotów rolniczych M-15 i PZL-106 oraz motoszybowca SZD-45 Ogar i szybowców laminatowych SZD-38 Jantar 1 i SZD-41 Jantar Standard.

● Samolot An-2 został skonstruowany 25 lat temu. Jest on jednym z nielicznych samolotów, które obchodzą jubileusz ćwierćwiecza swej produkcji. Łączna liczba samolotów An-2 zbudowanych w ZSRR i Polsce przekroczyła 10 tys. sztuk. W wyniku tego An-2 stał się rekordzistą światowym wśród samolotów transportowych i znalazł się na drugim miejscu po słynnym DC-3 Dakota.

W Polsce An-2 produkowany jest od 1960 r. Do końca 1973 r. WSK-Mielec zbudował 6 tys. An-2, z czego przeszło 90% na eksport, głównie do ZSRR. Samoloty An-2 wykonują przeszło 80% wszystkich prac agrolotniczych przeprowadzanych w ZSRR. W trakcie produkcji An-2 w WSK-Mielec samolot przeszedł wiele ulepszeń, które m.in. dały w wyniku podniesienie trwałości do pierwszego remontu z 900 h do 1500 h dla wersji rolniczej An-2R. Osiągnięto to przez zastosowanie nowych pokryć antykorozyjnych. Obecna wersja rolnicza An-2R przechodzi dalszą modernizację aparatury agrolotniczej.

● We wrześniu i październiku 1973 r. Instytut Melioracji Użytków Zielonych (IMUZ) w Falentach k. Warszawy za pomocą śmigłowca SM-1 Instytutu Lotnictwa przeprowadził ocenę pastwisk w rejonach górskich. Próba wykazała przydatność śmigłowca do oceny stanu i obszaru pastwisk. Ponadto stwierdzono możliwość nawożenia łąk górskich za pomocą śmigłowców.

● Liczba samolotów służbowych w naszym kraju stale wzrasta. W ostatnim kwartale 1973 r. Prezydium Wojewódzkiej Rady Narodowej w Białymstoku nabyło samolot An-2 nadając mu imię Andromeda. Przedsiębiorstwo Robót Montażowych Przemysłu Chemicznego w Gliwicach zakupiło PZL-104 Wilga 35, a Zakłady Opon Samochodowych Stomil w Olsztynie — też Wilgę 35.

● Generał dywizji pilot Jan Raczkowski, podsekretarz stanu w Ministerstwie Komunikacji, udekorowany został Złotym Medalem „Za zasługi dla Obrony Kraju”. Dekoracji — w październiku ub. r. — dokonał minister Obrony Narodowej.

● Na stopień generała brygady 10 października 1973 r. mianowany został szef sztabu Dowództwa Wojsk Lotniczych płk dypl. pil. Józef Sobieraj.

● Uzupełniając notatkę zamieszczoną poprzednio w naszej rubryce — informujemy, że w dniach 6 i 7 listopada ub. r. odbyły się w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych w Warszawie imprezy związane z jubileuszem XX-lecia tej zasłużonej instytucji.

W pierwszym dniu obchodów, w czasie uroczystej sesji Rady Naukowej ITWL, w obecności przedstawicieli władz wojskowych, cywilnych oraz sfer nau-



Pierwszy śmigłowiec Mi-2 Lotniczego Pogotowia Sanitarnego SP-WXA

Fot. A. Kardymowicz

kowych — Komendant Instytutu płk mgr inż. M. Sikorski wygłosił referat na temat działalności ITWL, osiągnięć technicznych tej placówki oraz sukcesów naukowo-badawczych jej pracowników. W czasie sesji odczytane zostały nadesłane depechy i listy z gratulacjami oraz rozdano nagrody i wyróżnienia przyznane poszczególnym pracownikom i zespołom Instytutu za działalność naukową, wynalazczą i udział w konkursach.

7 listopada odbyła się konferencja poświęcona naukowo-technicznym osiągnięciom Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych.

● Warszawski Klub Seniorów Lotnictwa występował wielokrotnie za inicjatywą budowy Domu Lotnika na Polu Mokotowskim w Warszawie. Pole to jest historycznie związane z powstaniem lotnictwa polskiego; przypomnijmy, że tu: — powstaje szkoła lotnicza i wytwórnia samolotów Aviaty w 1911 r.

— powstaje lotnictwo wojskowe w 1918 r. i przez wiele lat stacjonuje 1 pułk lotniczy

— umiejscowiony był przemysł lotniczy — Centralne Warsztaty Lotnicze PZL, Warsztaty Szybowcowe A. Kocjana oraz Instytut Badań Technicznych Lotnictwa

— była siedziba i główne lotnisko polskiej komunikacji lotniczej (Aerolloyd, Aerolot, PLL LOT)

— mieścił się Aeroklub Warszawski. Powinna stać się zadochą tradycją i obiekt lotniczy musi znaleźć się na tym historycznym terenie, lecz plany tego nie przewidują.

Czy „górkę widokową” ośrodka wypoczynkowo-rekreacyjnego, karuzela czy strzelnicę bractwa kurkowego, zlokalizowane na Polu Mokotowskim nie powinny ustąpić miejsca siedzibie Lotników? Nikt nie postuluje rozpoczęcia budowy Domu Lotnika, lecz trzeba ustalić i zarezerwować dla niego lokalizację. I tego właśnie domaga się Klub Seniorów Lotnictwa w swym ostatnim memoriale skierowanym do władz.

● W XVI rajdowo-nawigacyjnych mistrzostwach Polski startowały 24 załogi z 15 aeroklubów. Rozegrano osiem konkurencji, w tym dwie nocne. Pierwsze miejsce zajęła załoga z Krakowa, 2 i 3 — z Rzeszowa. Trzy zespoły z Warszawy zajęły miejsca nie punktowane.

● Istnieje ogromne zapotrzebowanie na śmigłowce prace budowlano-montażowe. Wojska lotnicze mają w swym portfelu 200 zamówień na takie prace. Tylko dla potrzeb rzeszowskiej WSK przeprowadzono 35 akcji śmigłowcowych. Obecnie należy liczyć na to, że ostatnio powołany do działalności Zespół Śmigłowcowych Robót przy Zjednoczeniu „In-

stal” (o czym ostatnio pisaliśmy w tej rubryce) szybko się wyposaży i zorganizuje.

● Do nowych podwyższonych opłat w krajowej komunikacji lotniczej mogą być stosowane ulgi. Prócz sezonowych zniżek taryfowych (w okresie od 16 września do 14 czerwca) przewiduje się, że dyrektor Lotu — w przypadku zmniejszenia się frekwencji — będzie zarządzał obniżką cen do 30%. Wprowadza się również 20% zniżkę: przy zakupie biletu w obie strony oraz dla członków wycieczek grupowych. Stosuje się również zniżki dla dzieci (10%—50%) oraz młodzieży i studentów (50%, na 30 minut przed odlotem).

● Zostały wprowadzone opłaty trasowe za korzystanie z urządzeń i świadczeń służb zabezpieczenia ruchu lotniczego polskiej przestrzeni powietrznej. Są one niezależne od opłat za start, lądowanie i obsługę naziemną samolotów i obowiązują tylko obce statki powietrzne zarówno lądujące, jak i lecące tranzytem.

● Jeszcze w tej pięciolatce — ma się rozpocząć budowa wielkiego hotelu LOT u na terenie przyszłego Centrum Zachodniego w Warszawie (przy narożniku Al. Jerozolimskich i ul. Chałubińskiego).

● W marcu br. będzie po raz pierwszy dyżurował w Zakopanem śmigłowiec Lotniczego Pogotowia Ratunkowego. Tak więc ta ostatnia sprawa, wielokrotnie postulowana, rusza z miejsca. Na razie śmigłowca ma być na Podtrzu miesiąc, ale życie na pewno pokaże, że jest on tu potrzebny na stałe.

● W ubiegłym roku, przy Wyższej Szkole Lotniczej w Dęblinie, powstał Aeroklub Orłat, Aeroklub — działający pod przewodnictwem komendanta WOSL — szybko się rozwija i liczy już 260 członków. Imponujące są wyniki pracy tego nowego ośrodka APRL w liczbie wylatanych godzin na szybowcach i samolotach, w skokach spadochronowych oraz w konstrukcjach modelarskich. Aeroklub Orłat wizytowało Prezydium ZG APRL podczas sesji wjazdowej jesienią ub. r. w WOSL w Dęblinie.



## BULGARIA

● Sofia przystępuje do budowy nowego międzynarodowego dworca lotniczego, który ma być jednym z największych

w środkowej Europie. Za 15 lat sofijski port lotniczy będzie musiał obsłużyć przeszło 6 mln pasażerów rocznie. Niektóre pomieszczenia na lotnisku będą specjalnie wyciszone. Pasażerowie wychodząc do samolotów przez specjalne teleskopowe wysięgniki.

Nowy port lotniczy Sofii budowany będzie etapami, a zakończenie prac przewiduje się na 1980 r. Powstanie on w pobliżu dzisiejszej osady Dolni Bogorow, a czas dojazdu z portu do miasta wyniesie 15–20 minut.



## CZECHOSŁOWACJA

Czechosłowacja wraz z innymi państwami socjalistycznymi od 1969 r. aktywnie uczestniczy w realizacji programu Interkosmos, w ramach którego pod koniec lata 1973 r. już dziewiąty satelita obiegł Ziemię. Aparatura kosmiczna wyprodukowana przez CSRS pozwoliła m. in. na wykrycie nowych zależności między działalnością słoneczną a zjawiskami geofizycznymi, uzyskanie informacji o wpływie radiacji na organizmy itp. Aparatura ta odznacza się wysoką czułością, niewielkimi rozmiarami oraz nieznaną masą.

W CSRS w wyposażeniu satelitów uczestniczą zarówno placówki akademii nauk i wyższe uczelnie, jak również zakłady przemysłowe.

Wiele urządzeń produkowanych dla programu Interkosmos znajduje zastosowanie w przemyśle. Dotyczy to np. detektorów miękkiego promieniowania rentgenowskiego, zaprojektowanych przez Zakłady Tesla.



## FRANCJA

Rząd francuski opracowuje plan pomocy finansowej dla cywilnych nabywców samolotów pasażerskich, dyspozycyjnych i sportowych. Równocześnie rozpatrywane są wnioski przedsiębiorstw w sprawie udzielenia subwencji i kredytów na prace rozwojowe nad nowymi samolotami.

Francuska firma Societé des Avions Hurel-Dubois wspólnie z amerykańską firmą Stanley Aviation Corp. opracowała nowy system ratunkowy dla załogi samolotu. Zasada Yankee Espace System polega na zastosowaniu rakiet zamocowanych na uprząży spadochronu. Urządzenie jest lżejsze i bardziej zwarte niż dotychczasowy wyrzelnik fotel, daje mniejsze przyspieszenie i umożliwia jednoczesną ewakuację kilku członków załogi.

We Francji popiera się i rozwija lotniczy transport towarowy. Po funkcjonujących już połączeniach międzykontynentalnych z Paryża do Rio de Janerio i Seulu, otwarto trzecią regularną linię towarową Paryż—Caracas (Wenezuela). Powstaje też ogromna lotnicza baza towarowa w porcie Roissy, która zajmie powierzchnię 300 ha i kilka dworców.



## INDIE

Indyjska wytwórnia HAL uruchamia produkcję samolotów rolniczych HA-31 Mk. II Basant. Na lata 1973–74 zaplanowano budowę 8 samolotów rocznie, w latach 1975–76 po 40 rocznie, a od 1977 r. po 60 rocznie. W najbliższym czasie zapotrzebowanie na samoloty rolnicze zostanie zaspokojone przez import 29 samolotów z zagranicy.



## JUGOSŁAWIA

Wytwórnia SOKO w Jugosławii dostarczyła jugosłowiańskiemu lotnictwu wojskowemu 8 śmigłowców SA-341 H Gazelle, zmontowanych z elementów dostarczonych z Francji. Łącznie w kooperacji z Francją SOKO ma zbudować 120 śmigłowców Gazelle.



## NRF

W NRF opracowano urządzenie do wazenia bagażu lotniczego przesuwającego się na taśmie przenośnika. Informacje przekazywane są automatycznie do odpowiedniego okienka nadawczego. System ten daje znaczną oszczędność miejsca rzędu 12% powierzchni dworca.



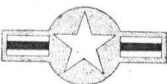
## RUMUNIA

Wytwórnia rumuńska IRMA wystawiła w ub. roku na Salonie Lotniczym w Paryżu nowy samolot rolniczy IAR-826 z silnikiem Lycoming IO-540-GID5 290 KM. Samoloty oferowano w wersji z pływakami oraz z nartami.



## TURCJA

Tureckie Linie Lotnicze THY zamierzają w najbliższym czasie otworzyć regularną linię lotniczą z Istanbuhu do Berlina — Schönefeldu. Głównym celem linii będzie obsługa robotników tureckich pracujących w Berlinie zachodnim i w NRF. Wybór stolicy NRD nastąpił w związku z trudnością uzyskania przez THY praw handlowych w Berlinie zachodnim.



## USA

Firma United Aircraft (zatrudniająca 64 tys. osób) obejmująca największe na świecie zakłady silników lotniczych — Pratt and Whitney — ma wejść w fuzję z przedsiębiorstwem Signal Corp. (zatrudniająca 33 tys. pracowników). Powstanie tego zrzeczenia o rocznym obrocie 3,5 mld dol. odbije się poważnie na światowych rynkach napędów lotniczych.

Program badań lądowania samolotu z podwoziem opartym na zasadzie poduszki powietrznej jest finansowany przez lotnictwo wojskowe USA i kanadyjskie ministerstwo Przemysłu i Handlu. Samolot CC-115 Buffalo jest modyfikowany przez wytwórnię de Havilland Canada, podwoziem zaś zajmuje się głównie firma Bell Aerospace. Kurtyna otaczająca poduszkę jest wykonana z elastycznej gumowanej tkaniny nylonowej. Lotnictwo USA pokłada duże nadzieje w rozwoju ACLS (Air — Cushion Landing System) umożliwiającym lądowanie ciężkich samolotów przy małym obciążeniu powierzchni lądowiska.

W Stanach Zjednoczonych powzięto decyzję o przemianowaniu Przylądka Kennedy'ego na Florydzie na przylądek Canaveral. Tak więc przywrócona została tradycyjna nazwa tego przylądka, który zdobył światową sławę dzięki znajdującemu się tam ośrodkowi lotów kosmicznych. Imię zmarłego prezydenta pozostanie natomiast w nazwie samego ośrodka kosmicznego.



## W. Brytania

Na badania oraz rozwój w dziedzinach: maszyn liczących, lotnictwa cywilnego i astronautyki rząd Wielkiej Brytanii przeznaczają największe środki finansowe. Według sprawozdania ministerstwa przemysłu i handlu z 57 mln funtów wydatkowanych w 1972 r. na badania i postęp techniczny — 14 mln przeznaczono na lotnictwo cywilne, 12 mln na komputeryzację oraz 9 mln funtów na badania związane z przestrzenią kosmiczną. Na 1973 r. przewidziano mniejszą kwotę na badania w dziedzinie maszyn liczących (8,75 mln funtów), lecz zwiększono środki na lotnictwo (17,5 mln funtów) i przestrzeń kosmiczną (14 mln funtów). Całkowite nakłady ministerstwa na badania naukowe przekroczyły 66 mln funtów.

Rząd brytyjski asygnował pierwszą ratę (4,25 mln £, następna będzie miała tę samą wysokość) kredytów na prace rozwojowe nad samolotem pasażersko-towarowym, krótkiego zasięgu Short SD-3-30. Oblot prototypu ma się odbyć jesienią 1974 r. Short SD-3-30 jest to 30-miejscowy samolot, napędzany dwoma silnikami turbośmigłowymi PT 6A-45. Najbardziej ekonomiczny jest przy zasięgu 180—620 km. Przewiduje się, że samolot uzyska świadectwo zdatości do lotu (amerykańskie FAR dział 25 i angielskie BCAR dział A) w 1975 r.



## WŁOCHY

SIAI — MARCHETTI likwiduje swój wydział śmigłowcowy, chociaż próby nad śmigłowcem SV-20 przebiegały pomyślnie. Firma tłumaczy się względami ekonomicznymi, lecz należy przypuszczać, że największy włoski producent śmigłowców, tj. f-ma Agusta zażądała od SIAI, której jest udziałowcem w 40%, aby zrezygnowała z produkcji śmigłowców, co pozwoli uniknąć konkurencji na rynkach włoskim i państw trzecich (zwłaszcza rozwijających się), gdzie Agusta pomyślnie realizuje sprzedaż swoich wyrobów.



## ZSRR

Aeroflot przeprowadza badania nad warunkami eksploatacji samolotu czechosłowackiego L-410 A Turbolet. Równocześnie prasa zagraniczna donosi, że ZSRR rozważa możliwość okazania pomocy w realizacji planów rozwoju tego samolotu.

Znacznie wzrosły przewozy pasażerskie Aeroflotu na linii Moskwa—Nowy Jork. W roku 1968 przewieziono na tej linii 1559 pasażerów, w 1972 zaś około 10 000. Po podpisaniu w czerwcu 1973 r. protokołu o dalszej rozbudowie ruchu komunikacyjnego przez Atlantyk, co dotyczy również nowych połączeń Moskwa—Waszyngton i Leningrad—Nowy Jork bez wątplenia w dalszym ciągu rosnąć będą transatlantyckie przewozy Aeroflotu.

## OGÓLNE

Na odbytej niedawno sesji Rady Naukowo-Technicznej RWPG rozpatrywano wycieczkę do założeń konstrukcyjnych śmigłowca rolniczego.



## Zabezpieczenie przeciwpożarowe samolotów cywilnych

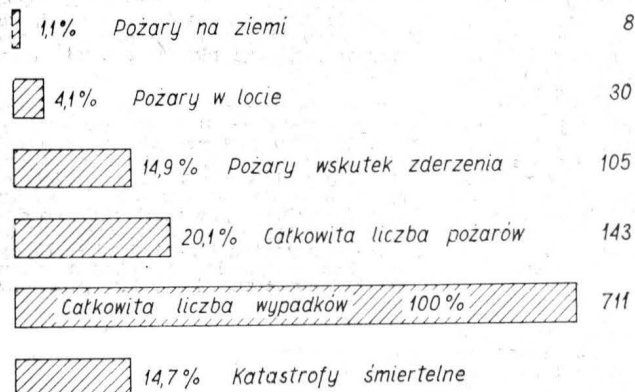
W artykule przedstawiono najbardziej groźne przyczyny pożaru w samolotach i warunki sprzyjające ich powstawaniu. Omówiono przepisy i normy prawne określające wymagania, jakie powinny spełniać konstrukcje lotnicze z punktu widzenia bezpieczeństwa ogólnego i przeciwpożarowego obowiązujące w krajach o rozwiniętym przemyśle lotniczym. Opisano układy instalacji przeciwpożarowych oraz sygnalizacji pożaru, podano zasady ich działania oraz warunki lotu, od których zależy skuteczność akcji tłumienia pożaru.

Zagadnienia związane z bezpieczeństwem lotów są zawsze aktualne i poświęca się im w technice lotniczej dużo uwagi. Mimo, że liczba katastrof lotniczych w stosunku do liczby przewożonych pasażerów jest porównywalna z innymi nowoczesnymi środkami lokomocji, to jednak katastrofy lotnicze są zazwyczaj bardzo tragiczne. Według danych opublikowanych w roku 1967 w Stanach Zjednoczonych [1], w okresie dziesięcioletnim (lata 1957—1966) na 711 wypadków lotniczych 105 było katastrofami z ofiarami śmiertelnymi, co stanowi 14,7%. Katastrof z pożarem było 143, co odpowiada 20,1%. Na rysunku 1 zilustrowano graficznie procentowy udział katastrof wywołanych pożarem w powietrzu i na ziemi. Najbardziej zmienną informacją wynikającą z analizy tych danych jest to, że na każde 5 katastrof jedna jest związana z pożarem.

### Warunki największego zagrożenia

Powstawanie pożaru i charakter jego rozprzestrzeniania w otaczającej przestrzeni jest zjawiskiem złożonym. Zapłon i przebieg palenia zależy od takich czynników jak:

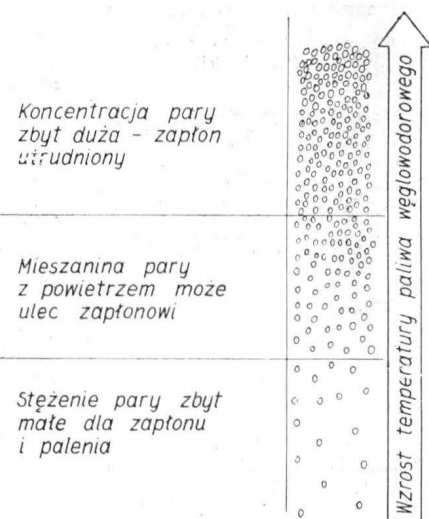
- temperatura
- stopień wybuchowości czynnika palnego
- objętość przestrzeni zawierającej czynnik o właściwościach wybuchowych
- ilość dopływającego czynnika palnego
- natężenie przepływu powietrza wentylacyjnego.



1. Procentowy udział katastrof związanych z pożarami w ogólnej liczbie katastrof na terenie USA w latach 1957—1966

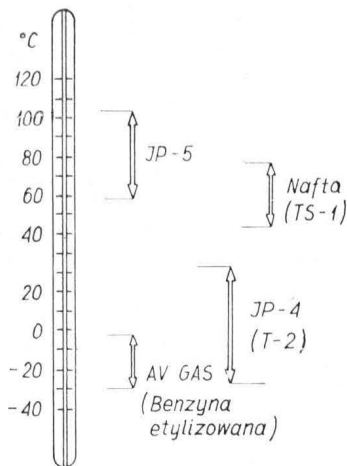
Stosowane w samolotach układy napędowe dużej mocy pociągają za sobą konieczność przewożenia dużych ilości paliwa i oleju w zbiornikach umieszczonych w różnych częściach samolotu (najczęściej w skrzydłach) połączonych z silnikami i między sobą przewodami rurowymi.

Zbiorniki paliwa i oleju oraz instalacja paliwowa i olejowa stanowią potencjalne źródło wycieków cieczy palnych. Wyciekające ciecze w pewnych warunkach ulegają parowaniu i mogą, w połączeniu z powietrzem, tworzyć mieszaniny wybuchowe łatwo ulegające zapłonowi [1], [2]. Na rysunku 2 zilustrowano zależność powstawania stężenia wybuchowego par cieczy palnych od temperatury. Przy niskiej temperaturze koncentracja par jest zbyt mała, aby mógł nastąpić zapłon, zaś w temperaturze wysokiej (dla danej cieczy palnej) gwałtowne parowanie może utrudnić dopływ powietrza, uniemożliwiając również zapłon i palenie. Prężność par w danej temperaturze przy określonym ciśnieniu atmosferycznym jest różna dla różnych cieczy palnych w zależności od zawartości lekkich frakcji. Na rysunku 3 przedstawiono zakresy temperatur tworzenia się mieszanin wybuchowych dla różnych paliw lotniczych. Palenie jest reakcją chemiczną utleniania i może przebiegać z



2. Ilustracja zależności stężenia pary paliwa nad jego powierzchnią od temperatury





3. Zależność powstawania mieszanin wybuchowych od temperatury (przy ciśnieniu na poziomie morza) dla różnych paliw lotniczych używanych w USA. W nawiasach podano symbole odpowiadających im paliw ZSRR i krajowych

różną szybkością. Wybuch jest efektem dużej szybkości reakcji utleniania. Ilość ciepła wydzielanego w tym procesie przewyższa ilość ciepła odprowadzonego i w następstwie tego gwałtownie wzrasta objętość substancji reagujących. Wybuch może powodować uszkodzenie mechaniczne samolotu oraz przyspieszać rozprzestrzenianie się ognia do stref będących w bezpośrednim sąsiedztwie strefy zapłonu.

Notuje się także przypadki pożarów, których przyczyną są wyładowania atmosferyczne (uderzenia piorunów) pomiędzy samolotem i chmurami oraz chmurami a ziemią poprzez samolot. Stwierdzono również niebezpieczeństwo wyładowań elektrostatycznych ładunków powstających na powierzchni samolotu w czasie lotu oraz w instalacji paliwowej i zbiornikach wskutek ruchu paliwa (rys. 4), np. przy przepompowywaniu paliwa między zbiornikami (rys. 5). To ostatnie zjawisko ma miejsce zwłaszcza w dużych wielosilnikowych samolotach pasażerskich i transportowych.

Niebezpieczeństwo zwiększa się w końcowej fazie lotu, kiedy opróżnione zbiorniki paliwa zawierają pary paliwa, a dopływ powietrza przez otwory odpowietrzające sprzyja powstawaniu mieszanin wybuchowych, wtedy jakiegokolwiek wyładowania elektryczne na powierzchni samolotu lub wewnątrz instalacji paliwowej lub zbiorników mogą prowadzić do zapłonu par i w konsekwencji do groźnych wybuchów.

Powstawanie niebezpiecznie dużych ładunków elektrostatycznych występuje też przy tankowaniu paliwa. Różnica potencjałów powstaje pomiędzy samolotem i filtrem oraz filtrem i ziemią. Wyładowania o dużej energii mogą powodować zapłon paliwa, jak również stanowią niebezpieczeństwo dla obsługi.

Wyładowania elektryczne na powierzchni samolotu w locie są bardzo groźne w skutkach, a do niedawna samoloty nie miały żadnych zabezpieczeń, które mogłyby w pełni zapobiegać wybuchom. Wynikało to z nieznamości przyczyn powodujących zapłon.

Przy katastrofach samolotów wskutek wybuchów ginie zazwyczaj cała załoga samolotu. Nie było więc możliwe jednoznaczne wiarygodne stwierdzenie przyczyn wypadku. Niejednokrotnie w czasie badania przyczyn katastrof wysuwano sugestie wskazujące na

sabotaż lub zbrodnicze umieszczania ładunków wybuchowych. Dopiero szczegółowe i bardzo żmudne badania katastrof, których przyczyny określone były jako „nieznane” doprowadziły do wskazania na niebezpieczeństwo wyładowań elektrycznych. Potwierdziły to badania laboratoryjne [1].

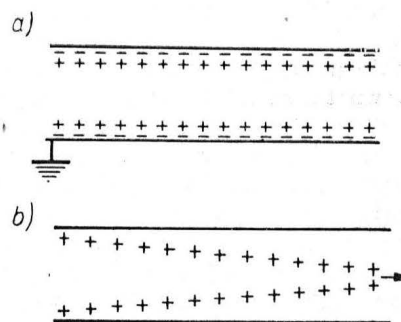
W celu zabezpieczenia zbiorników przed powstawaniem mieszanin wybuchowych wypełnia się przestrzenie zbiorników, częściowo opróżnionych oraz zbiorników już pustych, azotem. Metoda ta jest skuteczna wymaga jednak przewożenia zbiorników z azotem oraz wyposażenia samolotu w specjalną instalację.

### Zabezpieczenia przeciwpożarowe w świetle przepisów

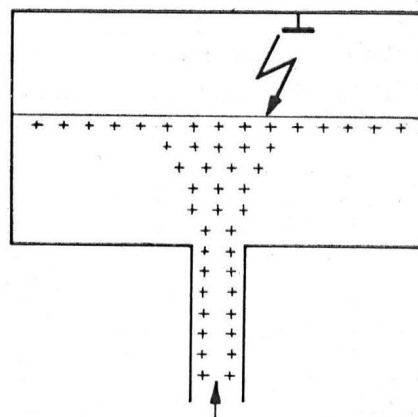
Kraje posiadające rozbudowany przemysł lotniczy wydały wiele przepisów i norm prawnych określających wymagania, jakie powinny spełniać konstrukcje lotnicze z punktu widzenia bezpieczeństwa ogólnego i przeciwpożarowego\*. Przepisy te określają ściśle wymagania stawiane konstrukcjom, nie ograniczają jednak inwencji projektantów zarówno pod względem rozwiązań konstrukcyjnych, jak też stosowanych materiałów.

Strefami zagrożenia ogniowego określa się zazwyczaj przedziały, w których umieszczone są silniki napędowe główne lub pomocnicze oraz inne zespoły energetyczne, np. prądnice, silniki elektryczne itp., które w pewnych warunkach uszkodzenia mogą po-

4. Powstawanie ładunków elektrostatycznych podczas przepływu paliwa:  
a) jonizacja paliwa przy wewnętrznych ściankach rury,  
b) zabieranie ładunków dodatnich przez przepływające paliwo



5. Akumulacja przepływających z paliwem ładunków i droga wyładowania iskrowego pomiędzy powierzchnią paliwa i zbiornikiem



\* ZSRR: Normy Letnej Godności (NLG-1). Głowa 7 — Treбования к системам силовой установки и противопожарной зашиты самолета  
Wielka Brytania: British Civil Airworthiness Requirements. Section D Aeroplanes Chapter 05-3 Fire Precautions  
USA: Federal Aviation Regulation

wodować intensywne wydzielanie się ciepła. Definicja wyznaczonej strefy ogniowej wg BCAR rozdział D5-8 paragraf 1.2 brzmi: „Wyznaczona strefa ogniowa powinna objąć wszelkie rejony, gdzie występuje potencjalne niebezpieczeństwo pożaru mogące wynikać z uszkodzenia lub nieszczelności części składowych, wyposażenia lub też elementów zespołu napędowego”. Uwaga uzupełniająca dodaje: „Dla spełnienia wymagań tego rozdziału oczekuje się, że konstruktor przedsięwzięcie wszelkie możliwe środki, żeby zmniejszyć niebezpieczeństwo pożaru w locie lub też na ziemi do minimum i to zarówno w warunkach normalnych, jak i w sytuacjach awaryjnych”.

Najskuteczniejsze zabezpieczenie przeciwpożarowe uzyskuje się przez prawidłowe rozwiązania konstrukcyjne, przy którym prawdopodobieństwo wybuchu pożaru jest najmniejsze. Skuteczność zabezpieczenia przeciwpożarowego określa się na podstawie badań laboratoryjnych w połączeniu z badaniami niezawodności metodami statystycznymi.

Zgodnie z przepisami nie dopuszcza się, aby w strefie ogniowej znajdowały się zbiorniki lub przewody z cieczami palnymi (nieodporne na działanie temperatury lub mogące powodować przecieki). Według BCAR (rozdział D5-8, § 2.2) powinny być spełnione następujące wymagania: „Wszelkie wlewy dla cieczy palnych, wszelkie odpowietrzenia i otwory odpływowe oraz wszelkie złącza będące potencjalnymi miejscami przecieków powinny być tak urządzone, żeby ograniczyć do minimum możliwość przedostania się tych cieczy, lub też ich par do miejsc, gdzie mogłyby ulec zapłonowi, lub też gromadzić się wewnątrz samolotu. W szczególności, o ile nie zostały podjęte odpowiednie środki, żadna część układu wylotowego, dyszy wylotowej lub też inne potencjalne źródła zapłonu, włączając w to wyposażenie elektryczne, nie powinny być umieszczone pod częścią jakiegokolwiek układu, zawierającego w sobie ciecz palną, który mógłby przeciekać ani też nie powinny być umieszczone w niebezpiecznej bliskości takich układów. Przedziały, w których mogą tworzyć się palne mieszanki par i powietrza wskutek przecieków lub też odpływu, nie powinny zawierać materiałów pochłaniających ani też palnych oraz powinny być dostatecznie wentylowane i osuszane”.

Ściany otaczające strefy ogniowe wykonuje się z materiałów ognioodpornych, a sposób ich podparcia

i mocowania powinien być odporny na drgania, obciążenia od sił masowych oraz aerodynamicznych, na jakie mogą być narażone w normalnych warunkach użytkowania. Ponadto przegrody ogniowe powinny być tak zaprojektowane, ażeby ze strefy ogniowej nie mogły przedostawać się niebezpieczne ilości gazów ani też płomienie do innych części samolotu w przypadku pożaru w locie.

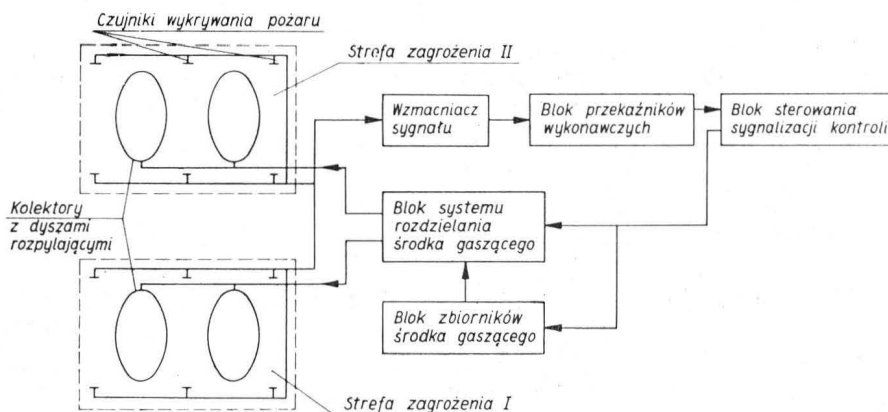
Przegrody ogniowe muszą zabezpieczać przed przedostaniem się pożaru poza wyznaczoną strefę oraz chronić elementy sąsiadujące od wpływu temperatury. Paragraf 6.1 rozdział D5-8 BCAR dotyczący elementów usytuowanych bezpośrednio poza strefą ogniową brzmi: „Różne elementy umieszczone po bezpiecznej stronie przegrody ogniowej powinny być wykonane z takich materiałów i umieszczone w takich odległościach od przegrody ogniowej, aby nie doznawały uszkodzenia, które mogłyby niebezpiecznie wpłynąć na samolot w przypadku, gdy wewnętrzna powierzchnia przegrody ogniowej zostanie ogrzana do temperatury 1100 °C i utrzymana przez 5 minut”. Analogicznie brzmiący punkt wymagań wg NLG-1 zawiera dodatkowe uzupełnienie, które brzmi: „W razie potrzeby powinna być przewidziana dla tych powierzchni wentylacja w celu ich ochłodzenia oraz usunięcia palnych cieczy i ich par”.

Wymienione niektóre podstawowe zasady zabezpieczeń przeciwpożarowych mają charakter profilaktyczny. Istnieje jednak w samolotach wciąż pewne potencjalne niebezpieczeństwo wybuchu pożaru, którego ze względu na złożony charakter konstrukcji i warunki lotu konstruktorzy nie są w stanie przewidzieć ani też wyeliminować na podstawie badań. W związku z tym samoloty wyposaża się w instalacje przeciwpożarowe.

Zagadnienie czynnego działania w celu stłumienia powstałego pożaru i zapobieganie jego rozprzestrzenianiu znajduje również swoje odbicie w przepisach. Wymagania określają, gdzie należy stosować instalacje wykrywające i gaszące pożar, jakie warunki powinny spełniać urządzenia wykrywające oraz jakie właściwości powinien mieć czynnik gaszący, a ponadto w jakich przypadkach należy stosować automatyczne urządzenia włączające układy gaśnicze.

Podane poniżej niektóre wymagania wg przepisów zawartych w BCAR i NLG-1 odzwierciedlają wagę tych zagadnień.

„Każda wyznaczona strefa ogniowa, a w przypadku silników łokowych także układ wlotowy powinny być zaopatrzone w układ gaszący. Układ gaszący powinien być tak zaprojektowany i zainstalowany,



6. Schemat blokowy instalacji przeciwpożarowej samolotu

ażeby można było ugasić pożar podczas lotu. Dodatkowo należy przewidzieć środki (np. wyłączniki awaryjne), ażeby te urządzenia gaszące mogły być, o ile to tylko możliwe, efektywne przy zmniejszaniu niebezpieczeństwa pożaru po awarii o umiarkowanym stopniu" (BCAR, rozdział D5-8, § 7.1).

„W samolocie powinny być przewidziane możliwości dostarczenia centralnie lub niezależnie dwóch kolejnych równoważnych porcji czynnika gaszącego do strefy zagrożonej pożarem. Ilość czynnika gaszącego każdej kolejności, szybkość rozładowania i rozkład stężeń powinny być wystarczające do ugaszenia pożaru strefy chronionej. Powinno to być potwierdzone badaniem na stanowisku w warunkach naturalnych. Do doprowadzenia czynnika gaszącego do wewnętrznych przestrzeni komory olejowej lub wentylacyjnej dopuszcza się niezależny układ gaszący z ilością dla jednorazowego przekazania czynnika gaszącego" (NLG-1 rozdział 7, punkt 7.5.14.1).

„Ilość czynnika gaszącego w instalacji dla każdej kolejności gaszenia powinna być taka, aby konieczna koncentracja następowała po czasie nie dłuższym niż 3 sekundy i była podtrzymywana przez czas nie krótszy niż 2 sekundy" (NLG-1 rozdział 7, § 7.5.14.2).

Instalacja sygnalizacyjna też powinna spełniać ściśle określone wymagania wg BCAR (rozdział D5-8, § 9.1).

„Należy umieścić wykrywacze ognia we wszystkich wyznaczonych strefach ogniowych za wyjątkiem tych stref, gdzie można wykazać, że ogień może być wykryty za pośrednictwem innych środków". Paragraf 9.2, rozdział D5-8 BCAR mówi o doborze miejsca instalowania czujników wykrywania pożaru i celu jaki powinien być przez to osiągnięty. „Wykrywacze ognia powinny być umieszczone w takich odległościach i w takich miejscach, żeby można było szybko wykryć lokalne pożary we wszystkich strefach ogniowych oraz wskazać obszary, gdzie należy przedsięwziąć akcję gaszenia pożaru”.

Przepisy określają również zakres i rodzaje badań, jakie należy prowadzić na ziemi i w locie, aby można było uznać zabezpieczenia przeciwpożarowe jako wystarczające i zgodne z wymaganiami.

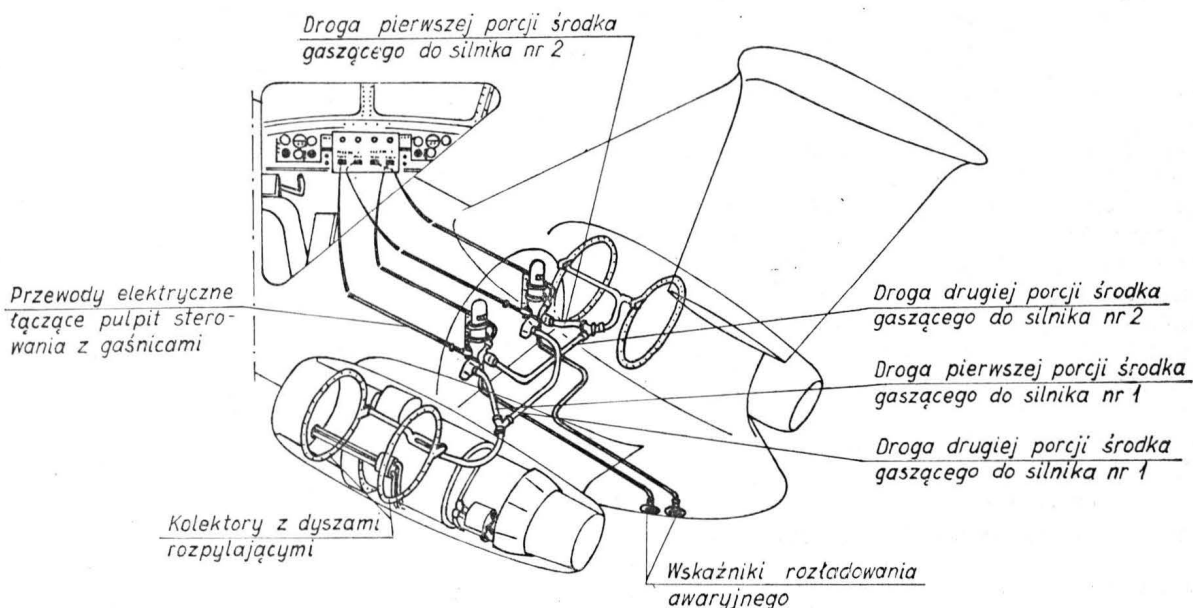
Przepisy ZSRR, Anglii i USA o bezpieczeństwie przeciwpożarowym samolotów merytorycznie pokrywają się, różnią się w pewnym stopniu zakresem i precyzją niektórych sformułowań.

Zacytowane niektóre wymagania BCAR i NLG-1 wybrane zostały dla uwypuklenia omawianych zagadnień i zwrócenia uwagi na rangę problemu bezpieczeństwa przeciwpożarowego.

Warto zwrócić uwagę, że spełnieniem wymagań bezpieczeństwa odpowiadającym normom międzynarodowym są zainteresowane towarzystwa ubezpieczeniowe, ze względu na wysokość strat oraz wszystkie kraje ze względu na gospodarcze i ekonomiczne znaczenie lotnictwa cywilnego. Ujednoczenie zakresu wymagań umożliwi zawieranie konwencji i umów międzynarodowych w zakresie transportu lotniczego.

### Instalacje przeciwpożarowe

Celem instalacji przeciwpożarowej jest wczesne wykrywanie i czynne tłumienie ognia, z chwilą jego powstania, oraz zapobieganie rozprzestrzenianiu się pożaru. W samolotach małych stosuje się niezależne proste układy sygnalizacji pożaru oraz sterowane ręcznie układy gaszące. Duże wielosilnikowe samoloty wyposaża się w instalacje przeciwpożarowe złożone z wielu współdziałających automatycznie ze sobą układów. Przedstawiona na rysunku 6 instalacja przeciwpożarowa składa się z układu wykrywania, sygnalizacji, sterowania i kontroli oraz układu gaśniczego. Elementami zasadniczymi w układzie wykrywania pożaru są czujniki reagujące (w zależności od systemu) na temperaturę, płomień lub dym. Najczęściej jednak stosuje się czujniki reagujące na temperaturę lub zmianę temperatury w czasie, dające na wyjściu odpowiedni sygnał elektryczny. Powstający sygnał elektryczny poprzez układ wzmacniający uruchamia układ automatycznego sterowania, powoduje zadziałanie sygnalizacji w kabinie obsługi.



7. Przestrzenne rozmieszczenie instalacji gaśniczej w samolocie z dwoma silnikami turbopropowymi wg katalogu firmy Gravinier

Sygnalizacja o powstaniu pożaru jest zazwyczaj świetlna, ale niekiedy stosuje się dodatkowo sygnały akustyczne. Sygnalizacja świetlna alarmując wskazuje ponadto miejsce powstania pożaru. Równocześnie z włączeniem sygnalizacji układ automatycznego sterowania może spowodować zamknięcie dopływu cieczy palnej do strefy ogniowej, otwarcie drogi gaszenia oraz skierowanie w to miejsce porcji czynnika gaszącego.

Automatyczne uruchamianie układu gaszenia podczas lotu dopuszcza się tylko w przypadku pożaru pomocniczych zespołów napędowych. W większości przypadków instalacje przeciwpożarowe mają układy gaszenia w locie, włączane ręcznie. Przystąpienie do akcji tłumienia ognia zależy tylko od decyzji załogi samolotu, bowiem, jak już wspomniano, włączenie układu gaszenia powoduje jednoczesne odcięcie dopływu paliwa i unieruchomienie zespołu napędowego. Przepisy BCAR (rozdział D5-8, § 8.4) wręcz zabraniają stosowania automatycznych urządzeń gaśniczych dla głównych zespołów napędowych. Ma to na celu danie załodze możliwości opóźnienia akcji gaszenia w warunkach, kiedy zatrzymanie zespołu napędowego może być bardziej niebezpieczne niż sam pożar silnika, np. podczas startu lub lotu na małej wysokości nad terenem pokrytym przeszkodami utrudniającymi lądowanie.

Sygnał o powstaniu pożaru powinien jednak powodować wskazanie miejsca pożaru oraz otwarcie właściwej drogi gaszenia w celu odciążenia załogi od dodatkowych czynności oraz uniemożliwienia błędnego skierowania czynnika gaszącego, co jest bardzo ważne w przypadku samolotów z wieloma zespołami napędowymi.

Układ gaśniczy [4], [5] zawiera kilka zbiorników środka gaszącego. Zawartość każdego zbiornika powinna być wystarczająca do stłumienia pożaru, jednak w razie nieskuteczności gaszenia lub ponownego powstania ognia przewiduje się możliwość skierowania w to samo miejsce drugiej porcji środka gaszącego. Na rysunku 7 przedstawiony jest schematycznie spełniający te wymagania układ gaśniczy w samolocie z dwoma silnikami turboodrzutowymi [4]. W układzie tym automatyczne włączanie gaszenia stosuje się tylko podczas lądowania awaryjnego, kiedy możliwości podjęcia akcji gaszenia przez załogę mogą być ograniczone lub wręcz niemożliwe. Włączanie awaryjnego układu gaszenia następuje przez włączniki przeciwpożarowe lub zderzakowe niezależnie od sygnału z układu wykrywania pożaru.

Instalacja przeciwpożarowa ma system kontroli sprawności wszystkich układów wchodzących w skład instalacji, umożliwiającą przeprowadzenie kontroli sprawności zarówno na ziemi, przed lotem jak i w czasie lotu.

Skuteczność akcji tłumienia pożaru (w określonych warunkach lotu) i ograniczenia jego skutków jest zależna od następujących czynników:

- 1) upływu czasu od wybuchu do zasygnalizowania pożaru;
- 2) czasu reakcji załogi na sygnał alarmu,
- 3) ilości dopływającej cieczy palnej do strefy pożaru,
- 4) stężenia środka gaśniczego w przestrzeni objętej pożarem.

Korzystne kształtowanie tych zależności polega na:

- ad. 1. Właściwym rozmieszczeniu czujników w przestrzeni zagrożonej pożarem i ich małej bezwładności cieplnej
- ad. 2. a. Intensywności sygnału, dostatecznej do zwrócenia uwagi w każdych warunkach lotu.  
b. Jednoznaczności sygnału i „czytelności” określającej miejsce pożaru.  
c. Łatwo dostępnym usytuowaniu elementów służących do uruchamiania układu gaśniczego.  
d. Prostym sposobie uruchamiania układu gaśniczego uniemożliwiającym pomyłkę.
- ad. 3. Stosowaniu zaworów przeciwpożarowych odcinających dopływ cieczy palnych z chwilą uruchomienia układu gaśniczego.
- ad. 4. Właściwej intensywności przepływu wentylacyjnego w strefie gaszenia i prawidłowym rozmieszczeniu kolektorów z dyszami wypływu środka gaszącego.

Zarówno właściwe rozmieszczenie czujników w przestrzeni zagrożonej pożarem, jak i intensywność wentylacji, oraz rozmieszczenie kolektorów z dyszami wypływu środka gaśniczego jest dość trudne do ustalenia [2] przy opracowywaniu konstrukcji. Ustalenie optymalnych warunków dla funkcjonowania tych elementów na drodze obliczeniowej obarczone jest dużym błędem.

Z tych względów wykonuje się próby ogniowe na elementach samolotu [2] w strefach zagrożenia lub też na całych samolotach albo ich modelach. Ustalenie właściwego rozmieszczenia czujników, wywoływania symulowanych pożarów i badania zabezpieczeń termicznych, przeprowadza się w specjalnych tunelach aerodynamicznych.

Sprawdzenie natomiast założonego stężenia środka tłumiącego pożar w ważnych punktach przestrzeni ogniowej i pomiary parametrów wentylacji przeprowadza się najczęściej w pierwszych lotach próbnych prototypu samolotu.

### Srodki gaszące

Należy podkreślić, że stosuje się układy gaśnicze oparte na różnych środkach gaszących. Skuteczne stężenia gaszące poszczególnych środków chemicznych różnią się znacznie. Ilustracją tych rozbieżności są niżej podane w procentach skuteczne stężenia gaszące (w odniesieniu do paliw lotniczych) czterech stosowanych m. in. chemicznych środków gaśniczych

dwutlenek węgla	28,0%
bromek metylu	12,5%
dwufluorochlorobromometan (BCF)	5,0%
czterofluorodwubromoetan (freon 114 B <sub>2</sub> )	4,5%

Przy wyborze środka gaśniczego należy również uwzględnić jego wpływ na elementy samolotu. Środek nie może działać na nie niszcząco, jak również działać toksycznie na ludzi. Na przykład freon 114 B<sub>2</sub> i BCF są nieszkodliwe dla ludzi pod warunkiem braku styczności z ogniem. W razie uszkodzenia zbiorników lub przypadkowego ich rozładowania w zamkniętym pomieszczeniu stężenie BCF nie zagrażające życiu ludzi [6] może dochodzić do 24% w ciągu 15 min, w przypadku zetknięcia się z ogniem natomiast następuje rozkład chemiczny na związki toksyczne.

Podobne własności ma stosowany w ZSRR freon 114 B<sub>2</sub>. Dwutlenek węgla ma kilkakrotnie większe skuteczne stężenie gaszące i wymaga zabierania na pokład samolotu większych ładunków tego środka. Stosuje się go jednak tam, gdzie na jego bezpośrednie działanie w czasie pożaru mogą być narażeni ludzie. W przedziałach pasażerskich zaleca się stosowanie gaśnic przenośnych wodnych [7], o pojemności nie mniejszej niż 1 litr, jako uzupełnienie gaśnic innego typu (np. CO<sub>2</sub>, pianowych itp.).

### Zabezpieczenie przed pożarem przedziałów towarowych

W pomieszczeniach na bagaż podręczny pasażerów samolotu oraz w pomieszczeniach specjalnych do przewożenia towarów stosuje się gaśnice ręczne przenośne, o ile załoga ma do nich łatwy dostęp, lub też automatyczne układy gaśnicze. W gaśnicach ręcznych czynnikiem gaszącym jest głównie CO<sub>2</sub>, ale stosuje się niekiedy inne czynniki, np. wodę. Zastosowanie automatycznych układów gaśniczych ogranicza liczbę gaśnic przenośnych i eliminuje udział załogi. Środkiem gaśniczym w automatycznym systemie też zazwyczaj jest CO<sub>2</sub> z uwagi na ludzi, którzy mogliby być narażeni na ewentualne zatrucia przy zastosowaniu innych środków gaśniczych.

Stwierdzono jednak, że warunkiem najskuteczniejszego zabezpieczenia przeciwpożarowego dla przedziałów bagażowych i ładowni są uszczelnienia uniemożliwiające swobodną, szybką wymianę powietrza. W przypadku lotu na wysokościach powyżej 6000 m, ze względu na małą ilość tlenu, brak wentylacji praktycznie zabezpiecza przed pożarem [7]. W samolotach przewożących tylko towary pomieszczenia załogi są zabezpieczone gaśnicami z CO<sub>2</sub>. Ładownie powinny być hermetyczne i wyposażone w automatycz-

ny system wykrywania i gaszenia pożaru. Praktycznie jednak, ze względu na różnorodność występujących warunków zależnych od rodzaju ładunku, cyrkulacji powietrza i ciśnienia nie ma możliwości ścisłego ustalenia ilości czynnika gaszącego (ilość gaśnic) niezbędnego do stłumienia pożaru.

### Podsumowanie

Omówienie w dużym skrócie zagadnienia zabezpieczeń przeciwpożarowych nie wyczerpuje wszystkich związanych z tym problemów.

Każda nowa konstrukcja samolotu wyłania do rozwiązania problemy często bardzo złożone, wymagające współdziałania specjalistów różnych dziedzin, już w pierwszej fazie projektu. Spełnienie w całej rozciągłości wymagań określonych przepisami może być potwierdzone tylko na podstawie badań laboratoryjnych na ziemi oraz w locie. Koszty związane z prowadzeniem prób ogniowych i badaniami zabezpieczeń przeciwpożarowych są wysokie, niemniej jednak prowadzą je wszystkie większe wytwórnie lotnicze na opracowywanych przez siebie nowych typach samolotów.

### LITERATURA

1. Conference on fire safety measures for aircraft fuel systems — Report of Conference. December 11—12 1967 by Engineering and Manufacturing Division Flight Standards Service.
2. Final report — Project No. 520-001-06X. An investigation of in-flight fire protection with a turbofan powerplant installation. April 1969.
3. Geffs T.: Fuel tank inerting and fire fighting with liquid nitrogen. „Fire Technol.” 1969 nr 3.
4. Katalog f-my „Graviner” — Fire Extinguishing Equipment. July 1966.
5. Concorde fire protection system by Graviner.
6. Technical bulletin. BCF — The modern agent for automatic fire protection.
7. Protecting baggage and cargo compartments on aircraft. FPA „Journal” 1966 nr 72.

WCT/531/K/74

## W następnym numerze...

Z artykułu o systemach kierowania ruchem lotniczym można się dowiedzieć o, omawianych na Sympozjum techniki lotniczej USA/ZSRR w Moskwie w lipcu 1973 r., nowoczesnych sposobach nawigacji. Opisane będą m. in.: „wspólny” dla wszystkich rodzajów lotnictwa system kierowania ruchem lotniczym stosowany w USA, zasada działania pół-automatycznego systemu radarowego ARTS III, system nawigacji quasi-swobodnej, dzięki której możliwe są loty według tras o przebiegu prawie niezależnym od położenia urządzeń nawigacyjnych na ziemi.

O ocenach i wnioskach dorocznego Zgromadzenia Ogólnego Zrzeszenia Międzynarodowego Transportu Lotniczego (IATA), które obradowało w Auckland w listopadzie 1973 r. można się dowiedzieć z następnego artykułu. Przedstawiona w nim ocena sytuacji ekonomiczno-prawnej oraz rynku i przewozów lotniczych opracowana została na podstawie sprawozdań generalnego dyrektora IATA, a także poszczególnych ko-

mitetów oraz dyskusji. Problemy omówione są z uwzględnieniem naszego punktu widzenia i naszych zainteresowań.

W kolejnym artykule przedstawione będą nowe rozwiązania konstrukcyjne podwozi lotniczych stosowane w samolotach dyspozycyjnych, bojowych, komunikacyjnych, transportowych STOL oraz śmigłowcach. Opisy ilustrowane są rysunkami.

Metodę określania nieustalonych obciążeń cieplnych tarczy turbiny po wyłączeniu silnika w locie zawiera następny artykuł. Podane są wyniki pomiarów i obliczeń, których wyjściowym założeniem jest wyłączenie silnika na wysokości 8000 m przy prędkości przyrządowej  $V_p = 300$  km/h. W oparciu o wyniki przeprowadzona jest analiza i przedstawione ogólne wnioski.

Wpływ zanieczyszczeń na trwałość i niezawodność pracy układów hydraulicznych omówiony jest w kolejnym artykule. Podane są kryteria doboru filtrów.

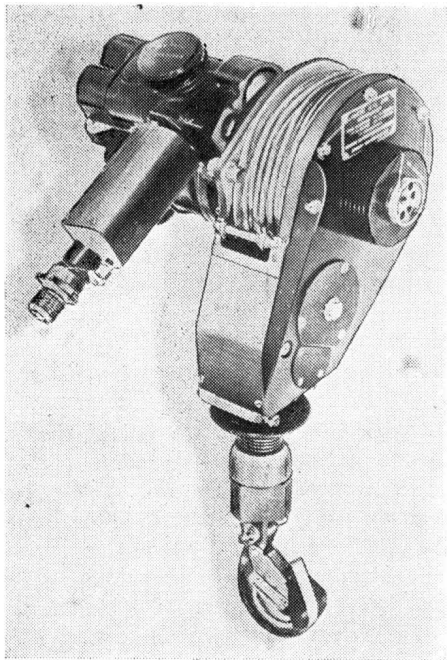
Filtracja to nie tylko problem techniczny ale i ekonomiczny.

W Pomocach konstrukcyjnych publikujemy właściwości mechaniczne gumy, ilustrowane rysunkami.

W Kartotece TLIA podajemy opisy: wysokowyczynowego szybowca klasy standard LS-1, produkcji NRF oraz opis 18-miejscowego samolotu pasażerskiego lokalnej komunikacji Britten-Norman BN-2A MK III Trislander, prod. brytyjskiej.

W Technicznym słowniku lotniczym podajemy terminologię mechaniki lotu.

W dziale Z dziejów polskiej techniki lotniczej opisany będzie pierwszy udany motoszybowiec na świecie Bąk. Koncepcję tego szybowca opracował inż. Antoni Kocjan. Przedstawione będą różne odmiany motoszybowca, które powstały w wyniku ulepszania konstrukcji. Jakością i osiągnięciami odmiana Bąk II był zbliżony do najbardziej cenionych w latach sześćdziesiątych motoszybowców Fournier RF-3 i RF-4. Podajemy opis jego konstrukcji.



Wciągarka  
dźwigu śmigłowcowego

# Wciągarka śmigłowcowa

sterowany osobnym zaworem. Zawory są mechanicznie (dźwignią) zabezpieczone przed jednoczesnym otwarciem.

Obroty silnika mogą być pełne lub zwolnione, te ostatnie uzyskuje się przez częściowe otwarcie odpowiedniego zaworu. Zawory są typu serwo (pneumatyczne); solenoid służy do sterowania powietrzem otwierającym zawór. Odłączenie dopływu prądu do solenoidu powoduje odcięcie dopływu powietrza do serwomechanizmu i zamknięcie się zaworów, co z kolei powoduje zatrzymanie silnika wciągarki.

Napęd od silnika przekazywany jest przez przekładnię planetarną na bęben, na którym nawinięta jest lina. Możliwy jest także napęd ręczny za pośrednictwem dodatkowej przekładni planetarnej.



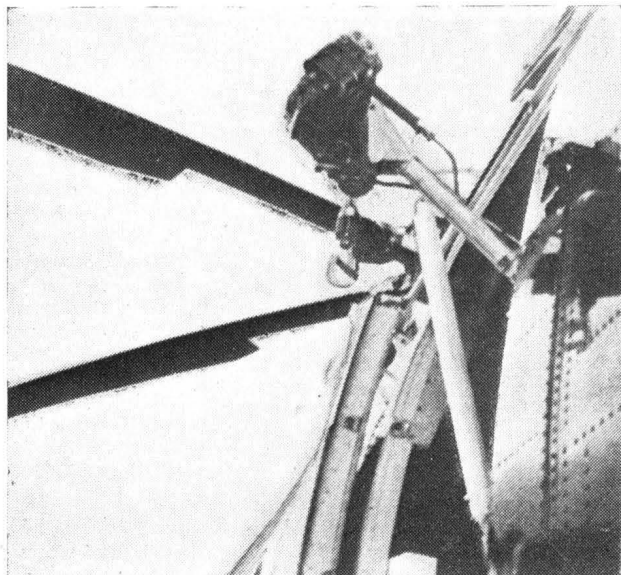
Wciągarka na śmigłowcu Gazelle

Liczne zastosowania śmigłowców wiążą się z koniecznością podnoszenia ładunków lub ludzi na pokład śmigłowca znajdującego się w zawisie, lub odwrotnie opuszczania ich na ziemię bez lądowania śmigłowca. Jednym z przykładów urządzeń stosowanych do tego jest wciągarka typu AH-106 firmy Lucas Aerospace Ltd., która jest szeroko stosowana na brytyjskich śmigłowcach wojskowych (Westland „Scout” i „Wasp”, Westland/Aerospatiale SA-341 „Gazelle”) oraz cywilnych śmigłowcach Sikorsky S-61N towarzystwa BEA Helicopters Ltd.

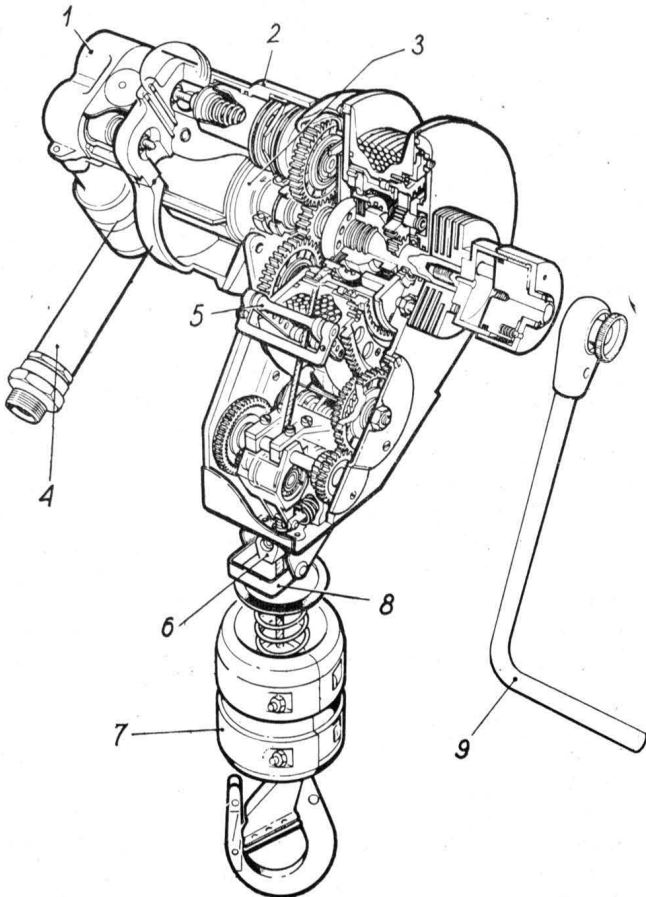
Jak informuje firma, wciągarka została zaaprobowana przez Air Registration Board.

Wciągarka napędzana jest silnikiem pneumatycznym przystosowanym do zasilania powietrzem o ciśnieniu 3,5 kG/cm<sup>2</sup> (taki wybór ciśnienia roboczego miał na celu umożliwienie zasilania ze sprężarki silnika turbinowego), natomiast sterowana elektrycznie, napięcie prądu wynosi 24 V.

Silnik wciągarki jest typu turbiny. Do sterowania przepływem powietrza do silnika służy rozdzielacz, składający się z dwóch zaworów sterowanych solenoidami; każdy z kierunków obrotu silnika jest



Wciągarka na śmigłowcu Puma

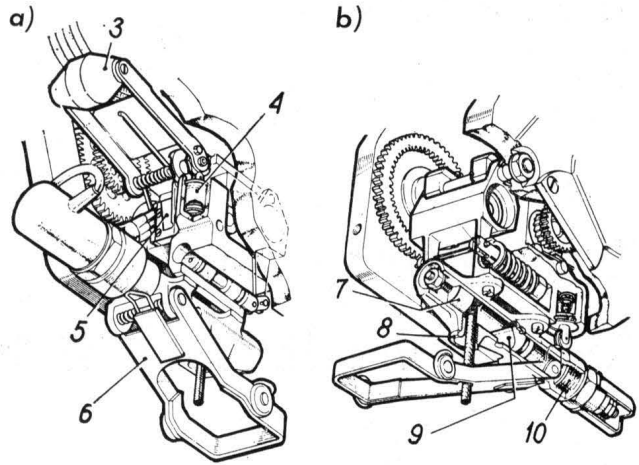


▲ 1. Konstrukcja wciągarki AH-106: 1) zawory sterowane solenoidami, 2) rozdzielacz powietrza, 3) silnik pneumatyczny, 4) przewód doprowadzający powietrze, 5) dźwignia zwalnająca linę, 6) odcinacz liny, 7) ciężarek ołowiany (wyposażenie dodatkowe), 8) dźwignia ograniczająca nawijanie liny, 9) korba napędu ręcznego

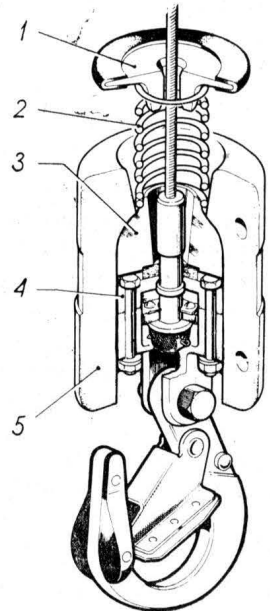
Końcówka napędu ręcznego połączona jest też z samoczynnym hamulcem tarczowym. Hamulec ten umożliwia — dzięki mechanizmowi zapadkowemu — nawijanie liny, natomiast przeciwdziała jej odwijaniu, zabezpieczając ładunek przed opadnięciem. Natomiast włączenie silnika w kierunku odpowiadającym odwijaniu liny powoduje odblokowanie hamulca tylko na okres, w którym silnik jest zasilany.

Do zabezpieczenia liny od splątania się na bębnie zastosowano urządzenie zapewniające stały naciąg liny przy jej odwijaniu z bębna, służy do tego para rolek, napędzana od bębna, wyciągająca linę podczas jej rozwijania. Rolki są dociskane przez sprężyny, zaś przełożenie napędu jest tak dobrane, by rolki miały prędkość obwodową nieco większą od liny. Przy nawijaniu liny rolki nie pracują (zapewnia to mechanizm zębatkowy), zaś ściśle układanie się liny na bębnie uzyskiwane jest dzięki dodatkowej rolce, dociskanej sprężyną do bębna (rys. 2, strona lewa). Rolka ta ponadto jest wykorzystana do kontroli długości liny na bębnie. Gdy na bębnie pozostaje tylko 5 m, rolka włącza zawór pneumatyczny, zatrzymujący wciągarkę, zaś w razie odwinęcia się liny jeszcze o 1,3 m — wyłącznik elektryczny zmienia kierunek pracy silnika. Podczas nawijania liny zabezpieczenie stanowi pierścień umieszczony na sprężynie nad hakiem (rys. 3), który podnosi dźwignię ograniczającą nawijanie liny (rys. 2, strona lewa) i wyłącza silnik wciągarki.

Lina prowadzona jest przez specjalne oczko w dolnej części wciągarki, co umożliwia poprawną pracę przy odchyleniach liny do 20°. Dla umożliwienia na-



▲ 2. a) samoczynne wyłączniki, b) odcinacz liny: 3) rolka dociskająca (służąca do pomiaru nawinięcia liny), 4) zawór ograniczający odwiniecie, 5) mikrowyłącznik, 6) dźwignia ograniczająca nawinięcie, 7) kowadełko, 8) oczko prowadzące linę, 9) tłok odcinający linę, 10) pironabój



▲ 3. Zespół haka: 1) talerzyk wyłączający, 2) sprężyna, 3) wkładka, 4) obudowa łożysk, 5) ciężarek ołowiany (dodatkowy)

tychmiastowego zrzucenia ładunku w sytuacji awaryjnej, wciągarka zaopatrzona jest w odcinacz liny, umieszczony w pobliżu oczka prowadzącego linę. Odcinacz składa się z ostro zakończony tłoka i pironaboju oraz „kowadełka”, przed którym przechodzi lina. Odpalenie pironaboju jest sterowane elektrycznie (przyciskiem) przez pilota, zaś lina jest przecinana nawet wtedy, gdy znajduje się w ruchu.

### Dane techniczne

Maksymalny ciężar ładunku	226 kG
Maksymalna prędkość podnoszenia	0,396 m/s
Wysokość podnoszenia	22,9 m
Ciśnienie robocze	3,52 kG/cm <sup>2</sup>
Pobór powietrza (przy maks. mocy)	0,045 kg/s
Temperatura powietrza roboczego	
maksymalna	300 °C
minimalna	-26 °C
Temperatura powietrza otaczającego	-40 °C
Pobór prądu stałego 24 V	4 A
Srednica linki	4 mm
Siła zrywająca linkę	1295 kG
Ciężar urządzenia kompletnego (z wyposażeniem)	18,25 kG

Opr. A. K.

# Eksploatacja samolotów rolniczych w tropiku

Przedstawione uwagi i spostrzeżenia zebrano w okresie tzw. „eksploatacji obserwowanej” zachowania się samolotów PZL-101 Gawron w klimacie subtropikalnym i pustynno-stepowym, występującym na północ od równika w Afryce.

Na wstępie parę słów o tym, jak doszło do „eksploatacji obserwowanej”. Jak wiadomo, Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego Warszawa-Okęcie była przez wiele lat jedyną wytwórnią w kraju i jedną z nielicznych w krajach socjalistycznych produkującą samoloty rolnicze o małym udźwigu. Był to samolot PZL-101 Gawron z silnikiem AI-14R, modyfikacja samolotu Jak 12M.

Dopóki samoloty były użytkowane w klimacie umiarkowanym, nie było zastrzeżeń na temat ich trwałości. Niektórzy użytkownicy (Hiszpania, Węgry) zwracali jedynie uwagę, że w okresach letnich przy temperaturach otoczenia przekraczających  $+32^{\circ}\text{C}$  w samolotach wykonujących loty przy maksymalnym dopuszczalnym ciężarze temperatura głowic dochodziła do  $250^{\circ}\text{C}$ , przekraczając dopuszczalny czas pracy 5 min. Nie wywołało to jednak żadnych anomalii w pracy silnika.

Producent samolotów wspólnie z producentem silnika, po przeprowadzeniu odpowiednich prób, podjął decyzję wmontowania instalacji wtrysku wody w celu zmniejszenia temperatury głowic. Zastosowanie wtrysku wody obniżyło temperaturę głowic średnio o  $20^{\circ}\text{C}$ .

W artykule omówiono próby i „eksploatację obserwowaną” samolotu PZL-101 Gawron w klimacie subtropikalnym i pustynno-stepowym na północ od równika w Afryce.

Przedstawiono zmiany, które wprowadzono w silniku AJ-14R w celu przystosowania go do pracy w innych warunkach klimatycznych. M. in. wmontowano dwa wkłady filtrowe z samochodu, które zwiększają moc silnika ok. 2-4 KM, wprowadzono dodatkowe filtry na prądnicy, odpowietrzenia silnika i instalacji oraz nowe zawory umożliwiające stosowanie benzyny o zwiększonej liczbie oktanowej.

Omówiono przeprowadzone próby osiągnięć i własności lotnych oraz próby eksploatacyjne samolotu po wprowadzeniu modyfikacji silnika i podano wnioski z nich wynikające.

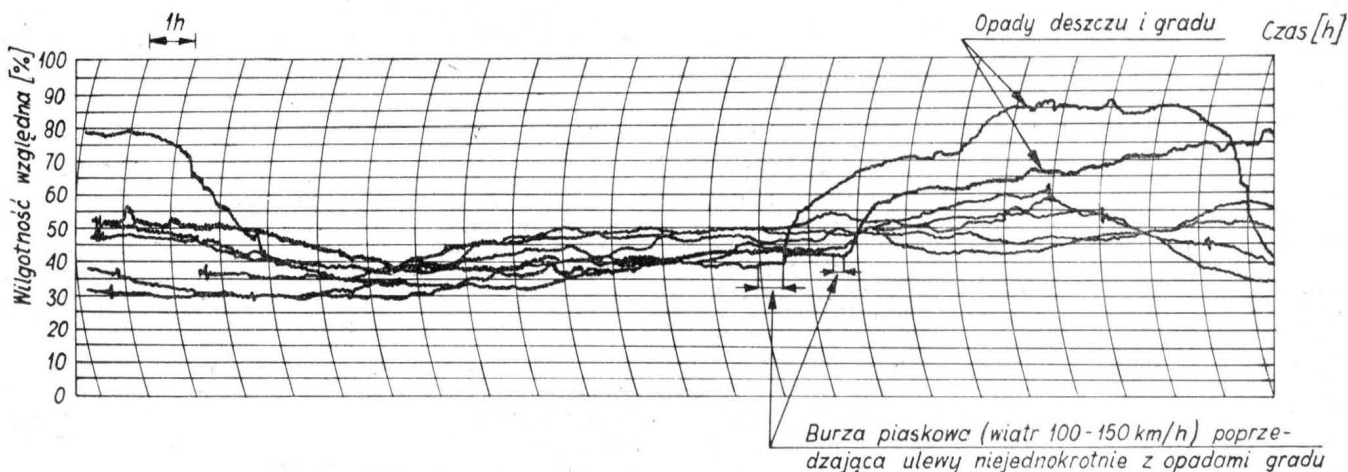
Pierwsze alarmujące sygnały uszkodzenia zauważono, gdy samoloty PZL-101 Gawron rozpoczęły eksploatację w Tunezji. Użytkownik zwrócił uwagę, iż po 200 godzinach pracy w warunkach klimatu subtropikalnego silnik traci moc. Po wyjęciu cylindrów przez specjalistów z Polski stwierdzono nadmierne zużycie tłoków i tulei cylindrowych. Następnie zaczęły napływać reklamacje z Egiptu i Sudanu w sprawie identycznych uszkodzeń. Doraźnie w uszkodzonych silnikach wymieniano wszystkie cylindry wraz z tłokami.

Zacząły się pojawiać również inne uszkodzenia, jak nadmierne zużywanie się prądnicy, sprężarki powietrza AK-50 itp.

Konieczne było więc znaczne ograniczenie okresu międzynaprawczego samolotów, które mają być eksploatowane w warunkach klimatu subtropikalnego lub pustynno-stepowego.

Dodatkową trudność sprawiał brak benzyny o liczbie oktanowej 70 w krajach afrykańskich. W silnikach pracujących na dostępnej tam benzynie o l.o. 80/87 po  $\sim 300$  h pracy wypalały się zawory. Wprowadzono więc pewne modyfikacje, umożliwiające przystosowanie samolotu do pracy w warunkach klimatycznych Afryki. Najważniejszy był dobór odpowiedniego filtra przeciwpyłowego do gaźnika. Przedtem silnik był wyposażony w typowy filtr, jaki stosowano w samolocie Jak 12M.

Jako pierwszą wprowadzono zmianę siatki w filtrze, która nieznacznie zwiększyła zakres międzyna-



1. Wykres wilgotności względnej w okresie przejścia z pory burzowej do pory suchej (zimowej), od 13.10. do 20.10. 1959 r. Miejsce pomiaru Turabi (Sudan)



prawczy silnika. W drugiej kolejności zdecydowano się więc na wmontowanie dwóch elementów filtrowych (z samochodu) z wkładem papierowym, co do których było wiadomo, że pracują prawidłowo w warunkach pustynnych.

Oczywiście, przed przystąpieniem do prób w locie i prób eksploatacyjnych w rzeczywistych warunkach, konieczne było przeprowadzenie odpowiednich prób na stoisku (hamownia). Przyjemną niespodzianką było stwierdzenie, że w porównaniu do stosowanego do tej pory filtru z samolotu Jak 12M zastosowanie filtrów z wkładem papierowym zwiększa moc silnika około 2–4 KM. Potwierdziły to również próby w locie, w czasie których stwierdzono powiększenie się prędkości też w granicach 2–4 km/h.

Jednocześnie, po zamontowaniu filtrów w samolocie i odpowiednim oprofilowaniu wlotów do gaźnika i chłodnicy, stwierdzono zwiększenie intensywności chłodzenia oleju, co potwierdziły dalsze próby i eksploatacja w klimacie umiarkowanym i tropikalnym.

Poza doбором filtru do gaźnika, w silniku wprowadzono dodatkowo filtry w prądnicy, odpowietrzenia silnika i instalacji oraz specjalne „zagłuszki”, zakładane na rury wydechowe podczas postoju samolotu na ziemi. Wytwórnia silników opracowała również, wykonała i przeprowadziła — z dobrymi wynikami — próby stoiskowe silników wyposażo-

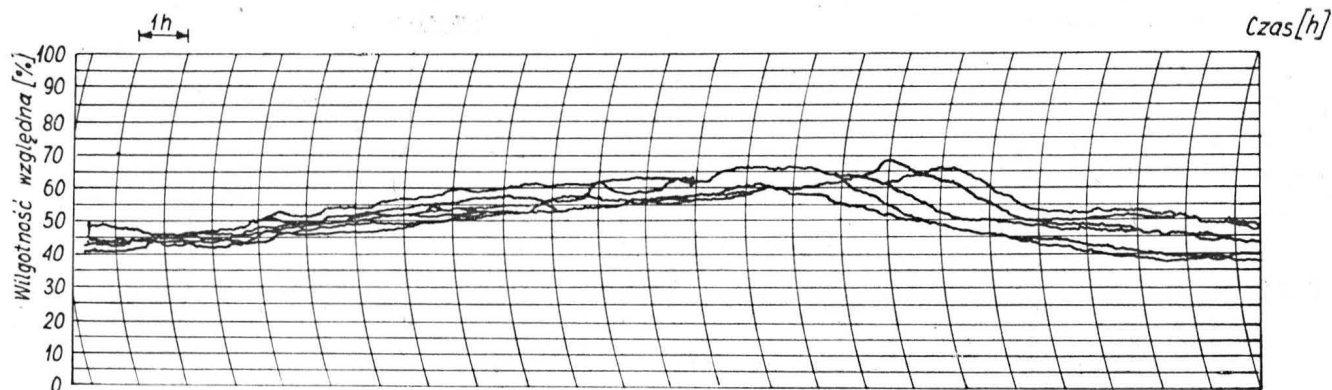
nych w nowe zawory, umożliwiające stosowanie benzyny o zwiększonej liczbie oktanowej.

Aby skontrolować prawidłowość zastosowanych zabezpieczeń, przeprowadzono szczegółowe próby osiągnięć i własności lotnych oraz próby eksploatacyjne na jednym z 10 samolotów biorących udział w akcji agrolotniczej w Sudanie. Samolotem tym zdecydowano się wylatać pełny okres międzynauczny silnika wynoszący 800 h, na pozostałych samolotach prowadzono eksploatację obserwowaną, z tym iż po 400 h zdejmowano cylindry i kontrolowano stan zużycia tulei cylindrowych i tłoków.

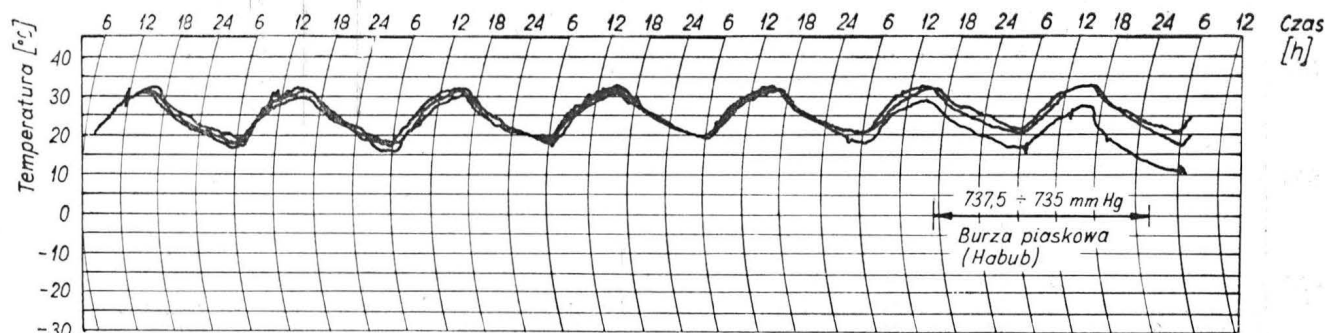
Oczywiście, w samolocie przeznaczonym wyłącznie do prób kontrolę stanu zużycia cylindrów i tłoków przeprowadzano co 200 godzin. Jednocześnie dla kontroli stanu silnika między szczegółowymi pomiarami co każde 50 h lotu mierzono spręż.

Oprócz szczegółowej kontroli stanu silnika AI-14R (silnik dostosowany na paliwo o zwiększonej liczbie oktanowej), sprawdzano odporność samolotu i jego elementów na zagrożenia środowiskowe klimatu i chemikaliów.

Próby i eksploatację obserwowaną przeprowadzono w Sudanie, samolot przeznaczony do prób szczegółowych eksploatowany był w bazie Tuvabi, położonej na terenie Sudanu Gezira Bord w odległości 100 km na południowy wschód od Chartumu (wysokość npm 460 m), pozostałe samoloty eksploatowane były w rejonie bazy Kosti w odległości od 250 do 600 km od Chartumu na południe wzdłuż Nilu Białego (wysokość 500–560 m npm).



2. Dobowy wykres stałości wilgotności względnej w okresie od 10.11.1969 r. (godz. 11.40) do 17.11.1969 r. (godz. 6.30). Miejsce pomiaru Turabi (Sudan)



3. Wykres stałości temperatury w okresie od 22.12.1969 r. (godz. 6.45) do 12.01.1970 r. (godz. 7.00). Miejsce pomiaru Turabi (Sudan)

## Klimat

### Wiadomości ogólne

Położenie Sudanu między  $3^{\circ}$ — $24^{\circ}$  szerokości geograficznej północnej, miejsce prób i lotów agrolotniczych między  $12,5^{\circ}$ — $15^{\circ}$  szerokości geograficznej północnej.

Sudan leży na przejściu od pustynnego klimatu tropikalnego do równikowo-monsunowego, z suchymi zimami i wilgotnymi latami.

W strefie tej występują dwa rodzaje prądów powietrza: zachodnie wiatry równikowe i pasaty — stały wiatr wiejący z północnego wschodu.

W niewielkiej odległości od równika stykają się wilgotne masy powietrza przynieszone równikowymi wiatrami z wysuszonym powietrzem pasatów. Strata tego styku różnych mas powietrza nazwana jest wewnątrztropikalną strefą konwergencji. Ponieważ różnice temperatur między obiema masami powietrza są bardzo nieznaczne, nie można tu mówić o frontach. Powstające w tej strefie często cyklony sprzyjają powstawaniu silnego zachmurzenia i burzliwych ulew. Strefa zachodnich wiatrów równikowych przesuwana się wraz z zenitalnym położeniem słońca w locie na północ. Wraz z przesuwaniem się tych wiatrów przesuwana się strefa konwergencji, z którą związane jest maksimum opadów. Im dalej od równika, tym później przychodzi strefa konwergencji i tym cieńsza jest warstwa wilgotnego

powietrza równikowego. Wskutek tego pada mniej deszczu. Mniej więcej do  $10^{\circ}$  szerokości geograficznej pn występują dwa maksima opadów w ciągu roku, w wyższych szerokościach istnieje już jedna pora deszczów i jedna pora sucha.

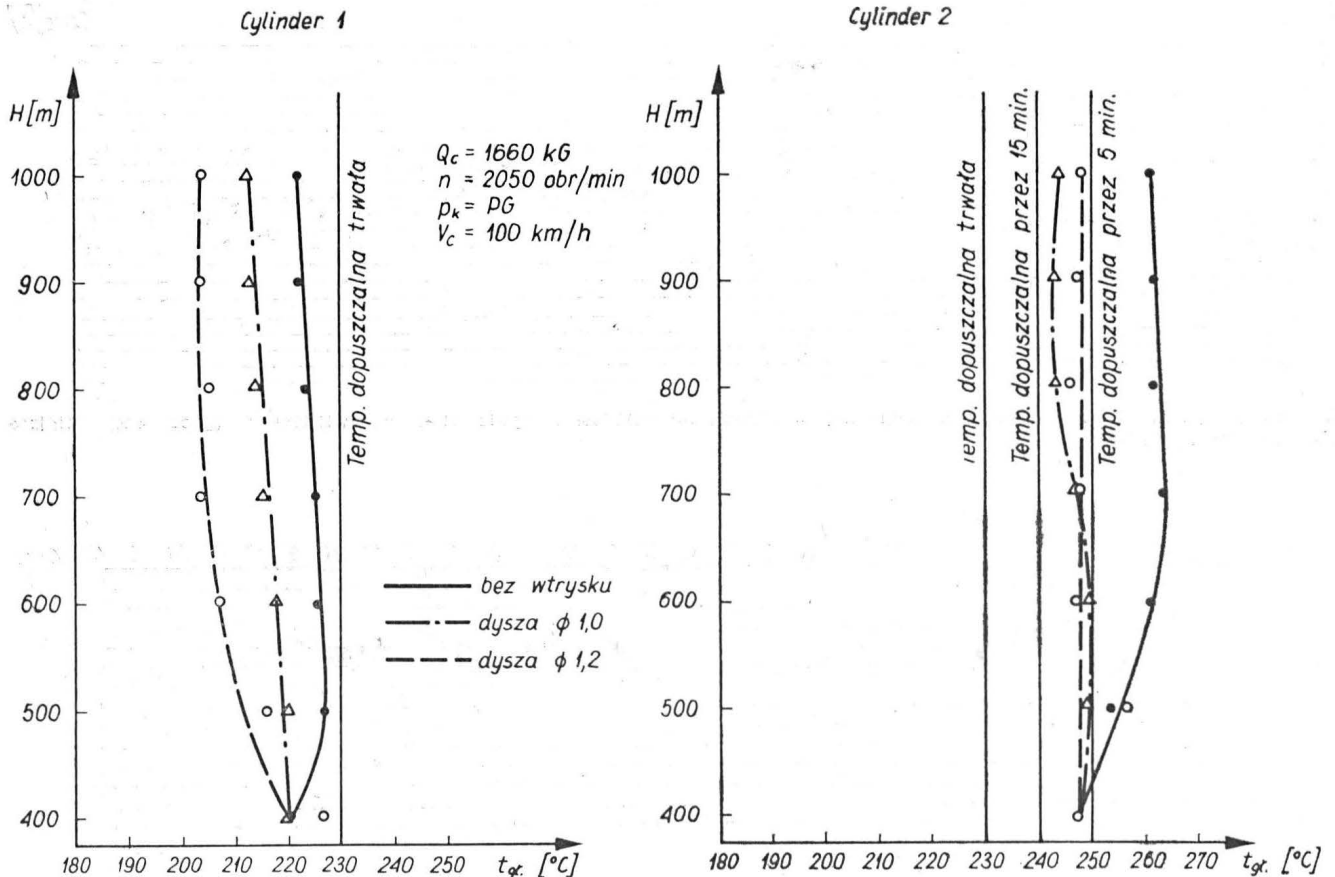
Na terenie Sudanu strefa konwergencji dochodzi najdalej do  $18^{\circ}$  szerokości geograficznej pn.

W rejonie prób wielkość opadów rocznie nie przekracza 100—150 mm. W czasie pasatów niebo jest stale bezchmurne, wskutek czego zarówno nagrzanie powierzchni ziemi jest duże (powyżej  $500 \text{ cal/cm}^2$ ), jak również promieniowanie w porze nocnej (do  $650$ — $750 \text{ cal/cm}^2$  w locie i  $200$ — $400 \text{ cal/cm}^2$  w ziemie). Wahania te wywołują duże amplitudy temperatur rocznych, jak i dobowych.

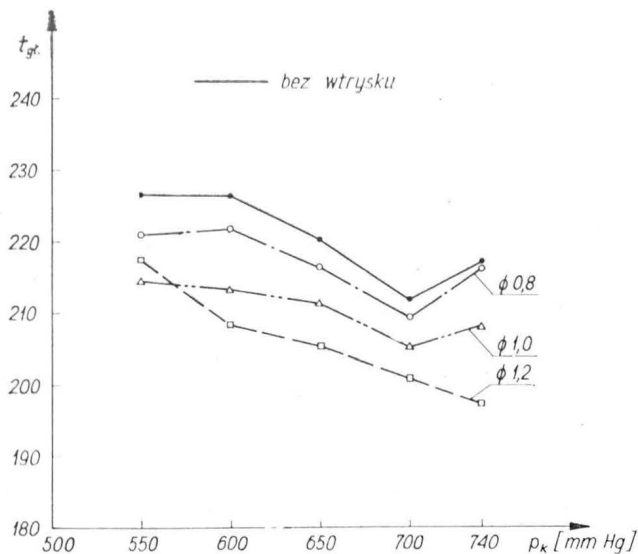
### Zjawiska meteorologiczne w rejonie prób

W czasie eksploatacji obserwowano zjawiska meteorologiczne, notowano za pomocą termografu i hydrografu temperatury i wilgotność, notowano zmiany ciśnienia, mierzono temperaturę w słońcu, mierzono siłę wiatru, rejestrowano burze piaskowe (*Habub*) itp. zjawiska meteorologiczne.

Rejon, w którym odbywały się próby oraz loty agrolotnicze, to rejon, gdzie jest jeden okres maksymalnych opadów i jedna pora sucha. Rok 1969 wg opinii służby meteorologicznej Sudanu był nietypowy, ponieważ w rejonie prób okres burz tropikalnych zakończył się z opóźnieniem 1,5 miesiąca. Było to korzystne dla samych prób, ponieważ samolot był eksploatowany w gorszych warunkach niż normalnie występujących w Sudanie.



4. Temperatura głowic w czasie wznoszenia



5. Wpływ wielkości dyszek na temperaturę głowicy 2 w locie poziomym:  $H = 500$  m stand.,  $n = 2050$  obr/min,  $Q = 1395$  kG

W okresie przeprowadzenia prób i eksploatacji obserwowanej występowały dwa charakterystyczne typy pogody:

- od 1.09. do 18.10.1969 r. występowały codziennie w godzinach południowych oraz w nocy burze tropikalne, poprzedzone burzą piaskową (10–20 min) o prędkości wiatru 100–130 km/h, po czym ulewy z wyładowaniami elektrycznymi, niejednokrotnie z opadami gradu. Wilgotność w tym okresie w ciągu doby wahała się w granicach 30 do 90%, a temperatura od 30 do 44 °C (w słońcu 66–70 °C) w początkach i 26 do 38 °C pod koniec tego okresu.

Analizując diagramy wilgotności (rys. 1), możemy zauważyć gwałtowny wzrost wilgotności po przejściu burzy piaskowej — loty przed burzą piaskową i po późniejszych opadach nie odbywały się ze względu na wiatr.

- od 19.10.1969 do 23.02.1970 r. zanikły zupełnie burze, niebo było bezchmurne, wilgotność stała, zmieniająca się w ciągu doby od 38 do 67% (rys. 2).

Temperatura również była stała (rys. 3), powtarzająca się w tych samych godzinach z odchyleniem do 1,5°, i wynosiła od 20 °C (godz. 6.00) do +32 °C (godz. 13.00) w cieniu.

Sporadycznie w tym okresie (przeważnie po *Habubie*, tzn. burzy piaskowej z bardzo silnym suchym wiatrem, obniżającym wilgotność względną do 25–28%) notowano spadki temperatur do 9 °C.

W tym okresie notowano bardzo wysokie dobowe spadki temperatur, przeciętnie temperatura o godz. 6 rano wynosiła 20 °C, a o godzinie 13.30 w słońcu 54–60 °C.

Oprócz podanych temperatur i wilgotności, okres ten charakteryzuje się występowaniem ciągłych wiatrów w ciągu dnia wiejących z kierunku północno-wschodniego; siła wiatru w porywach osiągała 15–20 m/s (5–12 m/s stały). Wiatr ten niósł pył i piach z Pustyni Nubijskiej, której skraj oddalony

był od lądowiska bazy o 15 km. Przez cały okres sprawozdawczy ciśnienie barometryczne było prawie stałe i wahało się w granicach 731 do 735 mm Hg.

W okresie od 1.09.69 r. do 23.02.70 r. zanotowano tylko jeden jedyny przypadek wzrostu ciśnienia do 737 mm Hg.

W okresie prób w godzinach od 10.00 do 14.00 występowały bardzo silne duszenia i noszenia oraz wiele małych „trąb powietrznych” sięgających do 2500 m, określanych przez służbę meteorologiczną jako „zamiecie pyłowe” (piaskowe).

W czasie lotów należało zwracać szczególną uwagę na skraj takiej „zamieci pyłowej” (widoczne z daleka), gdzie występują bardzo silne niesymetryczne podmuchy.

### Realizacja prób

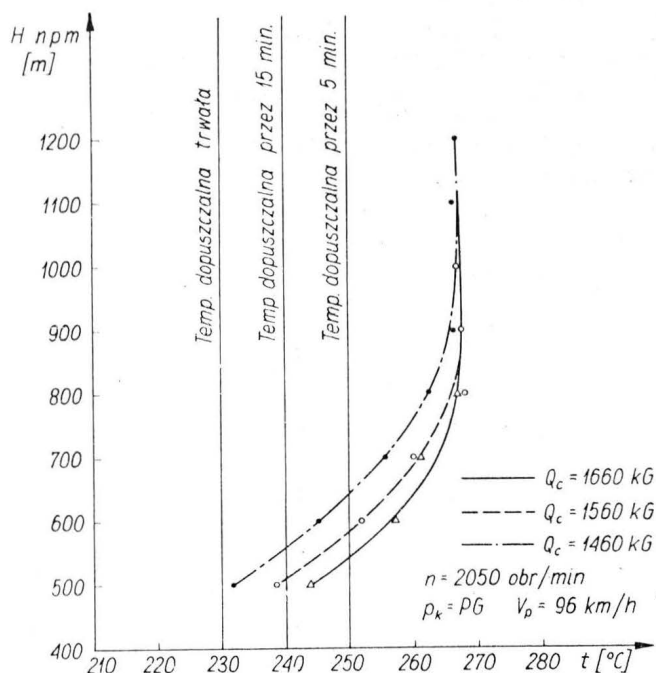
Samoloty doleciały do miejsca prób dwiema trasami, jedna grupa trasą: Czechosłowacja, Austria, Włochy, Sycylia, Tunezja, Libia i ZRA, druga trasą: Czechosłowacja, Austria, Jugosławia, Grecja, Kreta, ZRA. Na samolocie „wiodącym” w czasie prób wylatano 788 h 04 min. Silnik w tym okresie przepracował 800 h 9 min przy 3271 lądowaniach. Liczbę lądowań określono na podstawie analizy lotów agrolotniczych ośmiu samolotów użytkowanych w Kostii, gdzie wypadły cztery lądowania na 1 h lotu.

Podczas eksploatacji samolotu przeprowadzono następujące pomiary:

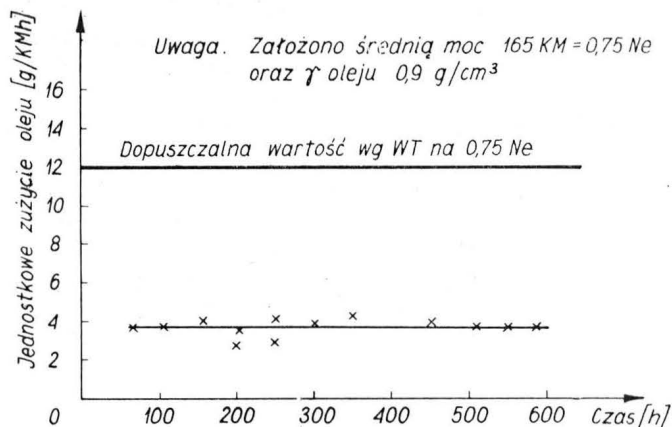
- pomiary osiągow i własności lotnych,
- pomiary parametrów cieplnych silnika bez i z wtryskiem wody,
- próby eksploatacyjne.

Pomiary osiągow wykazały następujące zmiany:

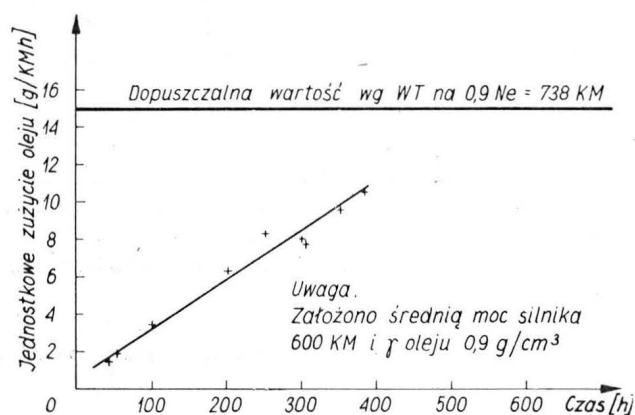
- pułap praktyczny w porównaniu do klimatu umiarkowanego zmniejszył się o 710 m (1880/1170),
- prędkość maksymalna zmalała o 5 km/h (138/133),
- wznoszenie przy ziemi spadało o 0,2 m/s (1,5/1,3).



6. Temperatura głowicy 2 w czasie wznoszenia



7. Wykres zużycia oleju silnika AI-14R w samolocie Gawron

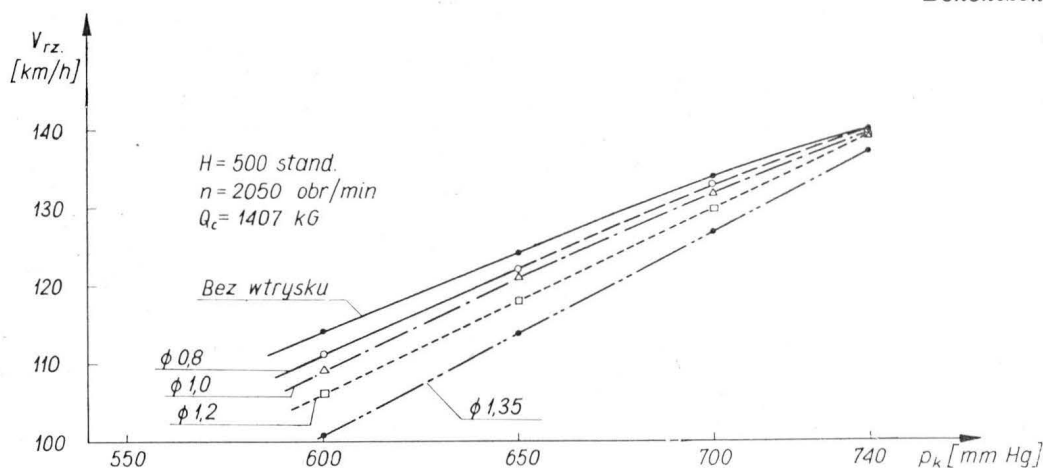


8. Wykres zużycia oleju silnika ASz 62 IR w samolocie An-2

Przeprowadzono wiele pomiarów parametrów cieplnych silnika bez wtrysku i z wtryskiem wody dla różnych dysz i stwierdzono również różnice wynikające z odmienności klimatu.

W warunkach klimatu umiarkowanego nie można było stosować dyszy do wtrysku wody większej niż  $\phi 0,8 \text{ mm}$ ; zastosowanie większych średnic ( $\phi 1,0$  i  $\phi 1,2$ ) powodowało nadmierny spadek mocy silnika.

W klimacie tropikalnym okazało się, iż dysza  $\phi 0,8 \text{ mm}$  praktycznie nic nie daje, dysza  $\phi 1,2 \text{ mm}$  natomiast jest odpowiednia.



9. Wpływ wielkości dyszek na prędkość w locie poziomym

Rysunek 4 ilustruje wpływ wtrysku wody dla dwóch różnych dysz na temperatury głowicy w czasie wznoszenia.

Na rysunku 5 pokazano wpływ wielkości dyszek w locie poziomym na temperaturę głowicy 2.

Na rysunku 6 pokazano temperaturę głowicy 2 podczas wznoszenia dla różnych ciężarów samolotu. Na podstawie wielu pomiarów stwierdzono, że ciężar samolotu nie ma wpływu na wartości cieplne silnika, o ile zachowane są te same parametry pracy silnika i lotu. Ciężar wpływa tylko na czas wznoszenia, tzn. wcześniej lub później uzyskuje się maksymalne (dla danego stanu lotu) temperatury.

### Przeglądy i prace okresowe silnika

Silnik pracował na paliwie o liczbie oktanowej 80/87 i oleju Aeroshell 100 W. W czasie przeglądów, dzięki filtrowi przeciwpylemu na wlocie do gaźnika stwierdzono, iż gładzie cylindrów są bez rys, średnice gładzi cylindrów w granicach dopuszczalnych tolerancji bez owalu pochodzącego z wyrobienia. Luzy w kanałach tłoków w granicach tolerancji. Zużycie oleju mieści się w dopuszczalnych granicach normy (rys. 7). Nie stwierdzono ujemnego wpływu na silnik stosowanej przez blisko 350 h wody.

Zastosowane filtry ochronne na odpowietrznikach silnika oraz filtr na nadmuchu prądnicy praktycznie dobrze zdają egzamin.

Stan łączników diuretykowych oraz gum stosowanych w silniku — dobry, stan pokryć antykorozyjnych był dobry i wystarczający w warunkach klimatu tropikalnego. Wkłady filtra na wlocie po 800 h eksploatacji, po oczyszczeniu co 50 h nadawały się jeszcze do dalszej eksploatacji. Filtr sprężarki tłokowej wystarczyło przemywać co 50 h w czystej benzynie bez oleju, dodatek oleju w benzynie wywoływał szybkie zatkanie filtra w warunkach znacznego zapylenia. Filtry mechate na odpowietrznikach silnika i na nadmuchu prądnicy wystarczyło przemywać co 50 h w roztworze benzyny z olejem w stosunku 5:1.

Zużycie oleju przez silnik ilustruje rysunek 7. Celowość stosowania i skuteczność filtra przeciwpylemu na wlocie do gaźnika w warunkach znacznego zapylenia można stwierdzić przez porównanie zużycia omawianego silnika z załączonym wykresem na rysunku 8 silnika ASz-62IR samolotu AN-2 nie wyposażonego w filtry przeciwpyle.

Dokończenie na str. 29

**CIŚNIENIE DYNAMICZNE W FUNKCJI PRĘDKOŚCI I WYSOKOŚCI LOTU - CZ. 2 POMOCE KONSTRUKCYJNE 22**

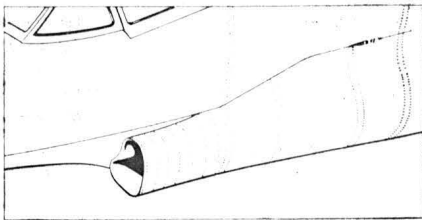
V [km/h]	H [m]								
	2000	2200	2400	2600	2800	3000	3200	3400	3600
30,000	3,56544	3,49423	3,42411	3,35508	3,28711	3,22021	3,15435	3,08952	3,02572
40,000	6,33856	6,21196	6,08631	5,96458	5,84376	5,72481	5,60773	5,49248	5,37906
50,000	9,90399	9,70619	9,51142	9,31966	9,13087	8,94502	8,76207	8,58201	8,40478
60,000	14,2618	13,9769	13,6964	13,4203	13,1485	12,8808	12,6174	12,3581	12,1029
70,000	19,4118	19,0241	18,6424	18,2665	17,8965	17,5322	17,1737	16,8207	16,4734
80,000	25,3542	24,8478	24,3492	23,8583	23,3750	22,8992	22,4309	21,9699	21,5162
90,000	32,0889	31,4481	30,8170	30,1957	29,5840	28,9819	28,3891	27,8057	27,2315
100,000	39,6160	38,8248	38,0457	37,2786	36,5235	35,7801	35,0483	34,3280	33,6191
110,000	47,9353	46,9780	46,0353	45,1072	44,1934	43,2939	42,4084	41,5369	40,6792
120,000	57,0470	55,9077	54,7858	53,6812	52,5938	51,5233	50,4695	49,4324	48,4116
130,000	66,9510	65,6139	64,2972	63,0009	61,7247	60,4683	59,2316	58,0144	56,8163
140,000	77,6473	76,0965	74,5696	73,0661	71,5860	70,1289	68,6947	67,2829	65,8935
150,000	89,1360	87,3557	85,6028	83,8769	82,1778	80,5052	78,8587	77,2381	75,6341
160,000	101,417	99,3914	97,3970	95,4333	93,5001	91,5970	89,7236	87,8797	86,0650
170,000	114,490	112,204	109,952	107,735	105,553	103,404	101,290	99,2080	97,1593
180,000	128,356	125,792	123,268	120,783	118,336	115,927	113,556	111,223	108,926
190,000	143,014	140,157	137,345	134,576	131,850	129,166	126,524	123,924	121,365
200,000	158,464	155,299	152,183	149,115	146,094	143,120	140,193	137,312	134,477
210,000	174,706	171,217	167,782	164,399	161,069	157,790	154,563	151,387	148,260
220,000	191,741	187,912	184,141	180,429	176,774	173,176	169,634	166,148	162,717
230,000	209,569	205,383	201,262	197,204	193,209	189,277	185,405	181,595	177,845
240,000	228,188	223,631	219,143	214,725	210,375	206,093	201,878	197,729	193,646
250,000	247,600	242,655	237,786	232,992	228,272	223,625	219,052	214,550	210,120
260,000	267,804	262,455	257,189	252,004	246,899	241,873	236,926	232,057	227,265
270,000	288,800	283,033	277,353	271,761	266,256	260,837	255,502	250,251	245,084
280,000	310,589	304,386	298,278	292,265	286,344	280,516	274,779	269,132	263,574
290,000	333,170	326,516	319,964	313,513	307,162	300,910	294,756	288,699	282,737
300,000	356,544	349,423	342,411	335,508	328,711	322,021	315,435	308,952	302,572
310,000	380,710	373,106	365,619	358,248	350,991	343,846	336,814	329,892	323,080
320,000	405,668	397,566	389,588	381,733	374,000	366,388	358,895	351,519	344,260
330,000	431,418	422,802	414,318	405,964	397,741	389,645	381,676	373,832	366,112
340,000	457,961	448,814	439,808	430,941	422,211	413,618	405,158	396,832	388,637
350,000	485,296	475,603	466,060	456,663	447,413	438,306	429,342	420,518	411,834
360,000	513,423	503,169	493,072	483,131	473,344	463,710	454,226	444,891	435,704
370,000	542,343	531,511	520,846	510,345	500,006	489,829	479,811	469,951	460,246
380,000	572,055	560,630	549,380	538,304	527,399	516,664	506,097	495,697	485,460
390,000	602,559	590,525	578,675	567,008	555,522	544,215	533,085	522,129	511,347
400,000	633,856	621,196	608,731	596,458	584,376	572,481	560,773	549,248	537,906
410,000	665,945	652,644	639,548	626,654	613,960	601,463	589,162	577,054	565,138
420,000	698,826	684,869	671,126	657,595	644,274	631,160	618,252	605,546	593,042
430,000	732,499	717,870	703,465	689,282	675,319	661,573	648,043	634,725	621,618
440,000	766,965	751,647	736,565	721,714	707,094	692,702	678,535	664,591	650,867
450,000	802,224	786,201	770,425	754,892	739,600	724,546	709,728	695,143	680,788
460,000	838,274	821,532	805,047	788,816	772,837	757,106	741,622	726,381	711,381
470,000	875,117	857,639	840,429	823,485	806,804	790,382	774,217	758,306	742,647
480,000	912,752	894,523	876,573	858,900	841,501	824,373	807,513	790,918	774,585
490,000	951,180	932,183	913,477	895,060	876,929	859,079	841,510	824,216	807,195
500,000	990,399	970,619	951,142	931,966	913,087	894,502	876,207	858,201	840,478
510,000	1030,41	1009,83	989,569	969,617	949,976	930,640	911,606	892,872	874,434
520,000	1071,22	1049,82	1028,76	1008,01	987,595	967,493	947,706	928,230	909,061
530,000	1112,81	1090,59	1068,70	1047,16	1025,94	1005,06	984,507	964,274	944,362
540,000	1155,20	1132,13	1109,41	1087,05	1065,02	1043,35	1022,01	1001,01	980,334
550,000	1198,38	1174,45	1150,88	1127,68	1104,84	1082,35	1060,21	1038,42	1016,98
560,000	1242,36	1217,54	1193,11	1169,06	1145,38	1122,06	1099,11	1076,53	1054,30
570,000	1287,12	1261,42	1236,10	1211,18	1186,65	1162,49	1138,72	1115,32	1092,29
580,000	1332,68	1306,07	1279,86	1254,05	1228,65	1203,64	1179,02	1154,79	1130,95
590,000	1379,03	1351,49	1324,37	1297,67	1271,38	1245,50	1220,03	1194,96	1170,28
600,000	1426,18	1397,69	1369,64	1342,03	1314,85	1288,08	1261,74	1235,81	1210,29
610,000	1474,11	1444,67	1415,68	1387,14	1359,04	1331,38	1304,15	1277,35	1250,97
620,000	1522,84	1492,42	1462,48	1432,99	1403,96	1375,39	1347,26	1319,57	1292,32
630,000	1572,36	1540,95	1510,03	1479,59	1449,62	1420,11	1391,07	1362,48	1334,34
640,000	1622,67	1590,26	1558,35	1526,93	1496,00	1465,55	1435,58	1406,08	1377,04
650,000	1673,78	1640,35	1607,43	1575,02	1543,12	1511,71	1480,79	1450,36	1420,41
660,000	1725,67	1691,21	1657,27	1623,86	1590,96	1558,58	1526,70	1495,33	1464,45
670,000	1778,36	1742,84	1707,87	1673,44	1639,54	1606,17	1573,32	1540,99	1509,16
680,000	1831,84	1795,26	1759,23	1723,76	1688,85	1654,47	1620,63	1587,33	1554,55
690,000	1886,12	1848,45	1811,36	1774,84	1738,88	1703,49	1668,65	1634,36	1600,61
700,000	1941,18	1902,41	1864,24	1826,65	1789,65	1753,22	1717,37	1682,07	1647,34
720,000	2053,69	2012,68	1972,29	1932,52	1893,38	1854,84	1816,90	1779,56	1742,82
740,000	2169,37	2126,04	2083,38	2041,38	2000,03	1959,32	1919,24	1879,80	1840,98
750,000	2228,40	2183,89	2140,07	2096,92	2054,45	2012,63	1971,47	1930,95	1891,08
770,000	2288,22	2242,52	2197,52	2153,21	2109,60	2066,66	2024,39	1982,79	1941,84
780,000	2410,24	2362,10	2314,70	2268,03	2222,09	2176,86	2132,34	2088,52	2045,39
800,000	2535,42	2484,78	2434,92	2385,83	2337,50	2289,92	2243,09	2196,99	2151,62
820,000	2663,78	2610,58	2558,19	2506,62	2455,84	2405,85	2356,65	2308,22	2260,55
840,000	2795,30	2739,48	2684,50	2630,38	2577,10	2524,64	2473,01	2422,19	2372,17
850,000	2862,25	2805,09	2748,80	2693,38	2638,82	2585,11	2532,24	2480,20	2428,98
860,000	2930,00	2871,48	2813,86	2757,13	2701,28	2646,29	2592,17	2538,90	2486,47
880,000	3067,86	3006,59	2946,26	2886,86	2828,38	2770,81	2714,14	2658,36	2603,47
900,000	3208,89	3144,81	3081,70	3019,57	2958,40	2898,19	2838,91	2780,57	2723,15
920,000	3353,10	3286,13	3220,19	3155,26	3091,35	3028,43	2966,49	2905,52	2845,52
940,000	3500,47	3430,56	3361,72	3293,94	3227,21	3161,53	3093,22	3027,59	2970,59
950,000	3575,34	3503,93	3433,62	3364,40	3296,24	3229,15	3163,11	3098,10	3034,13
960,000	3651,01	3578,09	3506,29	3435,60	3366,00	3297,49	3230,05	3163,67	3098,34
980,000	3804,72	3728,73	3653,91	3580,24	3507,71	3436,32	3366,04	3298,86	3228,78
1000,000	3961,60	3882,48	3804,57	3727,86	3652,35	3578,01	3504,83	3432,80	3361,91

V [km/h]	H [m]										
	4000	4500	5000	5500	6000	6500	7000	7500	8000	8500	9000
30,000	2,90115	2,75100	2,60686	2,46857	2,33597	2,20889	2,08716	1,97064	1,85916	1,75257	1,65071
40,000	5,15760	4,89066	4,63442	4,38858	4,15284	3,92691	3,71051	3,50336	3,30517	3,11567	2,93460
50,000	8,05875	7,64165	7,24128	6,85715	6,48881	6,13580	5,79768	5,47400	5,16433	4,86824	4,58532
60,000	11,6046	11,0040	10,4274	9,87430	9,34389	8,83556	8,34866	7,88256	7,43663	7,01026	6,60285
70,000	15,7951	14,9776	14,1929	13,4400	12,7181	12,0262	11,3635	10,7290	10,1221	9,54175	8,98722
80,000	20,6304	19,5626	18,5377	17,5543	16,6114	15,7077	14,8421	14,0134	13,2207	12,4627	11,7384
90,000	26,1103	24,7590	23,4617	22,2172	21,0237	19,8800	18,7845	17,7358	16,7324	15,7731	14,8564
100,000	32,2350	30,5666	28,9651	27,4286	25,9552	24,5432	23,1907	21,8960	20,6573	19,4730	18,3413
110,000	39,0043	36,9856	35,0478	33,1886	31,4058	29,6973	28,0608	26,4941	24,9953	23,5623	22,1929
120,000	46,4184	44,0159	41,7098	39,4971	37,3756	35,3422	33,3946	31,5302	29,7465	28,0410	26,4114
130,000	54,4771	51,6576	48,9510	46,3543	43,8644	41,4780	39,1923	37,0042	34,9108	32,9093	30,9967
140,000	63,1806	59,9106	56,7716	53,7601	50,8723	48,1047	45,5438	43,161	40,8483	38,1670	35,9489
150,000	72,5287	68,7749	65,1715	61,7144	58,3993	55,2222	52,1791	49,2660	46,4789	43,8141	41,2678
160,000	82,5216	78,2505	74,1507	70,2172	66,4454	62,8306	59,3682	56,0537	52,8827	49,8508	46,9536
170,000	93,1591	88,3375	83,7092	79,2687	75,0107	70,9299	67,0212	63,2794	59,6906	56,2768	53,0062
180,000	104,441	99,0358	93,8470	88,8687	84,0950	79,5200	75,1379	70,9430	66,9297	63,0924	59,4257
190,000	116,368	110,345	104,564	99,0173	93,6984	88,6010	83,7185	79,0445	74,5729	70,2974	66,2120
200,000	128,940	122,266	115,860	109,714	103,821	98,1729	92,7629	87,5840	82,6292	77,8918	73,3650
210,000	142,156	134,799	127,736	120,960	114,463	108,236	102,271	96,5613	91,0987	85,8757	80,8850
220,000	156,017	147,942	140,191	132,754	125,623	118,789	112,243	105,972	99,9813	94,2491	88,7717
230,000	170,523	161,697	153,225	145,097	137,303	129,834	122,679	115,830	109,277	103,012	97,0253
240,000	185,674	176,064	166,839	157,989	149,502	141,369	133,579	126,121	118,986	112,164	105,646
250,000	201,469	191,041	181,032	171,429	162,220	153,395	144,942	136,850	129,108	121,706	114,633
260,000	217,909	206,630	195,804	185,417	175,457	165,912	156,769	148,617	139,643	131,637	123,987
270,000	234,993	222,831	211,156	199,955	189,214	178,920	169,060	159,622	150,592	141,958	133,708
280,000	252,722	239,642	227,086	215,040	203,489	192,419	181,815	171,665	161,953	152,668	143,795
290,000	271,096	257,065	243,597	230,675	218,284	206,408	195,034	184,145	173,728	163,768	154,250
300,000	290,115	275,100	260,686	246,857	233,597	220,889	208,716	197,064	185,916	175,257	165,071
310,000	309,778	293,745	278,355	263,589	249,430	235,860	222,863	210,420	198,517	187,135	176,260
320,000	330,086	313,002	296,603	280,869	265,782	251,323	237,473	224,215	211,531	199,403	187,815
330,000	351,039	332,870	315,430	298,698	282,653	267,276	252,547	238,447	224,958	212,060	199,736
340,000	372,637	353,350	334,837	317,075	300,043	283,720	268,085	253,118	238,798	225,107	212,025
350,000	394,879	374,441	354,823	336,000	317,952	300,654	284,086	268,226	253,052	238,544	224,680
360,000	417,766	396,143	375,388	355,475	336,380	318,080	300,552	283,772	267,719	252,369	237,703
370,000	441,297	418,457	396,532	375,498	355,327	335,997	317,481	299,756	282,798	266,585	251,092
380,000	465,473	441,382	418,256	396,069	374,794	354,404	334,874	316,178	298,291	281,189	264,848
390,000	490,294	464,918	440,559	417,189	394,779	373,302	352,731	333,038	314,198	296,184	278,971
400,000	515,760	489,066	463,442	438,858	415,284	392,691	371,051	350,336	330,517	311,567	293,460
410,000	541,870	513,825	486,904	461,075	436,308	412,571	389,836	368,072	347,249	327,340	308,317
420,000	568,625	539,195	510,945	483,841	457,851	432,942	409,084	386,245	364,395	343,503	323,540
430,000	596,025	565,177	535,565	507,155	479,913	453,804	428,796	404,857	381,954	360,055	339,130
440,000	624,070	591,770	560,765	531,018	502,494	475,157	448,972	423,906	399,925	376,996	355,087
450,000	652,759	618,974	586,543	555,429	525,594	497,000	469,612	443,394	418,310	394,327	371,411
460,000	682,093	646,790	612,902	580,389	549,213	519,334	490,716	463,319	437,109	412,048	388,101
470,000	712,071	675,216	639,839	605,898	573,351	542,160	512,283	483,682	456,320	430,157	405,168
480,000	742,694	704,255	667,356	631,955	598,009	565,476	534,314	504,484	475,944	448,557	422,583
490,000	773,962	733,904	695,452	658,561	623,185	589,283	556,809	525,723	495,982	467,546	440,374
500,000	805,875	764,165	724,128	685,715	648,881	613,580	579,768	547,400	516,433	486,824	458,532
510,000	838,432	795,038	753,383	713,418	675,096	638,369	603,191	569,515	537,296	506,491	477,056
520,000	871,634	826,521	783,217	741,669	701,830	663,049	627,077	592,068	558,573	526,549	495,948
530,000	905,481	858,616	813,630	770,470	729,083	689,419	651,427	615,058	580,264	546,995	515,206
540,000	939,972	891,322	844,623	799,818	756,855	715,680	676,241	638,487	602,367	567,831	534,831
550,000	975,109	924,640	876,195	829,715	785,146	742,432	701,519	662,354	624,883	589,057	554,823
560,000	1010,89	958,569	908,346	860,161	813,957	769,675	727,675	686,658	647,813	610,672	575,182
570,000	1047,32	993,109	941,076	891,155	843,286	797,409	753,466	711,401	671,156	632,673	595,908
580,000	1084,39	1028,26	974,386	922,698	873,134	825,634	780,136	736,581	694,912	655,070	617,000
590,000	1122,10	1064,02	1008,28	954,790	903,502	854,349	807,269	762,199	719,081	677,853	638,459
600,000	1160,46	1100,40	1042,74	987,430	934,389	883,556	834,866	788,256	743,663	701,026	660,285
610,000	1199,46	1137,38	1077,79	1020,62	965,795	913,253	862,927	814,750	768,658	724,589	682,478
620,000	1239,11	1174,98	1113,42	1054,36	997,720	943,441	891,451	841,682	794,067	748,540	705,038
630,000	1279,41	1213,19	1149,63	1088,64	1030,16	974,120	920,440	869,052	819,888	772,881	727,965
640,000	1320,35	1252,01	1186,41	1123,48	1063,13	1005,29	949,892	896,860	846,123	797,612	751,258
650,000	1361,93	1291,44	1223,78	1158,86	1096,61	1036,95	979,808	925,106	872,771	822,732	774,918
660,000	1404,16	1331,48	1261,72	1194,79	1130,61	1069,10	1010,19	953,789	899,832	848,242	798,945
670,000	1447,03	1372,14	1300,24	1231,27	1165,13	1101,74	1041,03	982,911	927,306	874,141	823,339
680,000	1490,55	1413,40	1339,35	1268,30	1200,17	1134,88	1072,34	1012,47	955,194	900,429	848,100
690,000	1534,71	1455,28	1379,03	1305,88	1235,73	1168,50	1104,11	1042,47	983,494	927,107	873,227
700,000	1579,51	1497,76	1419,29	1344,00	1271,81	1202,62	1136,35	1072,90	1012,21	954,175	898,722
720,000	1671,06	1584,57	1501,55	1421,90	1345,52	1272,32	1202,21	1135,09	1070,87	1009,48	950,811
740,000	1765,19	1673,83	1586,13	1501,99	1421,31	1343,99	1269,92	1199,02	1131,19	1066,34	1004,37
750,000	1813,22	1719,37	1629,29	1542,86	1459,98	1380,56	1304,48	1231,65	1161,97	1095,35	1031,70
760,000	1861,89	1765,53	1673,02	1584,28	1499,18	1417,62	1339,50	1264,71	1193,17	1124,76	1059,39
780,000	1961,18	1859,87	1762,24	1668,76	1579,12	1493,21	1410,92	1332,15	1256,79	1184,73	1115,88
800,000	2063,04	1956,26	1853,77	1755,43	1661,14	1570,77	1484,21	1401,34	1322,07	1246,27	1173,84
820,000	2167,48	2055,30	1947,61	1844,30	1745,23	1650,29	1559,34	1472,29	1389,00	1309,36	1233,27
840,000	2274,50	2156,78	2043,78	1935,36	1831,40	1731,77	1636,34	1544,98	1457,58	1374,01	1294,16
850,000	2328,98	2208,44	2092,73	1981,72	1875,27	1773,25	1675,53	1581,99	1492,49	1406,92	1325,16
860,000	2384,10	2260,71	2142,26	2028,62	1919,65	1815,22	1715,19	1619,43	1527,81	1440,22	1356,52
880,000	2496,28	2367,08	2243,06	2124,07	2009,97	1900,63	1795,89	1695,63	1599,70	1507,99	1420,35
900,000	2611,03	2475,90	2346,17	2221,72	2102,37	1988,00	1878,45	1773,58	1673,24	1577,31	1485,64
920,000	2728,37	2587,16	2451,61	2321,56	2196,85	2077,34	1962,86	1853,28	1748,43	1648,19	1552,40
940,000	2848,28	2700,87	2559,36	2423,59	2293,41	2168,64	2049,13	1934,73	1825,28	172	

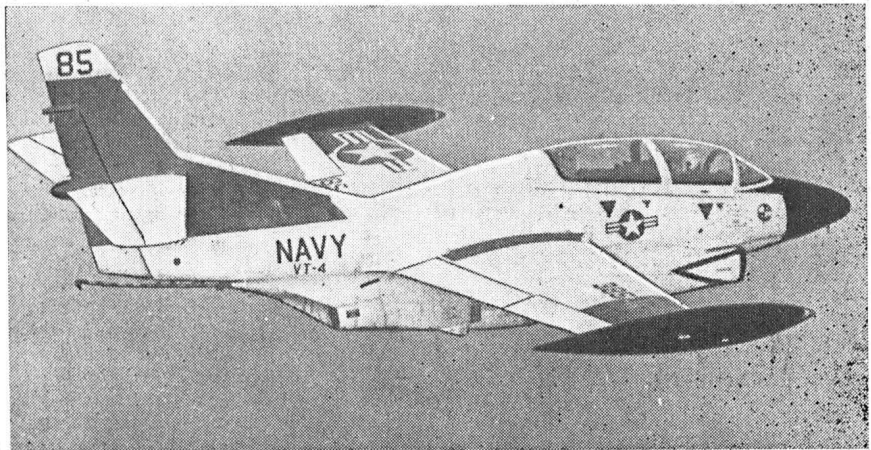
2-miejscowy samolot szkolno-treningowy

**KONSTRUKCJA.** 2-silnikowy średnio-płat metalowej konstrukcji.

**Płat.** Wolnonośny, prosty, o obrysie trapezowym. Profil NACA 64A212 (modyfikowany) o grubości względnej 12%. Części wewnętrzne płata dwudźwigarowe; między dźwigarami przestrzeń do schowania podwozia głównego. Części zewnętrzne płata jednodźwigarowe. Na krawędzi natarcia każdego skrzydła przy kadłubie umieszczono płytki stanowiące aerodynamiczny sygnalizator przeciągnięcia. Wzajemnie zamienne lotki konstrukcji metalowej. Na lewej lotce klapka wyważająca. W układzie sterowania lotkami wzmacniacz hydrauliczny. Klapy o dużej powierzchni konstrukcji metalowej.



Wlot powietrza do silnika



**Podwozie.** Trójkołowe, chowane hydraulicznie, z kołem przednim. Nie sterowane koło przednie chowane do przodu do kadłuba, koła główne o dużym rozstawie chowane do wewnątrz w skrzydła. Amortyzacja olejowo-powietrzna. Tarczowe hamulce hydrauliczne.

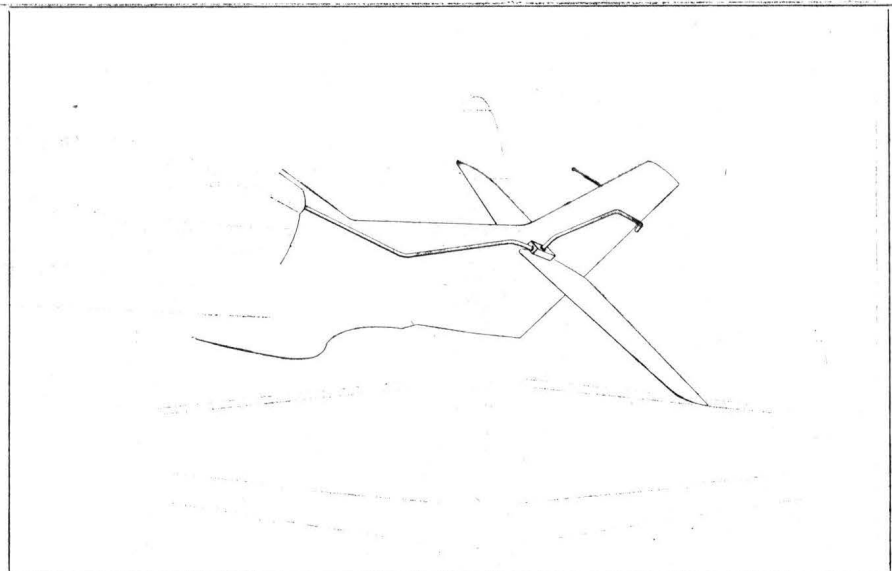
**Napęd.** 2 silniki turbodrzutowe General Electric J85-GE-4, o ciągu 1339 kG każdy, umieszczone obok siebie w dolnej środkowej części kadłuba. Wyloty silników pod tylną częścią kadłuba. Nad

ników z k.m., różnych zestawów bomb ćwiczebnych lub wyrzutni pocisków raketowych. Łączny ciężar uzbrojenia podwieszanego pod skrzydłami 290 kG. Na życzenie montowane urządzenie do holowania celów ćwiczebnych.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** W końcu lat pięćdziesiątych lotnictwo sił morskich USA postanowiło zastąpić szkolno-treningowe samoloty tłokowe (np. North American T-28) samolotami o napędzie turbodrzutowym. Współzawodnictwo w opracowaniu projektu samolotu o takim

**Kadłub.** Konstrukcja półskorupowa składająca się z trzech zasadniczych zespołów; części przedniej mieszczącej wyposażenie oraz kabinę, części środkowej z zespołem napędowym, głównym zbiornikiem paliwa i okuciami skrzydeł oraz części tylnej z wychylanymi hydraulicznie hamulcami aerodynamicznymi. W nosowej części kadłuba rurka Pitota oraz chowane światło lądowania. Pod tylną częścią kadłuba hydraulicznie wychylany hak do skrócenia lądowania. Kabina ciśnieniowa i wentylowana. Fotele instruktora i ucznia w układzie tandem. Sterownice podwójne. Fotel instruktora umieszczony jest 0,25 m powyżej fotela ucznia oraz przed krawędzią natarcia skrzydła, co zapewnia uzyskanie dobrej widoczności. Rakietowe, wyrzucane fotele pilotów z możliwością użycia na ziemi od prędkości 102 km/h. Ośłona kabiny (z wyjątkiem części przedniej) odchylana do góry i do tyłu.

**Usterzenie.** Wolnonośne, całkowicie metalowej konstrukcji, ze skośnym statecznikiem pionowym. Usterzenie poziome umieszczone w środkowej części statecznika pionowego. W górnej części statecznika pionowego światło antykollizyjne. Końcówka statecznika pionowego odejmovana. Połówki statecznika poziomego oraz steru wysokości wzajemnie zamienne. Napęd sterów linkowy. W układzie sterowania sterem wysokości wzmacniacz hydrauliczny. Klapy wyważające na sterze wysokości i na sterze kierunku.



Wyprowadzenie odpowietrznika zbiornika paliwa

silnikami samouszczelniający się główny zbiornik paliwa o pojemności 1465 l. 2 dodatkowe stałe zbiorniki paliwa na końcach skrzydeł, o pojemności 386 l każdy. Ponadto w przednich wewnętrznych częściach skrzydeł 2 zbiorniki dodatkowe o pojemności 190 l każdy. Łączna objętość paliwa 2616 l.

**Uzbrojenie.** 2 podskrzydłowe zamki do uzbrojenia podwieszanego zasob-

przeznaczeniu wygrała firma North American, która w 1956 r. zawarła kontrakt na budowę i rozwój konstrukcyjny samolotu T-2, przeznaczonego zarówno do wstępnego szkolenia, wszechstronnego treningu, jak też do przeszkolenia na lotniskowcach. Dotychczas budowane były cztery wersje samolotu.

Wersja wstępna T-2A (wcześniejsze oznaczenie T-2J-1) wyposażona była w

# North American Rockwell T-2C Buckeye USA

turboodrzutowy silnik Westinghouse J34-WE-48 o ciągu 1540 kG. Pierwszy z wstępnej serii 26 samolotów T-2A został oblatany 31.I.1958 r. Produkcję tej wersji zakończono w styczniu 1961 r., po zbudowaniu łącznie 217 samolotów.

Rozwojowa wersja T-2B (wcześniejsze oznaczenie T2 J-2) wyposażona została w 2 turboodrzutowe silniki Pratt Whitney J60, o ciągu 1360 kG każdy, umiesz-

czone obok siebie w dolnej części kadłuba. Pierwszy samolot z nowymi silnikami oblatany został 30.VIII.1962 r., pierwszy seryjny samolot oblatany został 21.V.1965 r. W latach 1965—1969 dostarczono odbiorcy 97 samolotów T-2B.

Wersja T-2C zasadniczo podobna do wersji T-2B, wyposażona została w 2 silniki turboodrzutowe General Electric J85-GE-4. Produkcję seryjną rozpoczęto

w 1968 r., pierwszy samolot seryjny oblatano 10.XII.1968 r. Do końca 1973 r. mają być dostarczone odbiorcy 183 samoloty. Odbiorcą jest, podobnie jak i wersji T-2A i T-2B — Naval Air Training Command. Wersja T-2D różni się jedynie od wersji T-2C wyposażeniem elektronicznym i przeznaczona jest na eksport do Wenezueli. W 1973 r. dostarczono 12 samolotów.

## DANE TECHNICZNE

### Wymiary

Rozpiętość (ze zbiornikami dodatkowymi)	11,62 m
Długość	11,67 m
Wysokość	4,51 m
Rozpiętość statecznika poziomego	5,46 m
Rozstaw kół	5,61 m

### Powierzchnie

Powierzchnia nośna	23,69 m <sup>2</sup>
Powierzchnia klap	4,23 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika pionowego	2,54 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru kierunku	0,84 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika poziomego	3,95 m <sup>2</sup>
Powierzchnia sterów wysokości	1,95 m <sup>2</sup>

### Ciężary

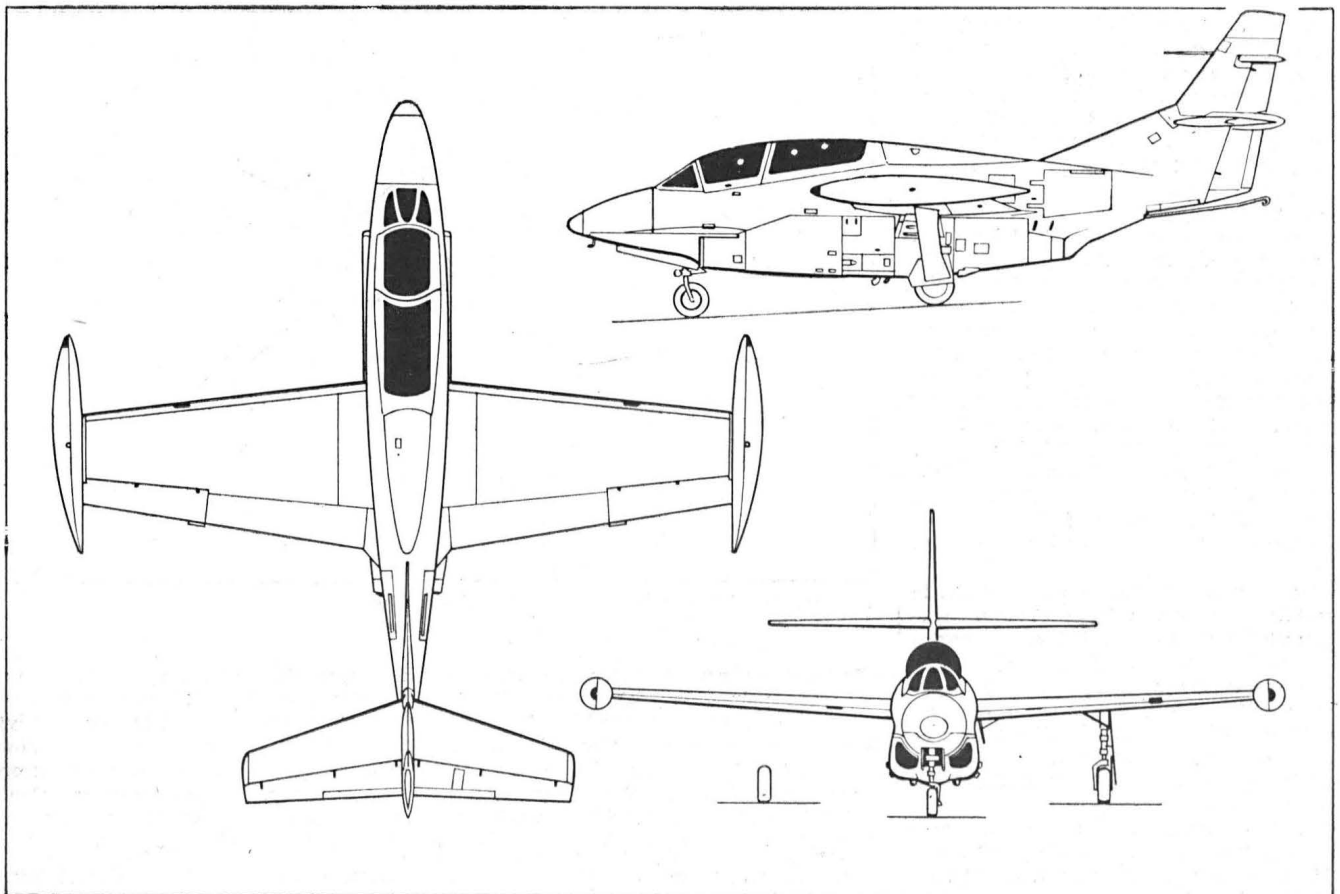
Ciężar własny	3680 kG
Ciężar użyteczny	2297 kG
Ciężar całkowity maks.	5977 kG

### Osiągi

(dla ciężaru całkowitego maks.)

Prędkość maks. (na h = 7620 m)	840 km/h
Prędkość min.	161 km/h
Wznoszenie	31,5 m/s
Pułap praktyczny	12320 m
Zasięg maks.	1685 km

R. M.





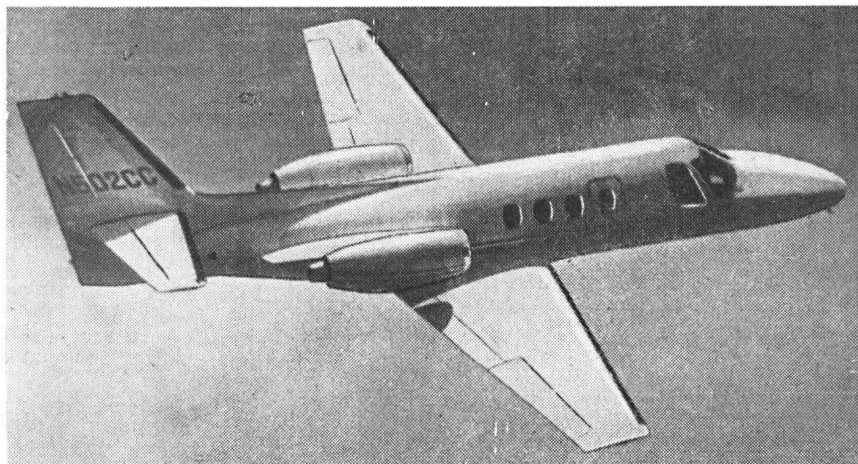
Siedmio-ośmiomiejscowy samolot dyspozycyjny

**KONSTRUKCJA.** Dwusilnikowy, odrzutowy, wolnonośny dolnopłat z chowanym podwoziem, konstrukcji metalowej.

**Plat.** Wolnonośny, dwudzielny, o obrysie trapezowym, bez skosu, profil NACA 23014 modyfikowany przechodzący wzdłuż rozpiętości w NACA 23012. Kąt zaklinowania w osi samolotu  $2^{\circ}30'$  zmieniający się do  $-0^{\circ}30'$ . Wznios  $4^{\circ}$ .

Skrzydła *fail-safe*, z dwoma dźwigarami głównymi i dźwigarkiem pomocniczym. W przykadłubowych częściach skrzydeł, powyżej krawędzi natarcia znajdują się płytki wywołujące drgania usterzenia poziomego przy prędkości o 75% większej od  $V_{min}$  (sygnalizacja przeciągnięcia). Krawędzie natarcia w strefie przed wlotami silników odladzane elektrycznie. W pozostałej części odladzanie pneumatyczne instalowane na życzenie nabywcy. Lotki napędzane linkami.

Kłapy szczelinowe ze slotami na częściach przykadłubowych, napędzane elektrycznie można wychylać o dowolny kąt w zakresie  $0-40^{\circ}$ . Kłapy połączone są między sobą podwójnymi linkami. Hamulce aerodynamiczne na górnej i dolnej powierzchni skrzydeł, wychylane hydraulicznie.

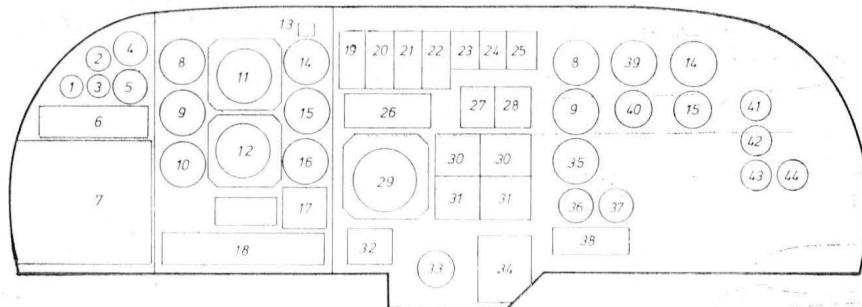


**Kadłub.** Metalowy o przekroju kołowym, hermetyzowany. Drzwi otwierane na jednym zawiasie do przodu. Wyjście awaryjne po przeciwnej stronie drzwi wejściowych. Oddzielna kabina dla dwuosobowej załogi. Kąt widzenia z kabiny  $340^{\circ}$ . Przednie okno z układem przeciwmgielnym, nadmuchem gorącego powietrza na wewnętrzną powierzchnię oraz elektrycznym odladzaniem (prądem zmiennym 115 V). Przednia szyba odporna na zderzenia z ptakami. Podwójne sterownice, napędy linkowe bez do-

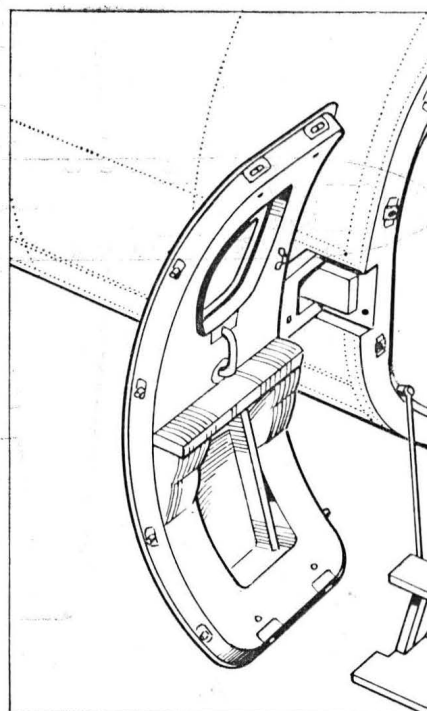
datkowych urządzeń, z wyjątkiem tłumika w układzie sterowania odchylem. Urządzenia blokujące powierzchnie sterowe przed podmuchami.

**Usterzenia.** Wolnonośne obrysy, trapezowe. Usterzenie poziome zamocowane na stateczniku pionowym. Profil górnej powierzchni NACA 0008, dolnej NACA 0010. Kłapka wyważająca napędzana elektrycznie z możliwością ręcznego przewyciężenia. Ster kierunku wyposażony w kłapkę wyważającą uruchamianą ręcznie. Na życzenie krawędzie natarcia usterzeń wyposaża się w pneumatyczny układ odladzający.

**Podwozie.** Z kołem przednim, chowane hydraulicznie. Wypuszczanie awaryjne pod działaniem siły ciężkości i układu pneumatycznego. Koła i opony firmy Goodyear. Opony kół głównych



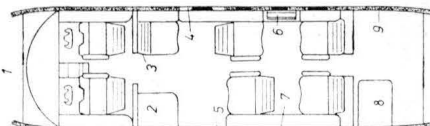
1. Tablica przyrządów: 1 — amperomierz, 2 — woltomierz, 3 — amperomierz, 4 — zegar czasowy, 5 — termometr otoczenia, 6 — tablica sygnalizatorów, 7 — wyłączniki, 8 — prędkościomierz, 9 — RMI (wskaźnik radiowo-magnetyczny), 10 — wskaźnik ILS, 11 — sztuczny horyzont dyspozycyjny z zakrętomierzem i chyłomierzem, 12 — busola zespolona (kurs magnetyczny, VOR, DME, wskazówki dyspozycyjne), 13 — sygnalizator centralny, 14 — wysokościomierz, 15 — wariometr, 16 — radio-wysokościomierz, 17 — DME, 18 — tablica sterowania świateł, 19 — obrotomierz sprężarki niskiego ciśnienia, 20 — termometry turbiny, 21 — obrotomierze turbiny, 22 — przepływomierze paliwa, 23 — paliwomierz, 24 — termometr oleju, 25 — manometr oleju, 26 — skrzynka manipulacyjna radio i telefonu pokładowego, 27 — skrzynka manipulacyjna radiobusoli, 28 — skrzynka manipulacyjna transpondera, 29 — ekran radaru meteorologicznego, 30 — podwójna radiostacja komunikacyjna UKF, 31 — podwójna radiostacja nawigacyjna UKF, 32 — sygnalizator podwozia, 33 — ciśnienie w kabinie, 34 — sterowanie ogrzewaniem kabiny, 35 — zakrętomierz z chyłomierzem poprzecznym, 36 — wskaźnik ciśnienia różnicowego w kabinie, 37 — wariometr, 38 — wentylacja kabiny, 39 — sztuczny horyzont, 40 — busola (kurs magnetyczny, VOR, wskazówki dyspozycyjne), 41 — busola magnetyczna, 42 — manometr tlenu, 43 — manometr instalacji podciśnieniowej, 44 — rejestrator czasu lotu



# Cessna Citation

dziesięciowarstwowe o wymiarach  $22,0 \times 8,0 - 8$  i ciśnieniu  $5,5 \text{ kg/cm}^2$ . Koło przednie sterowane bezpośrednio z oporną sześciowarstwową o wymiarach  $17,5 \times 6,25$  i ciśnieniu  $2,3 \text{ kg/cm}^2$ . Kąt skręcenia koła przy sterowaniu  $\pm 15^\circ$ , przy holowaniu  $\pm 95^\circ$ . Podwozie z hamulcem

2. Wyposażenie wnętrza: 1 — przednie pomieszczenie bagażowe, 2 — barek, 3 — kanapka, 4 — wyjście awaryjne, 5 — drzwi kabiny, 6 — stolik składany (na życzenie), 7 — okno, 8 — toaleta, 9 — główne pomieszczenie bagażowe



postojowym oraz pneumatycznym układem hamowania awaryjnego. Na życzenie nabywcy montuje się układ ostrzegający o poślizgu.

Układ napędowy. Dwa silniki turbowentylatorowe Pratt Whitney JT15D-1 o ciągu startowym  $998 \text{ kg}$ , stosunku przepływów  $3,2:1$ .

## DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	13,33 m
Wydłużenie skrzydła	6,6
Długość	13,26 m
Wysokość	4,37 m
Powierzchnia nośna	24,2 m <sup>2</sup>
Rozpiętość usterzenia poziomego	5,74 m
Rozstaw podwozia	3,84 m
Baza podwozia	4,62 m

Wymiary kabiny	
— długość od przedniej do tylnej przegrrody	5,33 m
— maks. szerokość	1,50 m
— maks. wysokość	1,32 m
— pojemność komór bagażowych:	
— kabinowa	1,73 m <sup>3</sup>
— w nosie kadłuba	0,62 m <sup>3</sup>

Drzwi kabiny	
— wysokość	0,95 m
— szerokość	0,56 m
Ciężar własny (bez awioniki)	
Maks. ciężar do kołowania	2474 kg
Maks. ciężar do startowania	4762 kg
Maks. ciężar do lądowania	4695 kg
Maks. ciężar bez paliwa	4490 kg
Maks. ciężar bez paliwa	3583 kg
Obciążenie powierzchni	178,2 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie ciągu	2,16 kg/kg

Maks. prędkość przelotowa (równoważna):

— na wysokości 0—4265 m	481 km/h CAS
— na wysokości 4265—7925 m	531 km/h CAS
— na wysokości powyżej 7925 m	liczba Macha 0,7

Prędkość przeciągnięcia (w konfiguracji do lądowania przy maks. ciężarze do lądowania)

142 km/h CAS

Długość drogi lądowania znad 15 m przy maks. ciężarze do lądowania na wysokości 0 m

733 m

Zasięg w warunkach: 2 osoby załogi, 5 pasażerów, 13,6 kg bagażu na osobę, maks. ciąg przelotowy na wysokości 10 670 m, ciężar suchego pustego samolotu 2474 kg plus 133 kg awioniki, z odliczeniem zużycia paliwa na start i wznoszenie

2478 km

Prędkość przelotowa na wysokości 7740 m ISA, przy maks. ciężarze startowym

644 ± 3% TAS

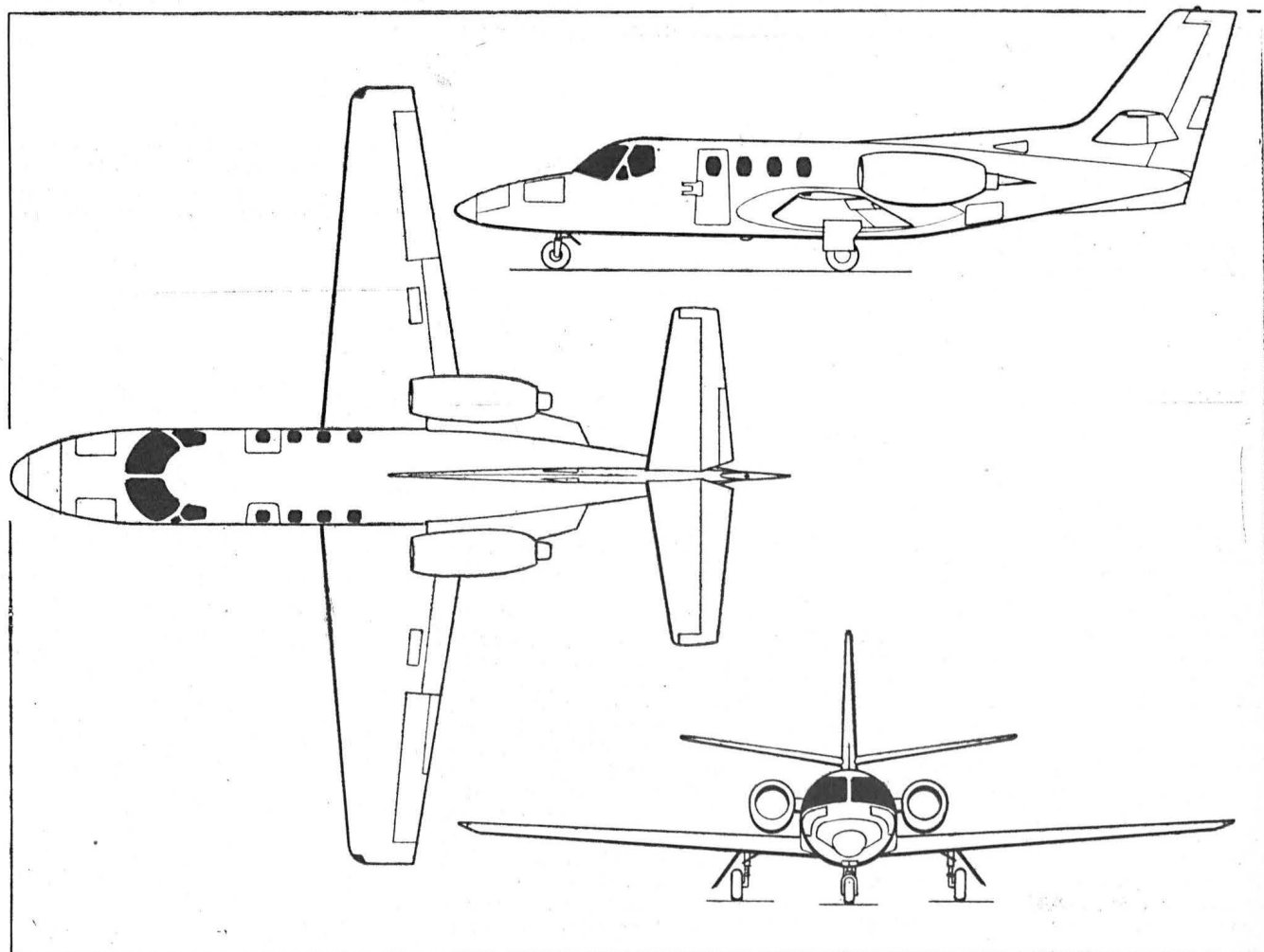
Równoważna dł. drogi startowej wg FAR 25 na wysokości 0 m przy ciągu startowym

899 ± 5% m

Dopuszczalny wsp. przeciążenia

+ 3,8 g  
— 1,52 g

W.



# wytyczne doboru parametrów pływowego usterzenia wysokości

W artykule przedstawiono charakterystyczne własności usterzenia pływowego, zwracając uwagę na przyczyny różnic między samolotem z pływowym usterzeniem wysokości a samolotem z usterzeniem konwencjonalnym. Rozpatrzono działanie pływowego usterzenia bez klapki dociążającej i z klapką dociążającą. Omówiono sposób oceny i doboru parametrów aerodynamicznych usterzenia pływowego, uwzględniając następujące własności samolotu: wystarczający zapas stateczności z drążkiem trzymanym i właściwą skuteczność steru, właściwy gradient sił na drążku względem ustalonej prędkości lotu, właściwy gradient sił na drążku względem przyspieszenia normalnego (przeciążenia).

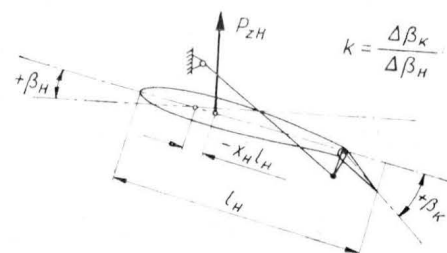
Pływowe usterzenia wysokości, znane i stosowane przez konstruktorów samolotów już we wczesnych latach lotnictwa, zrobiły „karierę” po II wojnie światowej w zastosowaniu do samolotów okoł- i nadźwiękowych. Ten typ usterzenia wykazuje bowiem dobrą skuteczność aerodynamiczną w całym zakresie prędkości nawet przy wystąpieniu na nim kryzysu falowego, podczas gdy ster usterzenia konwencjonalnego w tych warunkach staje się nieskuteczny.

W latach 60-tych obserwuje się ciekawe zjawisko częstego stosowania usterzeń pływowych w samolotach lekkich i szybowcach, uzasadnione oczywiście innymi zaletami niż te, które dotychczas decydowały o jego zastosowaniu w samolotach szybkich.

Podstawowe dane dotyczące statycznych charakterystyk stateczności i sterowności lekkich samolotów i szybowców z usterzeniem pływowym zostały opracowane przez Irvinga [1] i [2], obszerniejszą analizę obejmującą również własności dynamiczne zawiera praca autora [3].

## Wykaz niektórych oznaczeń

- $a = \frac{dC_z}{d\alpha}$  — pochodna współczynnika siły nośnej skrzydła względem kąta natarcia
- $a_1 = \frac{dC_{zH}}{d\alpha_H}$  — pochodna współczynnika siły nośnej usterzenia wysokości względem kąta natarcia usterzenia
- $a_2 = \frac{dC_{zH}}{d\beta_H}$  — pochodna współczynnika siły nośnej usterzenia wysokości względem kąta wychylenia steru lub usterzenia
- $b_1 = \frac{dC_H}{d\alpha_H}$  — pochodna współczynnika momentu zawiasowego steru wysokości względem kąta natarcia usterzenia
- $b_2 = \frac{dC_H}{d\beta_H}$  — pochodna współczynnika momentu zawiasowego steru wysokości względem jego kąta wychylenia
- $c_3 = \frac{dC_{mH}}{d\beta_K}$  — pochodna współczynnika momentu pochylającego usterzenia wysokości względem kąta wychylenia klapki dociążającej
- $h_n$  — zapas stateczności podłużnej samolotu z drążkiem trzymanym



1. Oznaczenia

- $h'_n$  — zapas stateczności podłużnej samolotu z drążkiem puszczoneym
- $h_m$  — zapas sterowności podłużnej samolotu z drążkiem trzymanym
- $h'_m$  — zapas sterowności podłużnej samolotu z drążkiem puszczoneym
- $I_H$  [kgms<sup>2</sup>] — moment bezwładności usterzenia wysokości względem osi obrotu
- $k = \frac{\Delta\beta_K}{\Delta\beta_H}$  — przełożenie między kątem wychylenia klapki dociążającej a kątem wychylenia usterzenia wysokości
- $m_e$  [m<sup>-1</sup>] — przełożenie między momentem zawiasowym steru lub usterzenia wysokości i siłą na drążku sterowym
- $n$  — współczynnik obciążenia samolotu
- $P_e$  [kg] — siła z jaką działa pilot na drążek sterowy; znak dodatni odpowiada odpychaniu
- $x$  — odległość środka ciężkości samolotu od środka aerodynamicznego układu skrzydło-kadłub mierzona w średnich cięciwach skrzydła  $l_a$
- $x_H$  — odległość osi obrotu usterzenia wysokości od jego środka aerodynamicznego mierzona w średnich cięciwach usterzenia  $l_H$
- $\beta_H$  [rad] — kąt wychylenia steru lub usterzenia wysokości
- $\beta_K$  [rad] — kąt wychylenia klapki dociążającej
- $\kappa$  [kgmrad<sup>-1</sup>] — współczynnik sprężystości napędu klapki dociążającej
- $\eta_H$  — współczynnik uwzględniający zmniejszenie prędkości przepływu w okolicy usterzenia wysokości.

## Charakterystyczne własności usterzenia pływowego

### Stateczność i sterowność

Samolot z pływym usterzeniem wysokości różni się od samolotu z usterzeniem konwencjonalnym o takim samym kształcie charakterystyką sterowności i stateczności z drążkiem puszczoneym, nie różniąc się charakterystyką stateczności z drążkiem trzymanym. Ponieważ zrozumienie tych faktów jest konieczne do prawidłowego doboru parametrów usterzenia pływowego, warto prześledzić przyczyny tych różnic.

Stwierdzenie, że charakterystyki stateczności statycznej i dynamicznej z drążkiem trzymanym i sztywnym układem sterowania nie zależą od podziału usterzenia na statecznik i ster jest oczywiste i nie wymaga wyjaśnienia. Stateczność z drążkiem puszczoneym zależy natomiast od pochodnych momentu zawiasowego steru względem kąta natarcia i kąta wychylenia; puszczenie drążka zmienia skuteczność usterzenia wyrażoną pochodną  $a_1$  i w jej miejsce pojawia się dla usterzenia konwencjonalnego wyrażenie  $a_1 \cdot \left(1 - \frac{a_2}{a_1} \times \frac{b_1}{b_2}\right)$ . Dla steru nie przekompensowanego aerodynamicznie, co jest koniecznym wa-

runkiem właściwego kierunku sił na drążku, pochodne  $b_1$  i  $b_2$  są ujemne i wyrażenie w nawiasie jest mniejsze od jedności, a więc przy puszczonej drążku zdolność usterzenia do przeciwdziałania wytrąceniu samolotu z położenia równowagi jest mniejsza niż w przypadku drążka trzymanego. Przy usterzeniu płytowym puszczenie drążka może dać różne efekty w zależności od położenia osi obrotu usterzenia oraz ewentualnego zastosowania klapki dociążającej.

Rozpatrzmy naprzód działanie płytowego usterzenia bez klapki dociążającej. Gdy oś obrotu usterzenia leży przed jego ogniskiem aerodynamicznym, puszczenie drążka wywołuje ustawienie usterzenia dokładnie w osi strug ( $\alpha_H = 0$ ), ponieważ jest to jego położenie równowagi. Na usterzeniu nie występuje wówczas siła nośna i nie ma ono zdolności do przeciwdziałania zakłóceniu równowagi samolotu. Gdy oś obrotu usterzenia leży za jego ogniskiem aerodynamicznym, po puszczeniu drążka usterzenie staje się statycznie niestateczne — przypadek ten odpowiada przekompensowaniu aerodynamicznemu steru w usterzeniu konwencjonalnym — powodując nieprawidłową charakterystykę siłową na drążku.

W celu uzyskania właściwej charakterystyki aerodynamicznej usterzenia płytowego przy puszczonej drążku stosuje się z reguły klapkę dociążającą wychylającą się zgodnie z kierunkiem wychylenia usterzenia; klapka ta spełnia jednocześnie rolę klapki wyważającej (trymera). Oznaczając stosunek kątów wychyleń  $\frac{\Delta\beta_K}{\Delta\beta_H}$  przez  $k$  (rys. 1) można wyznaczyć skuteczność sterowania:

$$a_2 = \frac{dC_{zH}}{d\beta_H} = a_1 + k \frac{dC_{zH}}{d\beta_K}$$

a więc dla takiego usterzenia jest  $a_2 > a_1$ , podczas gdy dla usterzenia konwencjonalnego  $a_2 < a_1$ . Powodem zastosowania klapki dociążającej nie jest jednak zwiększanie skuteczności sterowania, lecz uzyskanie

układu statecznego przy puszczonej drążku. Gdy oś obrotu usterzenia leży przed jego ogniskiem aerodynamicznym, puszczenie drążka wywołuje wychylenie usterzenia w kierunku osi strug, ale jednocześnie wychylenie klapki wysklepia profil, a wynikający stąd moment aerodynamiczny przeciwdziała dalszemu wychyleniu usterzenia (rys. 2b). Równanie równowagi momentów względem osi obrotu usterzenia przedstawia się następująco:

$$P_{zH2}x_H l_H + M_{a.c.H} = 0$$

a przyjmując liniowe zależności sił i momentów od kątów natarcia i wychylenia usterzenia i klapki:

$$(a_1 a_H + a_2 \beta_H) x_H l_H + c_3 k \beta_H l_H = 0 \quad (1)$$

oraz

$$\frac{\beta_H}{a_H} = - \frac{a_1 x_H}{a_2 x_H + k c_3} \quad (2)$$

ponieważ pochodna  $c_3$  jest ujemna, dla każdej więc ujemnej wartości  $x_H$  mianownik ułamka (2) jest

ujemny i  $\frac{\beta_H}{a_H}$  ma wartość skończoną, czyli układ ma położenie równowagi.

Skuteczność usterzenia z drążkiem puszczonej można scharakteryzować stosunkiem:

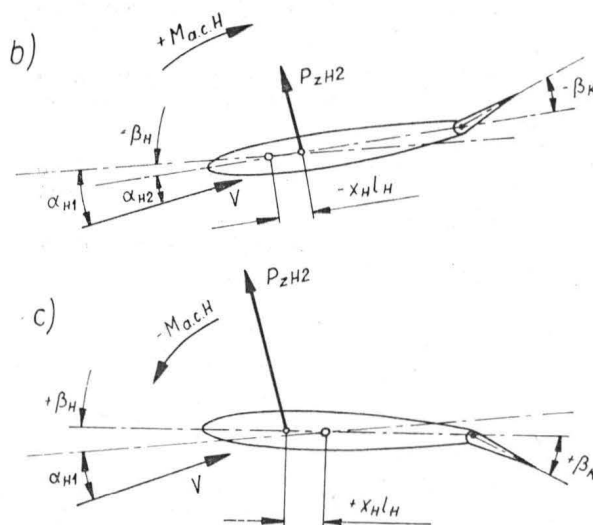
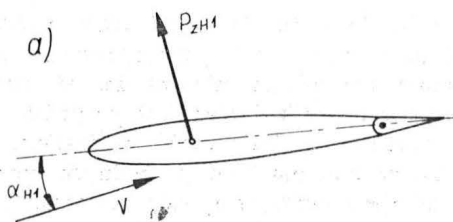
$$\frac{P_{zH2}}{P_{zH1}} = \frac{a_1 a_H + a_2 \beta_H}{a_1 a_H} = 1 + \frac{a_2 \beta_H}{a_1 a_H} \quad (3)$$

Wstawiając do zależności (3) zależność (2) otrzymuje się:

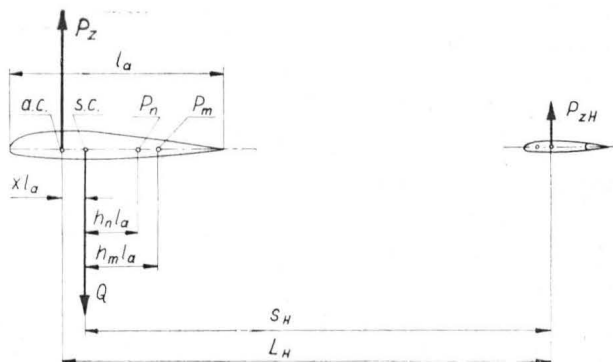
$$\frac{P_{zH2}}{P_{zH1}} = \frac{k c_3}{a_2 x_H + k c_3} \quad (4)$$

Z zależności (4) wynika, że dla  $x_H = 0$  skuteczność usterzenia z drążkiem puszczonej jest największa i równa skuteczności z drążkiem trzymanym; przesuwanie osi obrotu do przodu zmniejsza ją, aż do granicznej wartości zerowej.

Gdy oś obrotu usterzenia leży za jego ogniskiem aerodynamicznym (rys. 2c), czyli gdy  $x_H$  jest do-



2. Warunki równowagi momentów względem osi obrotu przy puszczonej drążku; a) stan wyjściowy przy trzymanym drążku, b) drążek puszczonej, oś obrotu przed a.c. usterzenia, c) drążek puszczonej, oś obrotu za a.c. usterzenia



### 3. Oznaczenia

( $x l_a$  ma znak ujemny)

datnie, mianownik wyrażenia (2) zdąży do zera, gdy:

$$x_H \rightarrow x_{H_{gran}} = -\frac{kc_3}{a_2}$$

Rosnącemu  $x_H$  (tj. przesuwaniu osi obrotu do tyłu) odpowiada więc naprzód rosnąca wartość bezwzględna

stosunku  $\frac{\beta_H}{a_H}$ , a po przekroczeniu  $x_{H_{gran}}$  usterzenie z drążkiem puszczonej staje się niestateczne. Granicznemu położeniu osi obrotu odpowiada również nieskończenie wielka skuteczność usterzenia z puszczonej drążkiem, co w praktyce sprowadza się do samoczynnego pełnego wychylenia usterzenia aż do oporu.

Jak wynika z rozważań, usterzenie płytowe z klapką dociążającą wykazuje w porównaniu z usterzeniem konwencjonalnym większą skuteczność sterowania określoną wielkością pochodnej  $a_2$  oraz stwarza możliwość doboru dowolnej skuteczności przeciwdziałania zakłóceniom kąta natarcia przy puszczonej drążku określonej wielkością:

$$\frac{P_{zH2}}{P_{zH1}} = 1 + \frac{a_2}{a_1} \frac{\beta_H}{a_H}$$

która dla usterzenia konwencjonalnego wyraża się zależnością:

$$\frac{P_{zH2}}{P_{zH1}} = 1 - \frac{a_2}{a_1} \frac{b_1}{b_2}$$

Należy zwrócić uwagę na fakt, że w przypadku gdy oś obrotu usterzenia płytowego leży między jego ogniskiem aerodynamicznym a położeniem granicznym, stateczność samolotu z drążkiem puszczonej jest większa niż z drążkiem trzymanym, ponieważ:

$$1 + \frac{a_2}{a_1} \frac{\beta_H}{a_H} > 1$$

czego nie uzyskuje się przy usterzeniu konwencjonalnym (o nieprzekompensowanym aerodynamicznie sterze), dla którego z reguły:

$$1 - \frac{a_2}{a_1} \frac{b_1}{b_2} < 1$$

### Charakterystyki sił na drążku

Przy zastosowaniu oznaczeń pokazanych na rysunku 3 przybliżone zależności na gradient siły na drążku względem prędkości lotu  $\frac{dP_e}{dV}$  oraz na zapas stateczności samolotu z drążkiem puszczonej  $h'_n$  dla usterzenia płytowego są następujące [3]:

$$\frac{dP_e}{dV} \approx 2m_e \frac{Ql_a l_H}{L_H} \frac{V}{V_0^2} \cdot \frac{a_2 x_H + kc_3}{a_2} h'_n \quad (5)$$

$$h'_n \approx x + (h_n - x) \frac{kc_3}{a_2 x_H + kc_3} \quad (6)$$

przy czym  $V_0$  jest prędkością wyważenia, tj. prędkością, dla której  $P_e = 0$ .

Ponieważ dodatni zwrot siły  $P_e$  odpowiada odpychaniu drążka, znak przekładni  $m_e$  jest ujemny.

Porównanie zależności (6) i (4) wyjaśnia przybliżony charakter zależności (6), w której przyjęto liniowy wpływ skuteczności usterzenia z puszczonej drążkiem na wielkość  $h'_n - x$ . Przybliżony i ścisły przebieg krzywych  $h'_n = f(x_H)$  dla dwu położenia środka ciężkości  $x$  pokazano na rysunku 4.

Ciekawe jest porównanie zależności (5) i (6) z odpowiednimi zależnościami dla usterzenia konwencjonalnego, dla którego przyjmują one postać:

$$\frac{dP_e}{dV} \approx 2m_e \frac{Ql_a l_H}{L_H} \frac{V}{V_0^2} \frac{b_2}{a_2} h'_n \quad (7)$$

$$h'_n \approx x + (h_n - x) \left( 1 - \frac{a_2}{a_1} \frac{b_1}{b_2} \right) \quad (8)$$

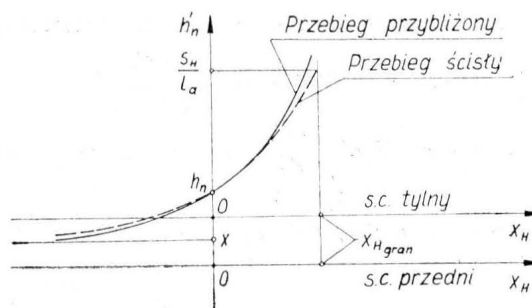
Zauważmy, że dla usterzenia płytowego:

$$b_2 = a_2 x_H + kc_3$$

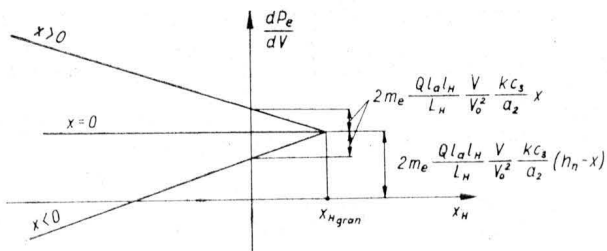
więc zależności (5) i (7) są analogiczne, a wielkości gradientów  $\frac{dP_e}{dV}$  różnią się dla obu usterzeń tylko wskutek różnic w wielkości zapasu stateczności  $h'_n$ . Ponieważ zależności (6) i (8) można napisać w postaci:

$$h'_n \approx x + (h_n - x) \frac{P_{zH2}}{P_{zH1}}$$

więc zgodnie z wnioskami sprecyzowanymi w poprzednim rozdziale:



4. Charakter zależności  $h'_n = f(x_H)$



5. Charakter zależności gradientu siły  $\frac{dP_e}{dV}$  od położenia osi obrotu usterzenia  
 U w a g a. Na rysunku zamiast  $h_n$  powinno być  $h'_n$ .

dla usterzenia konwencjonalnego  $h'_n < h_n$   
 dla usterzenia płytowego wartość  $h'_n$  może być w zależności od znaku  $x_H$  zarówno mniejsza, jak i większa od  $h_n$ .

Z zależności (5) i (6) wynika, że znak i wielkość gradientu  $\frac{dP_e}{dV}$  są zależne od wartości iloczynu:

$$\frac{a_2 x_H + kc_3}{a_2} \left[ x + (h_n - x) \frac{kc_3}{a_2 x_H + kc_3} \right] =$$

$$= x x_H + \frac{kc_3}{a_2} h_n = f(x_H)$$

Warunkiem prawidłowego (dodatniego) gradientu  $\frac{dP_e}{dV}$  jest:

$$f(x_H) < 0 \text{ czyli } x x_H < -h_n \frac{kc_3}{a_2}$$

O wpływie położenia osi obrotu usterzenia na wielkość gradientu  $\frac{dP_e}{dV}$  decyduje znak pochodnej  $\frac{df(x_H)}{dx_H}$ . Ponieważ

$$f'(x_H) = x$$

więc

dla  $x > 0$  (środek ciężkości samolotu przed środkiem aerodynamicznym układu skrzydło—kadłub) znak pochodnej jest dodatni, a więc rosnącemu  $x_H$  (przesuwaniu osi obrotu usterzenia do tyłu) towarzyszy rosnąca (ale ujemna) wartość funkcji  $f(x_H)$  i malejący gradient  $\frac{dP_e}{dV}$ ,

dla  $x < 0$  przesuwanie osi obrotu usterzenia do tyłu powoduje wzrost gradientu  $\frac{dP_e}{dV}$ ,

dla  $x = 0$  gradient  $\frac{dP_e}{dV}$  nie zależy od położenia osi obrotu usterzenia.

Wartość funkcji  $f(x_H)$  dla granicznego położenia osi obrotu:

$$f(x_{H_{gran}}) = (h_n - x) \frac{kc_3}{a_2}$$

ma wartość niezależną od położenia środka ciężkości samolotu, ponieważ wyrażenie w nawiasie jest odległością punktu neutralnego samolotu od środka aerodynamicznego układu skrzydło—kadłub mierzoną w cięciwach  $l_a$  (rys. 3). Na rysunku 5 pokazano

charakter zależności  $\frac{dP_e}{dV}(x_H)$  dla trzech położów środka ciężkości samolotu.

Z zależności (5) i (7) wynika, że niezależnie od rodzaju usterzenia gradient siły  $\frac{dP_e}{dV}$  dla prędkości  $V = V_0$  jest dla danego samolotu odwrotnie proporcjonalny do  $V_0$ , tj.:

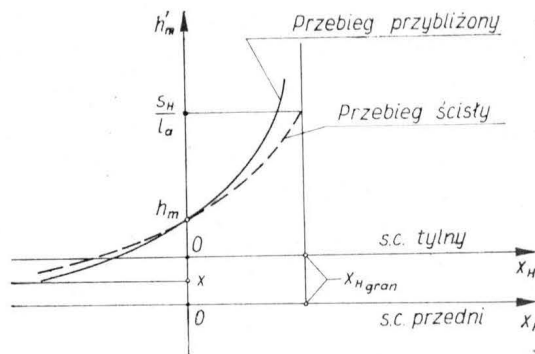
$$\left( \frac{dP_e}{dV} \right)_{V=V_0} = \frac{\text{const}}{V_0}$$

W locie z prędkością wyważenia  $V_0$  niewielką zmianę prędkości  $\Delta V$  można więc uzyskać przez przyłożenie siły:

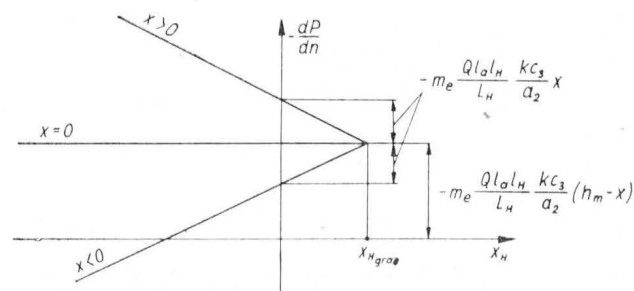
$$P_e = \Delta V \cdot \left( \frac{dP_e}{dV} \right)_{V=V_0} = \Delta V \cdot \frac{\text{const}}{V_0}$$

Z powyższego wynika, że dla danego samolotu i małych przyrostów  $\Delta V$  wielkość siły  $P_e$  zależy

tylko od stosunku  $\frac{\Delta V}{V_0}$  i dlatego często stosuje się kryterium siły na drążku potrzebnej do zmiany prędkości wyważenia o 10%. Siłę tę oblicza się dla samo-



6. Charakter zależności  $h'_m = f(x_H)$



7. Charakter zależności gradientu  $\frac{dP_e}{dV}$  od położenia osi obrotu usterzenia

U w a g a. Na rysunku zamiast  $h_m$  powinno być  $h'_m$ .

lotu z usterzeniem płytowym wykorzystując zależność (5):

$$(P_e)_{V=0,1 V_0} = 0,1 V_0 \left( \frac{dP_e}{dV} \right)_{V=V_0} = 0,2 m_e \frac{Q l_a l_H}{L_H} \times \frac{a_2 x_H + kc_3}{a_2} h'_n \quad (9)$$

Przybliżone zależności na gradient siły na drążku względem przyspieszenia (przeciążenia)  $\frac{dP_e}{dn}$  oraz na zapas sterowności samolotu z drążkiem puszczoneym  $h'_m$  dla usterzenia płytowego są następujące [3]:

$$\frac{dP_e}{dn} \approx -m_e \frac{Q l_a l_H}{L_H} \cdot \left( \frac{a_2 x_H + kc_3}{a_2} \right) h'_n \quad (10)$$

$$h'_m \approx x + (h_m - x) \frac{kc_3}{a_2 x_H + kc_3} \quad (11)$$

Przybliżony i ścisły przebieg krzywych  $h'_m = f(x_H)$  dla dwu położenia środka ciężkości  $x$  pokazano na rysunku 6. Zależności zapasu sterowności samolotu z drążkiem puszczoneym oraz gradientu  $\frac{dP_e}{dn}$  od  $x_H$ ,  $x$  i  $h'_n$  wykazują taki sam charakter jak poprzednio rozpatrywane zależności dotyczące  $h'_n$  i  $\frac{dP_e}{dV}$ . Dodatnim wartościom  $x_H$  odpowiadają także większe zapasy sterowności samolotu z drążkiem puszczoneym niż z drążkiem trzymanym, a warunkiem prawidłowego (ujemnego) gradientu  $\frac{dP_e}{dn}$  jest spełnienie nierówności:

$$x x_H < -h_m \frac{kc_3}{a_2}$$

Na rysunku 7 pokazano charakter zależności  $\frac{dP_e}{dn} = f(x_H)$  dla trzech położenia środka ciężkości samolotu.

#### Własności dynamiczne

Charakterystykę dynamiczną izolowanego usterzenia płytowego o jednym stopniu swobody, z pominięciem tłumienia, przedstawia równanie różniczkowe:

$$I_H \beta_H'' = \frac{1}{2} \rho V^2 S_H l_H (a_2 x_H + kc_3) \beta_H \quad (12)$$

Bezwymiarowa częstość drgań nietłumionych wynosi:

$$\bar{\omega}_n = \frac{\omega_n l_a}{2V} = \sqrt{\frac{a_2 x_H + kc_3}{i_H}} \quad (13)$$

gdzie:

$$i_H = \frac{8 I_H}{\rho S_H l_H^3 a}$$

Z zależności (13) wynika, że gdy  $x_H$  rośnie i zdąży do:

$$x_{H_{gran}} = -\frac{kc_3}{a_2}$$

częstość drgań maleje, a po przekroczeniu położenia granicznego usterzenie jest aperiodycznie niestateczne.

Wprowadzenie drugiego stopnia swobody układu w postaci skończonej sztywności napędu klapki dociążającej powoduje, że układ wytracony z położenia równowagi wykonuje ruch drgający będący wypadkową dwóch ruchów harmonicznym, a podstawowy warunek stateczności dotyczy położenia osi obrotu usterzenia przed nowym położeniem granicznym, przesuniętym w stosunku do  $x_{H_{gran}}$  dla napędu sztywnego do przodu. To przesunięcie zmniejszające zakres statecznych położenia osi obrotu jest funkcją bezwymiarowej sztywności napędu klapki dociążającej:

$$\bar{x} = \frac{x}{\frac{1}{2} \rho V^2 S_k l_k}$$

$l_k$  — cięciwa klapki

$S_k$  — powierzchnia klapki

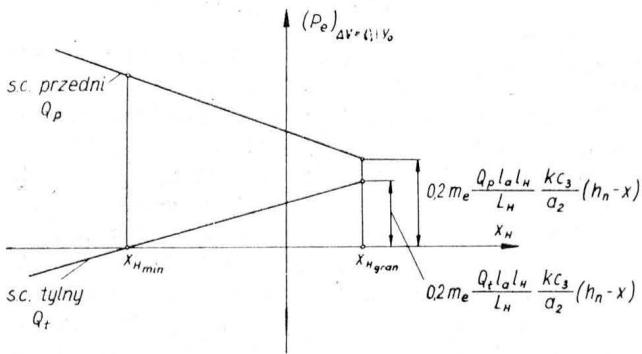
tj. zmniejszeniu  $\bar{x}$  towarzyszy przesuwanie się granicznego położenia osi obrotu do przodu.

Powyższe uwagi dotyczyły własności usterzenia izolowanego. Rozpatrując układ samolot—usterzenie płytowe z puszczoneym drążkiem można skoncentrować się na sprzężeniu oscylacji usterzenia z krótkookresowym ruchem samolotu pomijając długookresową zmianę prędkości lotu. Dla samolotu o trzech stopniach swobody — przemieszczenie pionowe, obrót dookoła osi poprzecznej i obrót usterzenia przy puszczoneym drążku — opisanego w sposób uproszczony układem trzech liniowych równań różniczkowych — jednym z warunków stateczności jest położenie osi obrotu usterzenia przed położeniem granicznym, które również jest przesunięte do przodu względem położenia granicznego dla usterzenia izolowanego. Uwzględnianie dalszego stopnia swobody w postaci skończonej sztywności napędu klapki dociążającej oraz nieliniowości charakterystyki aerodynamicznej usterzenia w zakresie małych kątów  $\beta_H$  i  $\beta_K$  również przesuwa do przodu graniczne położenie osi obrotu usterzenia. Niestety wielkości tego przesunięcia nie można oszacować za pomocą uproszczonych zależności analitycznych, a sprawdzenie czy przyjęte w projekcie położenie osi obrotu  $x_H$  jest

wystarczająco mniejsze od  $x_{H_{gran}} = -\frac{kc_3}{a_2}$  wymaga

przeprowadzenia cyklu obliczeń na maszynie cyfrowej lub analogowej. Metodę i przykłady analizy dynamiki samolotu z puszczoneym drążkiem za pomocą maszyny analogowej podaje [3].

Z niestatecznością samolotu z drążkiem puszczoneym spowodowaną nieprawidłowym położeniem osi obrotu usterzenia łączy się niekiedy występowanie zjawiska oscylacji o częstości rzędu 0,5—1,0 Hz, które są bardzo trudne do wytłumienia przez pilota. Oscylacje te, określane w literaturze anglosaskiej skrótowo PIO (*pilot induced oscillations*), występują po przekroczeniu pewnej krytycznej prędkości lotu, a właściwą reakcją pilota powinno być wówczas za-blokowanie drążka i następnie zmniejszenie pręd-



8. Wykres pomocniczy do doboru położenia osi obrotu usterzenia

kości. Z punktu widzenia konstrukcyjnego najłatwiejszą metodą likwidacji PIO jest odpowiednie przesunięcie osi obrotu usterzenia do przodu.

**Dobór parametrów aerodynamicznych usterzenia płytowego**

Parametry aerodynamiczne usterzenia wysokości powinny być dobrane przede wszystkim pod kątem widzenia następujących własności samolotu:

- wystarczającego zapasu stateczności z drążkiem trzymanym i właściwej skuteczności steru
- właściwego gradientu sił na drążku względem ustalonej prędkości lotu
- właściwego gradientu sił na drążku względem przyspieszenia normalnego (przeciążenia).

Charakterystyki stateczności i sterowności samolotu są precyzowane ilościowo w warunkach technicznych w postaci odpowiednich wymagań dotyczących zazwyczaj szerszego zakresu własności pilotażowych, ale wyszczególnione powyżej można traktować jako podstawowe. Trudność doboru parametrów usterzenia wynika z konieczności spełnienia tych wymagań dla wszystkich konfiguracji ciężarowych i aerodynamicznych samolotu w całym zakresie mocy silników. Ze względów omówionych w poprzednim rozdziale usterzenie płytowe może spełnić trudniejsze wymagania niż usterzenie konwencjonalne.

**Zapas stateczności z drążkiem trzymanym oraz skuteczność steru**

Dobór parametrów usterzenia płytowego nie różni się w tym względzie od doboru parametrów usterzenia konwencjonalnego. Wymaganie minimalnego zapasu stateczności z drążkiem trzymanym dotyczy przypadku lotu z małą prędkością i maksymalną mocą silników przy tylnym położeniu środka ciężkości. To wymaganie decyduje o położeniu punktu neutralnego samolotu z drążkiem trzymanym, tj. o minimalnej wielkości wyrażenia:

$$\frac{S_H L_H}{S l_a} \frac{a_1}{a} \left(1 - \frac{d\varepsilon}{da}\right) \eta_H$$

Jednocześnie konieczne jest zapewnienie możliwości prawidłowego lądowania samolotu w konfiguracji, przy której występuje największy zapas stateczności,

tj. w locie ślizgowym przy przednim położeniu środka ciężkości, co niekiedy jest trudne do zrealizowania przy usterzeniu konwencjonalnym ze względu na zbyt małą skuteczność steru. W takim przypadku zastosowanie usterzenia płytowego o bardzo dużej skuteczności:

$$a_2 = a_1 + k \frac{dC_{zH}}{d\beta_K}$$

może być najlepszym rozwiązaniem.

**Gradient siły na drążku względem ustalonej prędkości lotu**

W zależnościach (5) i (7) wpływ usterzenia na wielkość gradientu siły na drążku ujawnia się w postaci pochodnych  $a_2$  i  $b_2$  oraz zapasu stateczności z drążkiem puszczoneym  $h'_n$ . Dla usterzenia konwencjonalnego  $h'_n < h_n$ , a więc samolot z drążkiem trzymanym nie tylko musi być stateczny w każdej konfiguracji, lecz jego zapas stateczności powinien być dostatecznie duży, aby zabezpieczyć dla każdej konfiguracji pozytywny zapas stateczności z drążkiem puszczoneym. Często właśnie to wymaganie decyduje o wielkości usterzenia.

W przypadku usterzenia płytowego istnieje możliwość takiego doboru położenia jego osi obrotu, aby  $h'_n \geq h_n$ , a wówczas pozytywny zapas stateczności z drążkiem trzymanym zapewnia jednocześnie prawidłowy znak gradientu siły na drążku. Ze względów omówionych poprzednio nie należy jednak zbyt pochopnie korzystać z możliwości zwiększania  $h'_n$ , lecz zaleca się przyjmować  $-0,05 \leq x_H \leq 0$ , co wystarczy do zabezpieczenia dodatniej wartości  $h'_n$  i często umożliwia zmniejszenie powierzchni usterzenia w porównaniu z usterzeniem konwencjonalnym. Należy również zwrócić uwagę na jeszcze jedną korzystną cechę usterzenia płytowego, a mianowicie długi zakres liniowości przebiegu momentu zawiasowego w funkcji kąta natarcia (a więc i kąta wychylenia).

Przy projektowaniu usterzenia płytowego wygodnie jest korzystać z rysunku 5 oraz zależności (9). Po dobraniu obrysu usterzenia z warunku stateczności statycznej następuje w ramach pierwszego przybliżenia dobór parametrów klapki dociążającej i jej przełożenia  $k$ . Dla przyjętego usterzenia obliczamy  $x_{H gran}$ , a następnie dla skrajnych położenia środka ciężkości  $x$  i odpowiadających im ciężarów  $Q$  wykreślamy liniowe zależności siły na drążku potrzebnej do zmiany prędkości wyważania o 10% w funkcji  $x_H$  (rys. 8). Dobór położenia osi obrotu jest ograniczony nierównościami  $x_{Hmin} < x_H < h x_{H gran}$ .

Podany wykres dotyczy oczywiście jednej konfiguracji aerodynamicznej i mocy samolotu i należy go powtórzyć dla innych konfiguracji. Np. zmiana mocy silnika powoduje zarówno przesunięcie środka aerodynamicznego układu skrzydło—kadłub, a więc zmianę odległości  $x$ , jak i zmianę zapasu stateczności  $h_n$ . Przy analizie i wyborze wielkości  $x_H$  uwiadcza się wyraźnie fakt, że przesuwaniu osi obrotu do tyłu towarzyszy mniejsza zależność siły  $(P_e)_{\Delta V=0,1V_0}$  od zmiany położenia środka ciężkości, a więc dla samolotu o dużej wędrowce środka ciężkości celowe jest stosowanie bardziej tylnego położenia osi obrotu niż w przypadku samolotu o mniejszym zakresie wyważań.



Porównanie otrzymanych dla różnych wartości  $x_H$  gradientów sił z wymaganiami zawartymi w warunkach technicznych określa kierunek zmian poszczególnych parametrów usterzenia (drugie przybliżenie). Jeżeli obrys usterzenia i położenie jego osi obrotu zostaną ustalone, zmianie mogą podlegać parametry klapki i przełożenie  $k$ , przy czym zwiększeniu skuteczności klapki, tj. bezwzględnej wartości iloczynu  $kc_3$ , towarzyszy wzrost gradientu siły na drążku.

Dodatkową możliwość zmiany gradientu siły daje wprowadzenie do układu sterowania sprężyny, której oddziaływanie nie jest związane z rodzajem usterzenia, lecz zależy od jej charakterystyki sprężystej  $P = f(\Delta x)$  i charakterystyk sterowności samolotu  $\beta_H = f(V, n)$ .

Opisane postępowanie może być przydatne nawet dla konstruktora dysponującego maszyną cyfrową z odpowiednim programem opartym na algorytmach (5) i (6), ponieważ umożliwi szybko wyeliminować zakres parametrów nie rokujących pozytywnego wyniku, np. dających niewłaściwy znak gradientu  $\frac{dP_e}{dV}$ .

#### Gradient siły na drążku względem przeciążenia

Z porównania zależności (5) i (10) wynika, że:

$$\left(\frac{dP_e}{dn}\right) : \left(\frac{dP_e}{dV}\right)_{V=V_0} = -\frac{1}{2V_0} \frac{h'_m}{h'_n}$$

Przyjmując orientacyjnie, że:

$$h'_m = h'_n + 0,06$$

otrzymuje się:

$$\left(\frac{dP_e}{dn}\right) : \left(\frac{dP_e}{dV}\right) = -\frac{1}{2V_0} \left(1 + \frac{0,06}{h'_n}\right) \quad (14)$$

Jak wynika z zależności (14), wartość stosunku obu gradientów sił różnie dla tylnych położenia środka ciężkości. Należy również zwrócić uwagę na fakt, że gradient siły względem przeciążenia jest mniej czuły na wędrowkę środka ciężkości, ponieważ skrajnym położeniem środka ciężkości odpowiada mniejsza względna zmiana  $h'_m$  niż  $h'_n$ .

W przypadku gdy gradienty sił względem przeciążenia nie odpowiadają wymaganiom, a parametry usterzenia zostały dobrane pod kątem widzenia spełnienia pozostałych wymagań zawartych w warunkach technicznych, konstruktor może zastosować dodatkowe masy w układzie sterowania, których działanie nie zależy od rodzaju usterzenia.

#### Uwaga

Wyprowadzone zależności i wnioski opierały się na założeniu liniowych przebiegów sił i momentów aerodynamicznych w funkcji kątów natarcia i wychyleń. Dla wstępnej oceny i doboru parametrów usterzenia płytowego założenie to jest wystarczająco dokładne. Powoduje ono natomiast znacznie większy błąd w obliczeniu zapasu stateczności  $h_n$  i sterowności  $h_m$ , zwłaszcza w zakresie dużych kątów natarcia oraz w ocenie wpływu pracującego śmigła i urządzeń hipernicznych; obliczenia te powinny więc opierać się na wynikach badań tunelowych.

#### LITERATURA

1. Irving F. G.: *All moving tailplanes*, „Aero-Revue” 1963 nr 7.
2. Irving F. G.: *An introduction to the longitudinal static stability of low-speed aircraft*, „Pergamon Press” 1966.
3. Sandauer J.: *Charakterystyki statyczne i dynamiczne szybowca z płytowym usterzeniem wysokości*, „Prace Instytutu Lotnictwa” 1971 nr 47.

## Dokończenie ze str. 16

### EKSPLOATACJA SAMOLOTÓW...

#### Wnioski końcowe

Na podstawie przeprowadzonych prób i eksploatacji obserwowanej można sformułować następujące wnioski:

- filtry przeciwpylowe na wlocie do gaźnika na odpowietrznikach silnika i nadmuchu prądnicy dobrze zdają egzamin, wpływając na poprawę pracy silnika oraz agregatów i są niezbędne w wyposażeniu w warunkach klimatu tropikalno-pustynnego

- stosowana woda chłodząca (350 h) w układzie zasilania silnika nie wpływa ujemnie na stan silnika i świec zapłonowych

- przy zastosowaniu wtrysku wody następuje spadek mocy silnika, co charakteryzuje się zmianą prędkości (rys. 9); wielkości spadków powiększają się ze wzrostem wtryskiwanej wody; na mocach pełnych przy użyciu wody spadek jest minimalny,

co charakteryzuje się brakiem spadku (dysza  $\phi$  0,8 i 1,0 mm) lub niewielką zmianą prędkości (dysze  $\phi$  1,2—1 km/h; dysza  $\phi$  1,35—3 km/h), natomiast na mocach dławionych spadek jest tym większy, im większa jest zastosowana dysza

- przy zastosowaniu wtrysku wody występuje spadek temperatury głowic tym większy, im większa jest dysza

- stan silnika AI-14RA po przepracowaniu 800 h w warunkach tropikalno-pustynnych bardzo dobry; w związku z tym po przeprowadzeniu szczegółowej weryfikacji silnika w WSK-Kalisz przeprowadzono próby stoiskowe przy użyciu oleju Aeroshell 100 W i przedłużono okres międzyremontowy silnika do 1000 h (dla MS-20 — 800 h)

- stan samolotów dobry, usterki zostały przedstawione wytwórcy w celu ich usunięcia.

## MADAP - zautomatyzowany system przetwarzania i zobrazowywania danych w Maastricht

Plan operacyjny Centrum Kontroli Górnej Przestrzeni Powietrznej — UAC Maastricht opisany został szczegółowo w TLiA 1973 nr 12.

Wynika z niego, jak konsekwentnie, etapami rozwiązywano zagadnienie sprostania aktualnym i przyszłościowym wymogom ruchu lotniczego nad górną przestrzenią powietrzną Beneluksu i północnej części NRF. Prace studialne rozpoczęto niemal z chwilą powstania organizacji EUROCONTROL, tzn. od roku 1960 i prowadzono je początkowo w Eksperymentalnym Centrum FAA (*Federal Aviation Administration*) w Atlanta City (USA), a następnie w ośrodku własnym — Brétigny pod Paryżem.

W roku 1968 zawarto kontrakt na dostawę i zainstalowanie Zautomatyzowanego Systemu Przetwarzania i Zobrazowywania Danych dla Centrum w Maastricht, który do służby operacyjnej wszedł na przełomie lat 1972/73.

### Podstawowe zadania systemu

MADAP wykonuje następujące zadania:

- przetwarzanie danych o planach lotu otrzymywanych z sąsiednich ośrodków kontroli ruchu lotniczego względnie z pokładu samolotów przez system łączności fonicznej samolot-ziemia
- przetwarzanie informacji z wielu odległych urządzeń radarowych pierwotnych i wtórnych
- korelowanie, przechowywanie, uaktualnianie, selekcja informacji i ich dostarczanie do licznych stanowisk operacyjnych na żądanie.

Zadania te wykonuje osiem komputerów, które obsługują przeszło 80 stanowisk operacyjnych i szkoleniowych przy blisko 140 wskaźnikach. Pojemność systemu wyraża się 200 aktywnymi planami lotu i 250 równoczesnymi śledzeniami.

Niezawodność systemu jest bardzo wysoka. Konstrukcja wyklucza możliwość zupełnej niezdolności do pracy i umożliwia rozbudowę systemu w przyszłości.

### Układ systemu MADAP

Schemat blokowy systemu przedstawiony na rysunku opracowano za pomocą komputera i urządzeń symulacyjnych zainstalowanych w Eksperymentalnym Centrum Eurocontrol w Brétigny.

W skład systemu wchodzi cztery główne podsystemy:

- podsystem zewnętrznych urządzeń interface, który umożliwia połączenie ze zdalnymi źródłami danych, jak sąsiednie ośrodki kontroli ruchu lotniczego (OKRL), odległe urządzenia radarowe

W artykule przedstawiono koncepcję 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.

- podsystem głównego zespołu komputerowego, który przetwarza dane planu lotów i informacje radarowe

● podsystem peryferyjnego zespołu komputerowego, który przetwarza informacje pochodzące od kontrolera i dane zewnętrzne do użytku jednostek zobrazowywania

- podsystem wejść operatorskich i zobrazowywania którego zadania są oczywiste z samej nazwy.

System jest zdolny do pracy w dwu stanach określanych jako normalny i zagrożenia; w obydwu przypadkach zarówno układ sprzętu, jak i oprogramowanie są różne.

Stan zagrożenia wystąpić może, co jest teoretycznie prawdopodobne, przy uszkodzeniu obydwóch komputerów głównych; układ sprzętu opierałby się wtedy wyłącznie na komputerach peryferyjnych, oprogramowanie jest odpowiednio uproszczone, a funkcje operacyjne zredukowane na dany okres do poziomu, który zapewniałby niezbędne minimum operacyjne.

### Podsystem zewnętrznych urządzeń interface

Zewnętrzne urządzenia interface umożliwiają połączenie urządzenia MADAP zlokalizowanego w budynku UAC Maastricht przez naziemne linie z różnymi ośrodkami i stacjami w celu wzajemnego przekazywania danych i informacji.

Główne kierunki przekazywania to:

- Wojskowe OKRL — przekazywanie planów lotu i informacji radarowych z Centrum do tych ośrodków

● stacje meteorologiczne (MET) — przekazywanie danych do Centrum

● urządzenia radarowe — przekazywanie informacji do Centrum z radarów pierwotnych lub/oraz wtórnych.

Duża elastyczność przekazywania zapewniona jest dzięki:

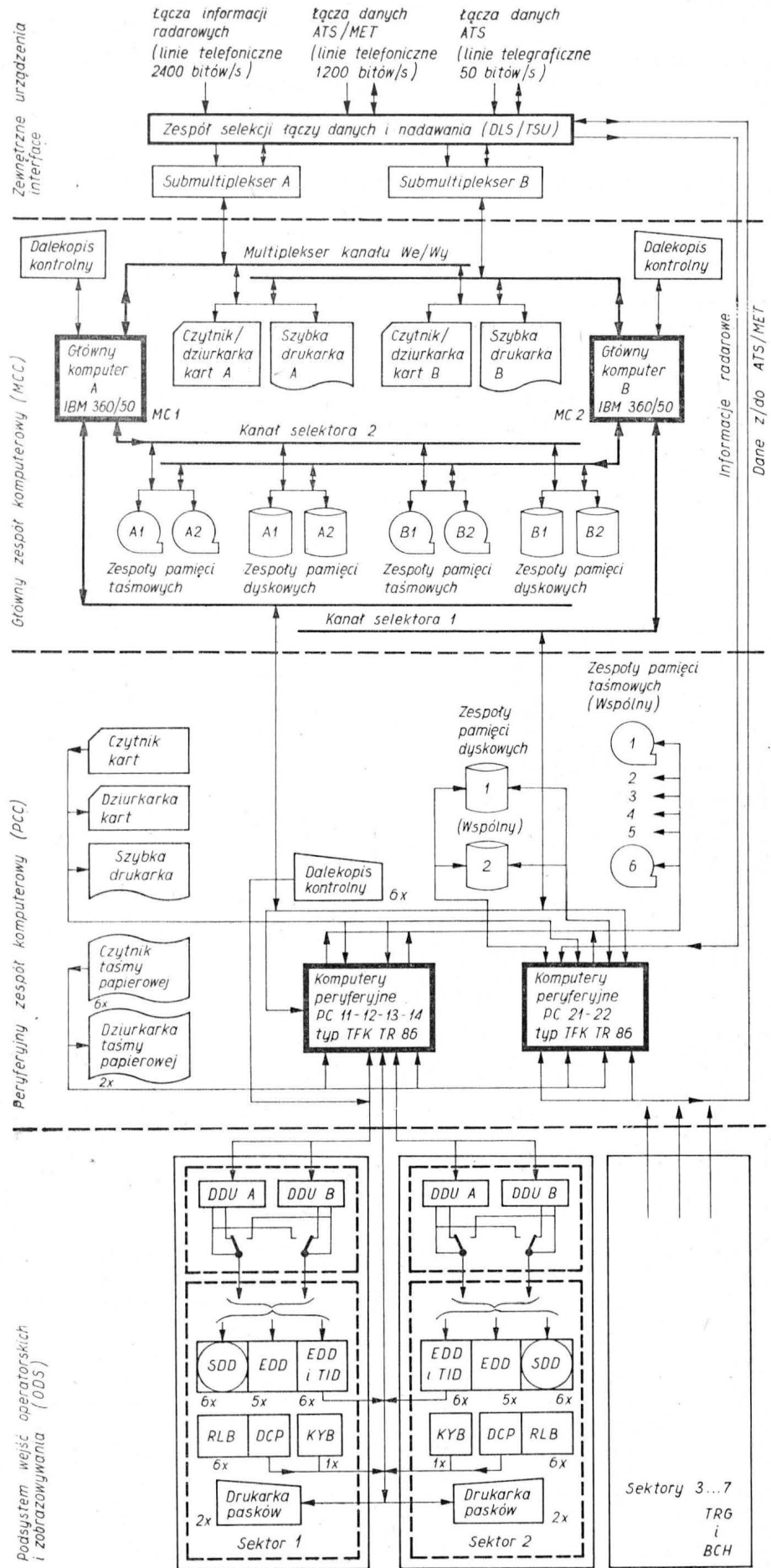
● 6 dwuplexowym łączom telegraficznym (50 bitów/s) — do łączności z OKRL

● 6 dwuplexowym łączom telefonicznym średniej szybkości (1200 bitów/s) do łączności z cywilnymi i wojskowymi OKRL i stacjami MET

● 18 łączom telefonicznym o szybkości 2400 bitów/s do łączności z 6 urządzeniami radarowymi (trzy łącza na jedno urządzenie).

Podsystem zewnętrznych urządzeń interface zaprojektowany jest z uwzględnieniem możliwości dalszej rozbudowy.

Niezbędna wysoka niezawodność systemu wymaga równoległego przyłączenia wszystkich napływa-



Uwaga: Na schemacie nie pokazano urządzeń dla kierownika nadzoru, stanowisk meteo i sekcji danych lotu, jak również stanowiska kontroli technicznej.

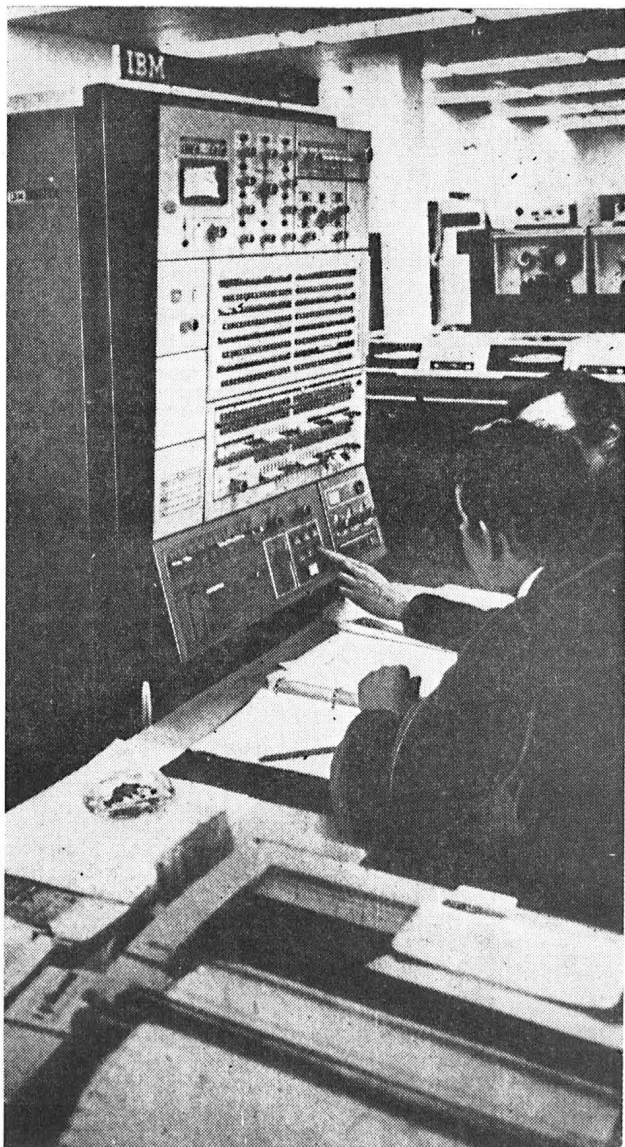
1. Schemat blokowy systemu MADAP

jących danych i informacji do obydwu komputerów głównych (na schemacie MC1 i MC2) oraz peryferyjnych PC21 i PC22. Realizuje to zespół podsystemu zwany rozdzielaczem łączy danych (DLS). Dane i informacje wychodzące z komputerów przekazywane są na zewnątrz przez zespół selektora transmisji (TSU).

Przekazywanie w fazie początkowej zrealizowano na łączach stałych; po uruchomieniu w Centrali nowego systemu telefonicznego wykorzystywać się będzie sieci komutowane.

Do omawianego podsystemu należą jeszcze submultiplekser A i B dla komputerów głównych. Ich funkcje to:

- sekwencyjne przesyłanie do komputerów głównych danych przyjmowanych równocześnie lub sporadycznie, synchronicznie lub nie
- przetwarzanie przekazywania szeregowego na równoległe (do komputerów), i odwrotnie (do łączy zewnętrznych)
- sprawdzanie parzystości i sygnalizacja do komputerów głównych błędów parzystości.



2. Testowanie pierwszych programów na komputerze głównym

Podobne funkcje realizują zespoły przekazywania danych umieszczone przy komputerach peryferyjnych PC21 i PC22.

### Główny zespół komputerowy (MCC)

Zadania głównego zespołu komputerowego są następujące:

- przetwarzanie planów lotu
  - ciągłe przetwarzanie informacji radarowych oraz śledzenie
  - korelowanie informacji radarowych z planami lotu
  - uaktualnianie danych o planach lotu
  - dostarczanie informacji do komputerów peryferyjnych do dalszego przetwarzania i zobrazowywania.
- Zadania te wykonuje jeden komputer IBM 360/50 (MC1) łącznie z wyposażeniem peryferyjnym.

Jednostka centralna wyposażona jest w 512 kbajtową pamięć ferrytową o 2  $\mu$ sek czasie dostępu; jest ona podstawowym magazynem programu nadzorczego, programów użytkownika oraz danych.

Zespół pamięci zewnętrznych dla komputerów głównych stanowią cztery pamięci taśmowe i cztery dyskowe (rys. 3).

Szybkość pobierania danych z pamięci taśmowych — 60 000 bajtów/s. Pamięci dyskowe pracują z szybkością 156 000 bajtów/s. Na jednym dysku można zapisać 7,25 mln bajtów. Zespół sterowania pamięciami podłączany jest do danego komputera głównego przez bardzo rozbudowany kanał selektora. Może on wprowadzać lub pobierać dane z szybkością 800 000 bajtów/s.

Komputer główny realizuje wymienione zadania uzyskując zasadnicze dane przez submultiplekser. Informacje o planach lotu, które nie mogą być wymieniane pomiędzy zewnętrznymi OKRL a MADAP automatycznie wprowadzane są ręcznie przez wejście operatora i podsystem zobrazowywania (ODS na schemacie) w sekcji planów lotu (FDS).

Inny sprzęt peryferyjny, który jest przyłączany do jednostki centralnej przez kanał multipleksera to: dalekopis, czytnik/dziurkarka kart, szybka drukarka. Kanał multipleksera umożliwia równoległą pracę peryferii wolnych pracującą metodą „wklejania bajtów”, może też pracować sekwencyjnie. Maksymalna szybkość przenoszenia danych przez kanał multipleksera wynosi 160 000 bajtów/s.

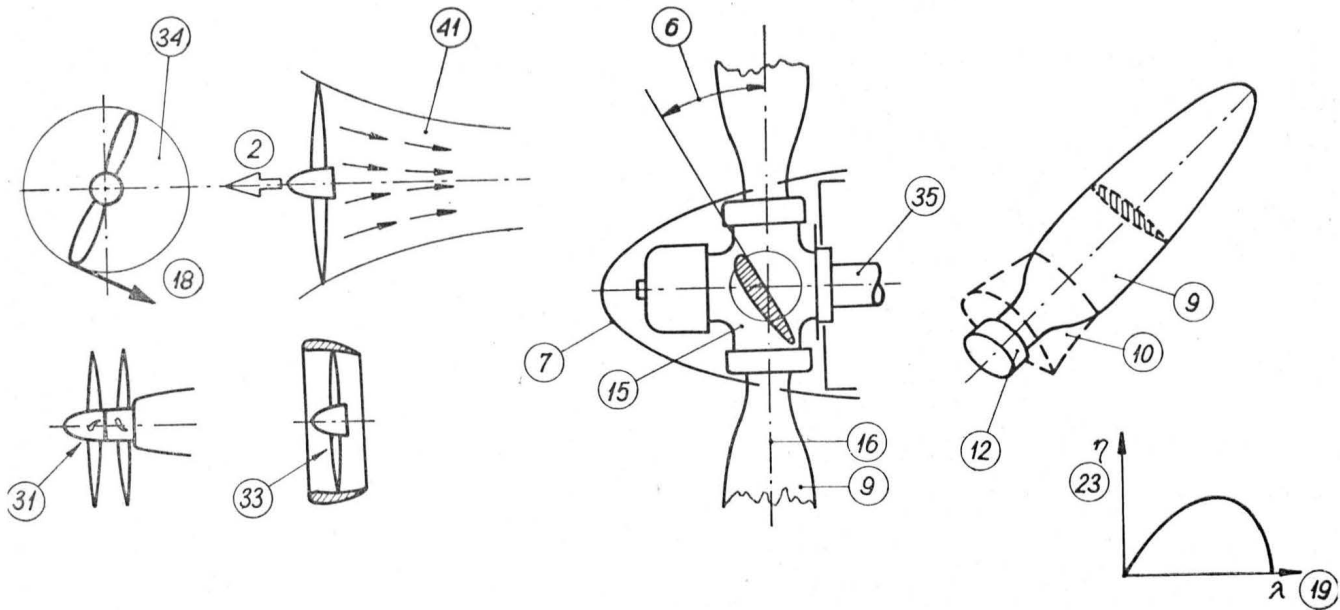
Dane z jednostki centralnej przesyłane są do dalszego przetwarzania i zobrazowywania przez szybki kanał selektora do peryferyjnego zespołu komputerowego (PCC na schemacie).

Kolejność realizacji operacji w jednostce centralnej nadzoruje program nadzorczy, który monitoruje i steruje funkcjami podsystemu, aktualnym zestawem urządzeń niezbędnym do zapewnienia ciągłości działania w przypadku uszkodzeń itd.

Wymagania wysokiej niezawodności systemu narzuciły konieczność zainstalowania drugiego identycznego do MC1 komputera (MC2). Pracuje on w stanie pogotowia przejmując funkcje MC1 z chwila jego uszkodzenia. Poza maszyną do pisania i submultiplekserem komputera głównego wszystkie peryferia mogą współpracować z obydwoma jednostkami centralnymi.

Na podstawie „The Controller” 1971 nr 1—3  
oprac. inż. W. Barski WCT/335/K/74

Dokończenie w następnym numerze



## ŚMIGŁO

- 1 — bicie śmigła
- 2 — ciąg
- 3 — ciąg statyczny
- 4 — ciąg ujemny
- 5 — chorągiewkowanie
- 6 — kąt ustawienia łopaty
- 7 — kołpak
- 8 — końcówka łopaty
- 9 — łopata śmigła
- 10 — mankiet (na łopacie)
- 11 — młynek
- 12 — nasada łopaty
- 13 — odśrodkowy moment skręcający
- 14 — odwracanie ciągu
- 15 — piasta śmigła
- 16 — płaszczyzna obrotu śmigła
- 17 — położenie chorągiewki
- 18 — prędkość obwodowa
- 19 — posuw
- 20 — regulator obrotów
- 21 — skok śmigła
- 22 — skręcenie łopaty
- 23 — sprawność śmigła
- 24 — śmigło ciągnące
- 25 — śmigło dwułopatowe, trójłopatowe
- 26 — śmigło hamujące (rewersyjne)
- 27 — śmigło o zmiennym skoku
- 28 — śmigło o stałych obrotach
- 29 — śmigło pchające
- 30 — śmigło przestawialne
- 31 — śmigło przeciwbieżne
- 32 — śmigło stałe
- 33 — śmigło tunelowe (obudowane)
- 34 — tarcza śmigła
- 35 — wał śmigła
- 36 — wiatrakowanie
- 37 — zakres ujemnego ciągu
- 38 — zakres wiatrakowania
- 39 — współczynnik aktywności
- 40 — obciążenie tarczy śmigła
- 41 — strumień zaśmigłowy
- 42 — śmigło prawe, ś. prawobrotowe
- 43 — śmigło lewe, ś. lewobrotowe

## AIRSCREW (PROPELLER)

- 1 — blade track
- 2 — thrust
- 3 — static thrust
- 4 — negative thrust
- 5 — feathering
- 6 — blade angle setting
- 7 — spinner
- 8 — blade tip
- 9 — propeller blade
- 10 — cuff
- 11 — test club
- 12 — blade root, shank
- 13 — centrifugal twisting moment
- 14 — thrust reversing
- 15 — propeller hub
- 16 — plane of rotation
- 17 — feathered position
- 18 — tip speed
- 19 — advance ratio
- 20 — governor
- 21 — propeller pitch
- 22 — blade twist
- 23 — propeller efficiency
- 24 — tractor propeller
- 25 — two-blade propeller, three-blade p.
- 26 — reversing propeller
- 27 — variable pitch propeller
- 28 — constant speed propeller
- 29 — pusher propeller
- 30 — adjustable propeller
- 31 — dual rotation propeller
- 32 — fixed pitch propeller
- 33 — ducted propeller
- 34 — propeller disk
- 35 — propeller shaft
- 36 — windmilling
- 37 — activity factor (AF)
- 38 — negative thrust setting
- 39 — windmilling setting
- 40 — propeller disk loading
- 41 — propeller stream
- 42 — righthand propeller
- 43 — lefthand propeller

## Воздушный винт DIE LUFTSCHRAUBE

- 1 — биение винта
- 2 — тяга
- 3 — статическая тяга
- 4 — отрицательная тяга
- 5 — флюгирование
- 6 — угол установки лопасти
- 7 — кок, обтекатель втулки
- 8 — конец лопасти
- 9 — лопасть винта
- 10 — манжета, обтекатель коembra лопасти
- 11 — мулнетка
- 12 — комлевая часть лопасти
- 13 — центробежный крутящий момент
- 14 — перевод в тормозное положение
- 15 — втулка винта
- 16 — плоскость вращения
- 17 — флюгерное положение
- 18 — окружная скорость
- 19 — относительная поступь
- 20 — регулятор
- 21 — шаг винта
- 22 — крутка (закрутка) лопасти
- 23 — коэффициент полезного действия (КПД)
- 24 — тянущий винт
- 25 — двухлопастный в., трехлопастный в.
- 26 — тормозный винт
- 27 — винт изменяемого шага (ВИШ)
- 28 — винт постоянных оборотов
- 29 — толкающий винт
- 30 — винт с переставными лопастями
- 31 — соосный винт
- 32 — моноблочный винт, винт фиксированного шага
- 33 — винт в кольце, туннельный винт
- 34 — диск винта
- 35 — вал винта
- 36 — авторотация, самовращение
- 37 — фактор эффективности
- 38 — тормозный режим
- 39 — режим ветрянки
- 40 — загрузка винта
- 41 — струя от винта
- 42 — винт правого вращения
- 43 — винт левого вращения
- 1 — der Schlag
- 2 — der Schub
- 3 — der Standschub
- 4 — der negative Schub
- 5 — die Segelstellung
- 6 — der Blatt-Einstellwinkel
- 7 — die Nabenkappe, die Nabenverkleidung, die Haube
- 8 — die Blattspitze
- 9 — das Blatt, das Schraubblatt
- 10 — die Blattwurzelverkleidung
- 11 — die Luftflügelbremse
- 12 — die Blattwurzel
- 13 — das Zentrifugaldrehmoment
- 14 — die Bremsstellung
- 15 — die Nabe, die Schraubennabe
- 16 — die Drehebene, die Schraubenebene
- 17 — die Segelstellung
- 18 — die Umfangsgeschwindigkeit
- 19 — der Fortschrittsgrad
- 20 — der Drehzahlregler
- 21 — die Steigung
- 22 — die Blattverwindung
- 23 — der Wirkungsgrad
- 24 — die Zugschraube
- 25 — die Zweiblatt/die Dreiblattschraube
- 26 — die Bremsschraube
- 27 — die Verstell-Luftschraube
- 28 — die Verstell-Luftschraube, die Schraube mit der gleichbleibender Drehzahl
- 29 — die Druckschraube
- 30 — die Einstellschraube
- 31 — die Gegenlauf-Luftschraube
- 32 — die feste (starre) Luftschraube
- 33 — die ummantelte Schraube (die Mantelschraube)
- 34 — der Schraubenkreis
- 35 — die Luftschraubenwelle
- 36 — die Windmühle, die Autorotation
- 37 — der Aktivitätskoeffizient
- 38 — die Bremsstellung
- 39 — die Windmühlstellung
- 40 — die Schraubenkreisbelastung
- 41 — der Luftschraubenstrom, der Luftschraubenstrahl
- 42 — die rechtsgängige (rechtsläufige) Schraube
- 43 — die linksgängige (linksläufige) Schraube

WCT/260IK/74

Gajewski T., Lesikiewicz A., Szymanik R.: **Przepliwowe silniki odrzutowe. Podstawy teorii i obliczeń**, Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa 1973, cena 75 zł

Przedmiotem książki jest teoria lotniczych silników przepływowych: jedno- i dwuprzepływowych turbinowych silników odrzutowych, turbinowych silników śmigłowych i śmigłowych oraz silników strumieniowych.

We wstępie książki autorzy zapoznają czytelnika z zadaniami i wymaganiami stawianymi przed silnikami lotniczymi, podziałem silników i zasadami pracy poszczególnych ich rodzajów oraz historią rozwoju tych silników.

Znaczną część książki poświęcono podstawom aero-termodynamicznym silników przepływowych. Omówiono mianowicie równania do wyznaczania parametrów przepływu, przedstawiono definicję ciągu silnika, przeanalizowano obieg porównawczy silników przepływowych (obieg Braytona-Joule'a) oraz wyłożono teorię pracy poszczególnych zespołów silników, tj. wlotów, komór spalania, dysz wylotowych, sprężarek i turbin łącznie z omówieniem problemów współpracy poszczególnych zespołów. Rozdział uzupełniono opisem sposobów modelowania pracy silników przepływowych za pomocą elektrycznych układów analogowych.

W kolejnych rozdziałach książki autorzy omawiają szczegółowo zagadnienia dotyczące jednoprzepływowych turbinowych silników odrzutowych, dwuprzepływowych turbinowych silników odrzutowych, turbinowych silników wałowych, śmigłowych i śmigłowych, silników strumieniowych oraz silników kombinowanych (zespolonych). Rozdziały te obejmują zasady doboru parametrów silników, programy regulacji silników obliczenia gazodynamiczne, charakterystyki silników, teoretyczne i doświadczalne metody wyznaczania charakterystyk, sprowadzanie osiągnięć i parametrów silników do warunków normalnych, niestabilne warunki pracy silników i zagadnienia pracy sprężarek dwuzespołowych. Rozważania te zostały uzupełnione podaniem energetycznej metody oceny strat w silnikach turbinowych i ich zespołach.

W książce zamieszczono tablice funkcji pomocniczych — tablice międzynarodowej atmosfery wzorcowej i tablice funkcji gazodynamicznych — potrzebne do obliczeń osiągnięć i charakterystyk silników.

Książka jest przeznaczona dla inżynierów eksploatatorów i konstruktorów silników przepływowych oraz dla studentów specjalności lotniczych.

Książka obejmuje b. szeroki zakres zagadnień i chyba temu należy przypisać nie dość jednolite potraktowanie przez autorów poszczególnych tematów — niektóre zostały przedstawione zbyt szczegółowo kosztem innych. Wydaje się na przykład, że rozdział dotyczący turbinowych silników wałowych jest zbyt szczypty w porównaniu z rozdziałami dotyczącymi turbinowych silników odrzutowych. Brak w nim m.in. omówienia systemu regulacji silników śmigłowych, który w sposób dosyć istotny odróżnia te silniki od silników śmigłowych. Również opis sposobów regulacji silników śmigłowych został ograniczony do systemu regulacji skokiem śmigła, gdy tymczasem w niektórych silnikach (np. Turbomeca Astazou) stosowany jest również system regulacji mocą (system „beta”). W przeciwieństwie do tego w rozdziałach dotyczących silników odrzutowych przedstawiono wszystkie możliwe programy regulacji tych silników, jakkolwiek nie wszystkie z nich znalazły praktyczne zastosowanie. Wydaje się poza tym, że w rozdziale na temat silników wałowych warto było poświęcić trochę miejsca grupie małych silników, których budowa stwarza specjalne problemy ściśle związane z teorią silników turbinowych. W rozdziale zamieszczono przestarzały materiał ilustracyjny.

Należy zwrócić uwagę na pewne nieścisłości, jakie znalazły się w książce. I tak, problem sprężarek promieniowych został przedstawiony niezupełnie zgodnie z obecnym stanem rzeczy. Nie jest prawdą, że sprężę wykonanych sprężarek nie przekracza 4,5:1. Już na początku lat sześćdziesiątych budowano jednostopniowe sprężarki odśrodkowe o sprężu ok. 6:1, jak sprężarka AllResearch GT CP 185-1 o sprężu 5,7:1 i sprawności izentropowej 78% i sprężarka silnika Boeing T60 (520) o sprężu 6,6:1. Od kilku lat firma UACL przeprowadza próby ze sprężarkami o sprężu 10:1 przy sprawności 74,5%, przy czym sprawność docelowa ma osiągnąć wartość 80%. W silniku dwuprzepływowym UACL JT15D zastosowano sprężarkę odśrodkową o sprężu 7:1. W sprężarkach firmy UACL wprowadzono istotne udoskonalenie w postaci dyfuzora typu rurkowego, który zwiększa o kilka procent sprawność sprężarki. Sprężarki promieniowe znalazły powszechne zastosowanie w układzie sprężarki mieszanej, osiowo-odśrodkowej, silników wałowych o małych i średnich mocach, a także w silnikach dwuprzepływowych o dużych stosunkach wydatków i ciągu od 700 do 3000 kG (Turbomeca Astafan, Garrett TFE731 i ATF3, Avco Lycoming ALF 502 oraz wspomniany już UACL JT15D). Niemniej jednak prawdą jest, że wykonanie sprężarki promieniowej o dużym sprężu jest rzeczą trudną i skomplikowaną zarówno pod względem gazodynamicznym, jak i wytrzymałościowym. Podana przez autorów górna granica sprawności sprężarek promieniowych, 88%, jest chyba pomyłką, gdyż b. dobra sprężarka Austin 250 o sprężu 3,52:1 ma sprawność tylko 80,5%.

Prędkości obrotowe turbinowych silników wałowych znacznie przekraczają podane przez autorów wartości (7000—18 000 obr/min). Silniki jednowałowe o mocy 600—1000 KM mają prędkości obrotowe do 43 000 obr/min, a wytwornice najnowszych silników dwuwałowych o tym zakresie mocy — ok. 50 000 obr/min. Również prędkości obrotowe turbin napędowych przekraczają 30 000 obr/min. Prędkości

obrotowe silników o mniejszych mocach są oczywiście jeszcze większe.

Przy omawianiu programów regulacji silników śmigłowych przy dowolnie podobieranych zależnościach temperatury przed turbiną od prędkości obrotowej (sprężarki), np. według zależności V 36 (str. 361), autorzy nie podkreślili, że tego rodzaju programy regulacji mogą być realizowane wyłącznie w silnikach jednowałowych. Brak takiego podkreślenia może prowadzić do poważnych nieporozumień. Na rysunku V.17 (str. 360) przedstawiającym schemat blokowy regulacji śmigłowego silnika wysokościowego nie zaznaczono sygnału sterującego momentomierz — regulator wydatku paliwa.

Nie jest celowe podawanie przeciętnej wartości współczynnika przeliczeniowego mocy silnika na ciąg śmigła w warunkach statycznych, tj. współczynnika  $\beta$ , gdyż wartość tego współczynnika zmienia się w b. szerokim zakresie, w zależności od typu śmigła. Podana przez autorów wartość 1,5 daN/kW (ok. 1,12 kG/KM) określona została w okresie, gdy turbinowe silniki śmigłowe były stosowane prawie wyłącznie do napędu dużych i szybkich samolotów pasażerskich i transportowych, dla których warunki startu nie miały decydującego znaczenia. Współczesne śmigła do samolotów STOL i VTOL mają znacznie większe wartości współczynnika  $\beta$ , na przykład dla śmigieł doświadczalnego samolotu VTOL CL-84 przekracza on 3,0 daN/kW (2,2 kG/KM), mimo dużej prędkości maksymalnej samolotu (ponad 500 km/h). Dla śmigieł o mniejszych mocach współczynniki  $\beta$  są jeszcze większe. Dlatego współczynnik  $\beta = 1,5$  może być używany jedynie do porównywania ze sobą mocy równoważnej (zredukowanej) różnych silników, co sprowadza się do założenia, że współpracują one ze śmigłami tego samego typu. Dla uniknięcia nieporozumień powinno to być w książce podkreślone.

Według rozeznania autora niniejszego omówienia podane na str. 169 i 170 wykresy parametrów sprężarek jednowałowych silników odrzutowych w funkcji prędkości obrotowej wykazują ogólnie zbyt duże ich wartości dla  $n_k < 1$  (patrz na przykład K. W. Cholszczyński „Teoria i rozszet awiacyjnych łopatkowych maszyn”, str. 440). Podobnie przebiegi krzywych dla wartości sprężu 4:1 i 5:1 w zakresie  $n_k > 1$  na wykresie zamieszczonym na str. 166 wydają się błędne, jeżeli weźmie się pod uwagę wzrost temperatury przed turbiną silników o sprężach poniżej 6:1 ze wzrostem wysokości lotu, występujący niezależnie od wpływu liczby Re.

Stwierdzenie, że mieszanie strumieni w silnikach dwuprzepływowych stosuje się w celu uproszczenia konstrukcji silnika nie jest zgodne z rzeczywistością. Komora mieszania właśnie komplikuje konstrukcję, gdyż wymaga stosowania (przy stosunkach wydatków 0,7—1,0) specjalnych „kieszeni” przyspieszających mieszanie strumieni i skracających w ten sposób komorę mieszania oraz odpowiedniego doboru parametrów gazodynamicznych silnika, tak aby ciśnienia całkowite za turbiną i w kanale zewnętrznym były jednakowe. Natomiast w silniku z rozdzielonymi strumieniami możliwe jest nawet ucięcie osłony kanału zewnętrznego bezpośrednio za wentylatorem. Mieszanie strumieni stosuje się wyłącznie w celu zmniejszenia jednostkowego zużycia paliwa (zwiększenie ciągu) oraz w silnikach z dopalaczem.

Niektóre z używanych przez autorów określeń budzą zastrzeżenia. Na przykład, nie wydaje się uzasadnione stosowanie w przypadku turbinowych silników odrzutowych określeń „jednowirnikowe”, „dwuwirnikowe” itp., tym bardziej że w odniesieniu do silników śmigłowych/śmigłowych autorzy używają określeń „jednowałowe”, „dwuwałowe”. Za zdecydowanie bardziej poprawne należy uznać ten drugi sposób określenia silników, gdyż pierwszy jest niejednoznaczny i nieścisły. Jednowałowy silnik odrzutowy ma bowiem nie jeden, lecz dwa wirniki (jeden wirnik sprężarki i jeden wirnik turbiny), silnik dwuwałowy — cztery wirniki, a silnik trójwałowy — sześć wirników. Właściwie, to każdy stopień sprężarki i turbiny można uważać, przynajmniej w przypadku tarczowej konstrukcji sprężarki i turbiny, za oddzielny wirnik. (Dlatego też określenie „sprężarka dwuwirnikowa” nie jest chyba najtrafniejsze — mówi się przecież w przypadku sprężarek mieszanych — „wirnik osiowy” i „wirnik odśrodkowy”, jakkolwiek wirniki te są ze sobą połączone mechanicznie. Warto tu przypomnieć termin „sprężarka dwuzespołowa”). Za określeniami „jednowałowy”, „dwuwałowy” przemawia również nomenklatura obca: angielska („single-shaft turbojet”, „two-shaft turbojet”), niemiecka („Einwellenstrahltriebwerk”, „Zweiwellenstrahltriebwerk”), a także radziecka.

Mimo zgodności z Polską Normą termin „dmuchawa” masuwa poważne wątpliwości wobec dosyć rozpowszechnionego określenia „wentylator”. Wydaje się, że w tym przypadku nie ma potrzeby trzymać się terminologii normy, gdyż sprężarki silników lotniczych tak bardzo różnią się pod względem aerodynamiki i konstrukcji od wszelkich innych sprężarek, że ich podział według prostego kryterium sprężu nie jest właściwy. Wiadomo przecież, że jednostopniowa „dmuchawa” o sprężu 1,5:1 lub większym współczesnych silników dwuprzepływowych niewiele ma wspólnego z dmuchawą przemysłową, i oczywiście także z wentylatorem. Gdybyśmy chcieli stosować się w terminologii silników lotniczych do wspomnianej normy, to należałoby konsekwentnie również sprężarkę niskiego ciśnienia dwuwałowych silników odrzutowych mazywać dmuchawą, w przypadku gdy jej spręż nie przekracza 3:1. Dlatego określenie „dmuchawa” czy „wentylator” należy w odniesieniu do silników dwuprzepływowych traktować

wyłącznie jako umowne, służące do odróżnienia sprężarki zasilającej oba kanały silnika od sprężarki zasilającej tylko kanał wewnętrzny. Należy też przypomnieć, że stosowane jest określenie „silnik wentylatorowy”, które trudno byłoby zastąpić nazwą „silnik dmuchawowy”.

Określenia „wieniec dyfuzorowy” i „wieniec dyszowy” (lub „aparatus dyszowy”) nie są prawidłowe, gdyż również wieniec wirnikowe spełniają zadanie dyfuzorów i dysz. Dlatego za bardziej poprawną należy uznać nazwę „kierownica” lub „wieniec kierowniczy” (i odpowiednio „łopatki kierownicze”), gdyż kierowanie strumieniem jest zasadniczą funkcją nieruchomych wienców maszyn wirnikowych.

Nie można również zgodzić się z określeniem współczynnika  $\sigma$  jako „stopnia straty ciśnienia”, gdyż współczynnik ten nie wyraża wprost straty ciśnienia, lecz zachowanie ciśnienia. Termin „stopień straty ciśnienia” sugeruje, że ze wzrostem wartości tego współczynnika straty zwiększają się, a tymczasem jest wprost przeciwnie, ponieważ stratę ciśnienia przedstawia dopiero wyrażenie  $1-\sigma$ . Z tego powodu trafniejszym określeniem jest „współczynnik zachowania ciśnienia”, którego na przykład angielskim odpowiednikiem jest „total pressure recovery coefficient”.

Poza tym autorzy powinni zdecydować się na jedną z form przymiotnikowych od słowa „egzergia” — „egzergiczny” albo „egzergetyczny” — oraz od słowa „energia” — „energijny” albo „energetyczny”. Ponieważ bardziej rozpowszechniona jest forma „energetyczny”, to per analogiam powinno być chyba również „egzergetyczny”.

I wreszcie tytuł książki — „Przepływowe silniki odrzutowe” — nie pozostaje w zgodzie z jej treścią, która obejmuje również turbinowe silniki wałowe, tj. silniki śmigłowe i śmigłowoce. Tytuł powinien wobec tego brzmieć: „Silniki przepływowe”.

W. K.

Banaszczyk E.: **W bitwie o Anglię**. Wyd. Książka i Wiedza, Warszawa, 1973, str. 200, cena zł 20.

Książka jest pierwszym dokładnym opracowaniem udziału Polaków w bitwie o Wielką Brytanię. Równocześnie stanowi opis przebiegu tej bitwy. Na wstępie przedstawiono sytuację Anglii i lotnictwa brytyjskiego przed bitwą oraz przygotowania niemieckie do bitwy, będącej podstawowym elementem inwazji na Anglię. Następnie pokazano tworzenie się polskiego lotnictwa w W. Brytanii. Zasadniczą część książki stanowi opis trzech faz bitwy (8—18.VIII, 19.VIII—6.IX., 7.IX—5.X.) i udziału Polaków w bitwie o W. Brytanię. Książka bardzo dobrze oddaje przebieg bitwy, jej atmosferę i istniejącą sytuację militarną. Napisana jest żywo i interesująco. Cennym uzupełnieniem są zestawienia typów samolotów brytyjskich i niemieckich biorących udział w bitwie, oraz wykaz polskich pilotów w dywizjach brytyjskich oraz dywizjonach 302 i 303, którzy brali udział w bitwie. Na końcu książki zamieszczona jest mapa lotnisk, z których startowały samoloty obu walczących stron. Zdjęcia ilustrujące książkę przedstawiają głównie polskich pilotów, brak jest natomiast dobrych zdjęć samolotów, na których nasi piloci walczyli.

A. G.

Machower Z. M., Narowljanskij G. Ja., Sołonin S. W.: **Mieteorologičeskie usłowija na międunarodnych wozdusznych trassach**. Wyd. Gidrometeoizdat, Leningrad 1973, str. 218, cena 1 rb 20 kop. (12 zł).

Książka zawiera systematyczny opis warunków meteorologicznych na trasach linii lotniczych w Związku Radzieckim i za granicą (głównie eksploatowanych przez Aeroflot) oraz opis lotnisk i ich specyfiki pod względem meteorologicznym. Dużą uwagę poświęcono zjawiskom atmosferycznym, które wpły-

wają na organizację i planowanie lotów lub mogą zagrozić bezpieczeństwu lotów.

Książka przeznaczona jest dla meteorologów obsługujących ruch lotniczy oraz personelu lotnictwa cywilnego, a także kursantów odpowiednich szkół i uczelni.

Ze względu na szczegółowe opisy licznych portów zagranicznych zarówno Europy, jak krajów pozaeuropejskich, książka może być bardzo pożyteczna także dla polskiego personelu latającego i meteorologów współpracujących z lotnictwem cywilnym.

A. K.

Szkolnyj E. P., Majboroda Ł. A.: **Atmosfera i uprawlenie dżwieniem lietatielnych apparatow**. Wyd. Gidrometeoizdat, Leningrad 1973, str. 308, cena 1 rb 94 kop. (19,40 zł).

Książka podaje charakterystykę prawdopodobieństwa wystąpienia różnych parametrów fizycznych atmosfery w jej dolnej warstwie o grubości 100 km. Materiał jest wynikiem statystycznego opracowania pomiarów przeprowadzonych za pomocą sond.

Rozpatrywane są stochastyczne modele ruchu aparatów latających. Autorzy proponują metody statystycznej analizy rozrzutu trajektorii ruchu, oceny wpływu zakłóceń atmosferycznych na ten rozrzut oraz metody statystycznej optymalizacji układów sterowania aparatami latającymi.

Książka przeznaczona jest dla pracowników naukowych i inżynierów zajmujących się problemami fizyki atmosfery oraz dla studentów odpowiednich uczelni.

A. K.

Figurowskij W. I.: **Rasczot na procnost' biezpilotnych lietatielnych apparatow**. Moskwa 1973, wyd. „Maszynostrojenie”, str. 360, il. 268, tabl. 3, spis literatury — 58 pozycji. Cena 92 kop. (9,20 zł).

Książka poświęcona obliczeniom wytrzymałościowym bezpilotowych aparatów latających przedstawia całość zagadnienia, włącznie z określeniem obciążeń.

W części I omówione są sposoby obliczenia obciążeń aparatu latającego jako całości obciążeń od manewrów w locie, a także obciążeń wynikających z zawieszania na urządzeniach startowych na samolocie niosącym.

Część II obejmuje obliczenia wytrzymałości korpusu aparatu latającego, zawiera pożyteczne zestawienia przydatnych w praktyce wzorów, wykresów i współczynników, przegląd metod obliczeń i wskazówki na temat stosowalności ich do różnych części konstrukcji kadłuba.

Część III poświęcona jest obliczeniom skrzydła i usterzeń, zawiera przegląd stosowanych metod z uwzględnieniem ich przydatności w odniesieniu do konstrukcji o małym wydłużeniu, ponadto daje ogólne pojęcie o zjawiskach aeroelastyczności.

W książce poruszone są też praktyczne zagadnienia obliczeń konstrukcji pracujących w warunkach nierównomiernego nagrzewania oraz poza granicami sprężystości.

Książka może być pożyteczna zarówno dla studentów specjalizacji lotniczej politechniki, jak dla pracowników przemysłu lotniczego.

A. K.

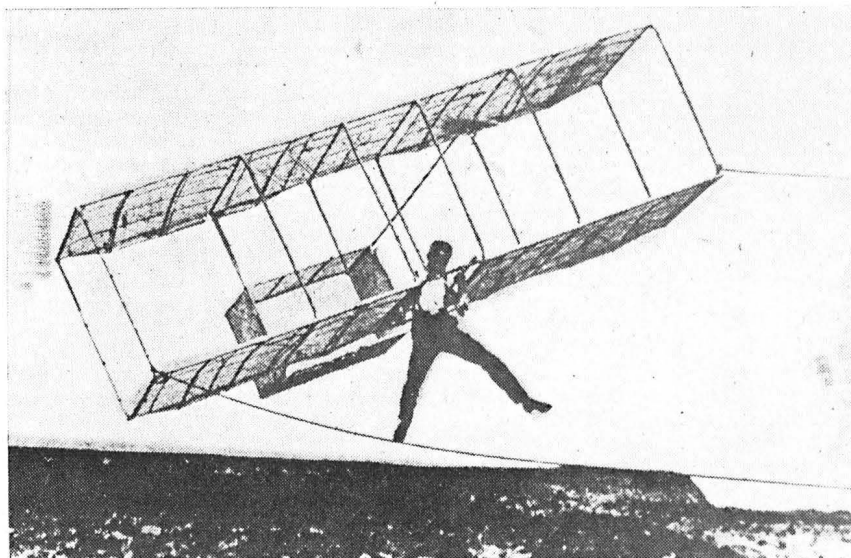
**Zawiadamiamy naszych Czytelników i Autorów o zmianie telefonu redakcji.**

**Nasz aktualny telefon 43-59-38**

**Jednocześnie prosimy o kontaktowanie się z redakcją w godzinach 10.00–13.00**

Mgr STANISŁAW JANUSZEWSKI

## Polskie konstrukcje lotnicze do 1914 roku na tle zagranicy



1. Szybowiec Z. Babińskiego wypróbowany w 1913 r. pod Milanówkiem

Rozwój lotnictwa światowego, jego błyskawiczne postępy, pociągnęły za sobą szerokie zainteresowanie społeczeństw Europy tą nową dziedziną techniki. Zainteresowanie to częstokroć wyrażało się w sposób czynny podejmowaniem przez entuzjastów lotnictwa samodzielnych prac badawczych i konstrukcyjnych, których celem była budowa aparatu latającego. Nie wszystkie wysiłki zmierzające w tym kierunku dały pożądane efekty. Wynikało to po części stąd, że w okresie „bohater-skiej epoki lotnictwa” przez wiele lat panowała „gorączka lotnicza”, jak ongiś „gorączka złota”, pchająca do eksperymentów lotniczych laików ze wszystkich grup społecznych.

Nic więc dziwnego, że ruch konstruktorski przybierał w owym okresie pokaźne rozmiary grupując we Francji, Anglii, Niemczech czy Rosji dużą liczbę projektantów i budowniczych różnego typu maszyn latających. O jego zasięgu, prężności i znaczeniu w Europie w pierwszych latach XX wieku świadczy liczba konstrukcji lotniczych oraz ich projektów.

Ruch konstruktorski, jak widać, nie ominął też ziem polskich i Polaków, o jego zasięgu i rozmiarach świadczy liczba konstruktorów i liczba budowanych przez nich aparatów.

Rozwój lotnictwa europejskiego oraz popularyzacja jego osiągnięć na terenie ziem polskich budzą zainteresowanie nową dziedziną techniki. W atmosferze sensacji i wielkiej przygody, jaka je otaczała, rodzą się warunki do podjęcia prac mających na celu budowę maszyn latających.

Oczywiście budowa samolotu czy szybowca nie stanowiła celu samego w sobie. Celem tym była chęć dokonania lotu na zbudowanym aparacie. W sytuacji gdy w Europie lotnictwo coraz głębiej wdzierало się w życie, jego idee lotu stawały się osiągalne. Najszybciej trafiały one do środowisk technicznych i młodzieży, co zawdzięczać należy faktowi, iż te grupy społeczne najchę-

W artykule przedstawiono konstrukcje lotnicze w latach 1893—1914.

Omówiono warunki i klimat, w jakich rodził się ruch konstruktorski w Polsce, jego zasięg i rozmiary, podano liczbę opracowanych i budowanych samolotów, szybowców i śmigłowców.

Przedstawiono skuteczność polskich prac konstruktorskich w końcu XIX w. i na początku XX wieku.

Zwrócono uwagę na duże osiągnięcia Polaków, których konstrukcje dorównywały opracowaniom zagranicznym, a niektóre z nich były pionierskie.

niej przyjmowały wszelkie nowinki techniczne. XIX wiek i jego dokonania techniczne, które zrodziły fantastykę Verne'a, Umińskiego i in., zaszczyliły w społeczeństwach wiarę w potęgę rozumu i woli człowieka. Rodząca się w oczach pokolenia cywilizacja techniczna, której ucieleśnieniem stał się m. in. samolot, tworzyła nowe i na nim bazowała, odrzucając rutynę i konserwatyzm.

Lotnictwo, którego problematyka budziła jeszcze w latach 1909—1910 z zasady zainteresowanie wynikające z wiążącego się z nim elementu przygody, sensacji, w latach późniejszych staje się czynnikiem, z którym i polskie społeczeństwo, a przynajmniej jego warstwy przodujące, zaczyna wiązać określone nadzieje na przyszłość.

Opinia publiczna zaczyna coraz pełniej zdawać sobie sprawę z roli, jaką lotnictwo może pełnić w przyszłości. Samolot staje się symbolem jutra. Mówi się o doniosłym jego znaczeniu jako środka komunikacji, uważa się, że stanie się on czynnikiem łączącym narody i niwelującym ich wzajemne antagonizmy. Jak pisał inż. Edmund Libański „...lot człowieka, podbój atmosfery stanie się nowym epokowym dziełem cywilizacji, zdumiewającym objawem potęgi ducha ludzkiego... — A może potem ci, co przyjdą po nas, gdy zniknie już wszelki ślad obecnego barbarzyństwa i wojen, mordów spokojnych narodów, wyzysku człowieka przez człowieka, gdy zniknie wszelki ślad brutalnego ustroju kapitalistycznego — może wówczas ta przyszła szlachetniejsza od nas ludzkość zamarzy o podróży na najbliższe planety... o sąsiedzie Ziemi... Marsie?!”

T a b l i c a 1. Europejskie konstrukcje lotnicze 1893—1914

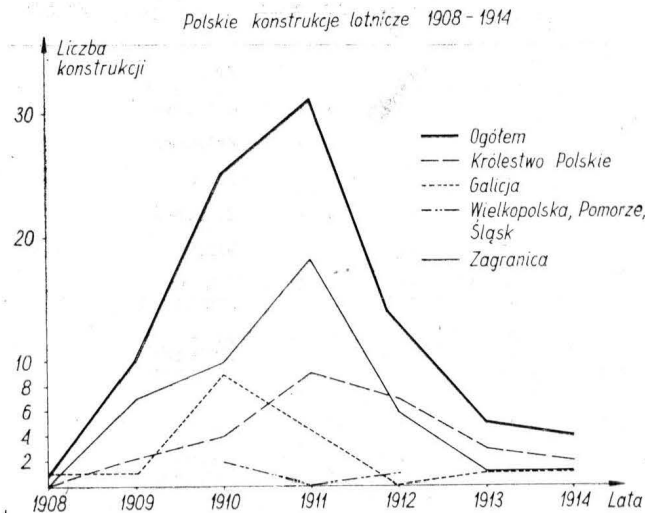
Kraj	1893—1902	1903—1908	1909	1910	1911	1912	1913	1914	Ra- zem	Przypis
Francja	4	70	?	?	min. 47	60	?	?	ok. 600	1
Anglia	6	20	79	136	74	74	80	45	514	2
Niemcy	13	4	?	?	30	65	?	?	ok. 300	3
Rosja	1	0	15	39	31	38	40	26	190	4
Polska (Polacy)	3	3	10	25	31	14	5	4	95	



Tablica 2. Polskie konstrukcje lotnicze 1896—1914<sup>5)</sup>

Data	Szybowiec	Samolot	Śmigłowiec	Konstruktor	Realizacja:			Teren działania	Przypis
					oblatany	brak danych	nie zrealiz.		
1896	1	—	—	Czesław Tański	1	—	—	Królestwo	
1897	1	—	—	Czesław Tański	1	—	—	Królestwo	
1898	1	—	—	Czesław Tański	1	—	—	Królestwo	
1905	—	—	1	Józef Lipkowski	1*	—	—	Rosja	
1907	—	—	1	Czesław Tański	1*	—	—	Królestwo	
1908	—	1	—	Adam Ostoja-Ostaszewski	1*	—	—	Galicja	
1909	—	1	—	Adam Ostoja-Ostaszewski	—	—	1	Galicja	
1909	—	min. 1	—	Gustaw Szyller, inż. Barkas mech. Hendricks	—	min. 1	—	Francja	6
1909	1	—	—	Henryk Segno	1	—	—	Rosja	
1909	—	1	—	Władysław Zalewski	—	—	1	Królestwo	
1909	1	—	—	Janusz de Beaurein, Edmund John	1	—	—	Królestwo	
1909	5	—	—	Jerzy Rudlicki	5	—	—	Rosja	
1910	4	—	—	Jerzy Rudlicki	4	—	—	Rosja	
1910	—	3	—	Rudolf Warchalowski	3	—	—	Austria	
1910	—	1	—	Emil Plage	1	—	—	Niemcy	
1910	—	1	—	Stefan Kozłowski	1	—	—	Królestwo	
1910	—	1	—	Benni	—	1	—	Królestwo	7
1910	—	1	—	Kazimierz Moszkowski	—	—	1	Królestwo	
1910	—	1	—	Stefan Chlebowski, Henryk Chlebowski, Władysław Chlebowski	—	—	1	Królestwo	
1910	—	1	—	A. Knyszyński	—	—	1	Niemcy	
1910	—	1	—	Wróbel	1	—	—	Zabór pruski	
1910	1	—	—	Julian Karski	1	—	—	Zabór pruski	
1910	1	—	—	Bronisław Saloni	1	—	—	Galicja	8
1910	1	—	—	Antoni Mroczkowski	1	—	—	Rosja	9
1910	—	1	—	Rozum, Becheny	—	1	—	Galicja	
1910	—	1	—	Stanisław Kolousek	—	—	1	Galicja	
1910	—	1	—	Henryk Brzeski, Rudolf Schindler	1	—	—	Galicja	
1910	—	1	—	Edmund Libański	—	—	1	Galicja	
1910	—	1	—	Willibald Gold	—	—	1	Galicja	
1910	—	1	—	Walenty Barszczowski	—	1	—	Galicja	
1910	1	—	—	Aleksander Sokalski, Kazimierz Basz- niak, Włodzimierz Semiula	—	1	—	Galicja	
1910	—	1	—	Jan Weber, Zygmunt Sochacki	1	—	—	Galicja	
1911	—	7	—	Rudolf Warchalowski	7	—	—	Austria	
1911	—	1	—	Alfred Joachimczyk	1	—	—	Niemcy	
1911	—	1	—	Emil Plage, Court	1	—	—	Niemcy	
1911	—	2	—	Bolesław Bronisławski	2	—	—	Francja	
1911	—	1	—	Karol Makowiecki	1	—	—	Rosja	
1911	—	1	—	Juliusz Granowski	—	—	1	Włochy	
1911	—	1	—	Edmund Libański	1	—	—	Galicja	
1911	—	1	—	Bronisław Wiśniewski	—	1	—	Galicja	
1911	—	1	—	Bronisław Głowiński	1	—	—	Galicja	
1911	—	1	—	Gumieniuk	—	—	1	Galicja	
1911	—	1	—	Czesław Zbierański, Stanisław Cywiński	1	—	—	Królestwo	
1911	2	—	—	Ryszard Bartel	2	—	—	Królestwo	
1911	—	1	—	Józef Grzegorzycza	—	—	1	Niemcy	
1911	—	2	—	Michał Bohatyrew	—	1	—	Królestwo	
1911	—	1	—	Stefan Borucki	1	1	—	Królestwo	10
1911	1	—	—	W. Stoerl	—	1	—	Królestwo	11
1911	—	3	—	Józef Kass	1	2	—	Francja	12
1911	1	—	—	Sergiusz Czerwiński	1	—	—	Rosja	13
1912	—	1	—	Antoni Sobański	—	—	1	Rosja	14
1912	—	1	—	Jerzy Jankowski, Maksymilian Lerche, Francesko Moska	1	—	—	Rosja	15
1912	—	1	—	Czesław Tański	1*	—	—	Królestwo	
1912	—	1	—	Tomasz Flegier, Witold Rumbowicz	—	1	—	Królestwo	
1912	—	1	—	Emil Plage, Court	1	—	—	Niemcy	16
1912	1	—	—	Władysław Zalewski, Bolesław Zalewski	1	—	—	Królestwo	
1912	1	—	—	Władysław Zalewski, Zbigniew Babiński, Wojciech Woyna, Kazimierz Wasiu- tyński	1	—	—	Królestwo	
1912	1	—	—	Wacław Jędrzejewicz, Leonard Moź- dzeński, Wacław Niwiński, Lech Nie- mojewski	1	—	—	Królestwo	
1912	—	—	1	Jan Toczyski	—	—	1	Rosja	17
1912	1	—	—	Julian Karski	1	—	—	Zabór Pruski	
1912	—	1	—	Rudolf Warchalowski	1	—	—	Austria	
1912	—	1	—	Stefan Drzewiecki	1	—	—	Francja	
1912/13	latający rower	—	—	Mieczysław Siegel	—	1	—	Królestwo	18
1912/13	latający rower	—	—	Władysław Herzig	—	1	—	Królestwo	19
1913	1	—	—	Zbigniew Babiński	1	—	—	Królestwo	
1913	—	1	—	Jerzy Rudlicki Dobrowolski	1	—	—	Rosja	
1913	—	1	—	Antoni Świeściak	—	1	—	Królestwo	
1913	1	—	—	Jan Górzynski, Lucjan Koenig, Wacław Konarzewski, Jan Strahler, Stefan Laskowski	1	—	—	Królestwo	
1913	—	1	—	Tadeusz Floriański	—	—	1	Galicja	
1914	—	1	—	Władysław Floriański, Tadeusz Floriański	1	—	—	Galicja	
1914	—	1	—	Piotr Wróblewski, Gabriel Wróblewski	1	—	—	Francja	
1914	—	1	—	Z. Kulesza	—	1	—	Królestwo	20
1914	—	2	—	Ryszard Bartel	—	—	2	Królestwo	
?	wiropłat	—	—	anonim	—	1	—	Królestwo	21
Razem	28	63	4	80	58+4*	17	16		

Objaśnienie: \* — oblot nieudany



W sytuacji politycznej ziem polskich spełnienie marzenia o locie wiązało się z zmanifestowaniem obecności polskiej myśli technicznej w świecie, a szerzej Polski i Polaków, i w tym aspekcie polski ruch lotniczy stanowił jeden z elementów kształtujących świadomość narodową stanowiąc przy tym czynnik integrujący społeczeństwo polskie trzech zaborów. Udział w pracach lotniczych stał się w tym świetle kwestią dumy narodowej, co niejednokrotnie podkreślali tak sami konstruktorzy, jak i ówczesna prasa polska, wysuwając na czoło tkwiące w nich elementy narodowo-patriotyczne.

Polacy niechybnie wyprzedzili, jeśli chodzi o zainteresowania techniką lotniczą, działających w jakże odmiennych warunkach, Rumunów, Czechów, Węgrów, Jugosłowian i Bułgarów.

Nie wszystkie z polskich prac konstrukcyjnych ujrzały ostatecznie światło dzienne, nie wszyscy konstruktorzy wytrwali w swym trudzie do końca.

Sytuacja Polaków działających w warunkach kraju pozbawionego własnej państwowości, pozbawionych poparcia państwa i jego organów w decydujący sposób zaważyła na skuteczności podejmowanych prac konstrukcyjnych. Stosunek do polskich inicjatyw lotniczych był w najlepszym razie obojętny, jak w Galicji, albo niechętny, jak w Królestwie lub wręcz wrogi na ziemiach znajdujących się we władaniu państwa pruskiego.

Wydaje się, że te elementy natury politycznej wzięły górę nad gospodarczymi, jeśli chodzi o wielkość i skuteczność polskiego wysiłku technicznego w dziedzinie lotnictwa.

One wywarły istotny wpływ na fakt, że na terenach zaboru pruskiego, w warunkach dyskryminowania polskości, znalazło możliwość działania zaledwie 2 konstruktorów. Galicja dysponująca autonomią, mimo zacofania gospodarczego, stworzyła warunki działania 20 kon-

łatwiejszy kontakt z ówczesnym dobrem lotniczej myśli naukowo-technicznej, stąd ich większe przygotowanie teoretyczne, które idąc w parze z ich możliwościami finansowymi i poparciem moralnym społeczeństwa stwarzało im pełniejsze warunki realizacji swych zamierzeń. Sytuacja w kraju pozbawiała ich poparcia dla prowadzonych przez nich prac; a nawet wprost przeciwnie stawiała na drodze realizacji projektów częstokroć ogromne przeszkody, które w przypadku ziem zaboru pruskiego w sposób szczególnie jaskrawy wpłynęły na słabość polskiego ruchu lotniczego.

Ruch lotniczy, którego jedną z form stanowiła działalność konstruktorska, po 1909 roku, kiedy to Louis Blériot przelotem nad kanałem La Manche zmanifestował możliwości samolotu, kiedy zaintereso-

Tablica 3. Skuteczność polskich prac konstrukcyjnych w zakresie lotnictwa 1893-1914

Teren działania	Liczba konstruktorów	Liczba projektowanych aparatów	Liczba zrealiz. konstrukcji				Skuteczność wysiłków [%]
			szyb.	sa-mol.	śmigł.	ra-zem	
Królestwo Polskie	36	31	10	3	1	14	45
Galicja	20	17	1	5	0	6	35
Zabór pruski	2	2	1	1	0	2	100
Zagranica	22	45	13	24	1	37	84
Razem	80	95	25	33	2	59	63

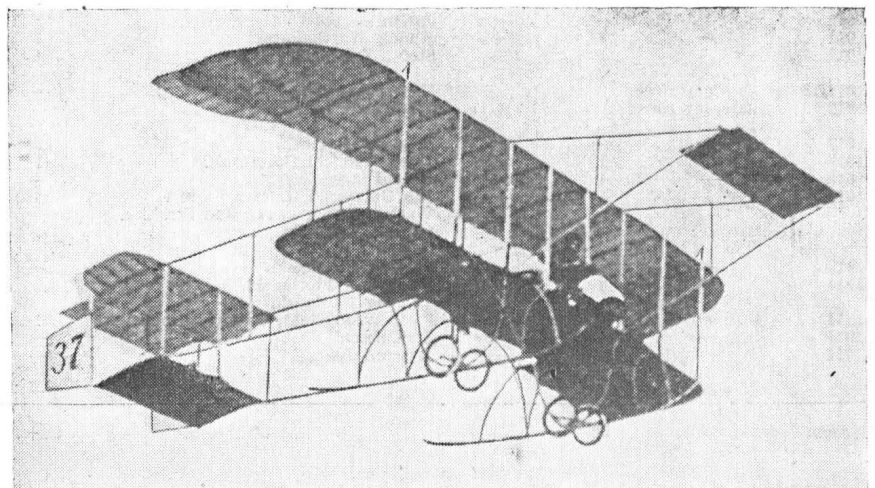
struktorom. Królestwo Polskie dzięki szerszej bazie gospodarczo-technicznej i wiążącymi się z nią tradycjami, mimo obojętnej postawy władz carskich ewoluującej w kierunku wrogości, dało 36 konstruktorów lotniczych.

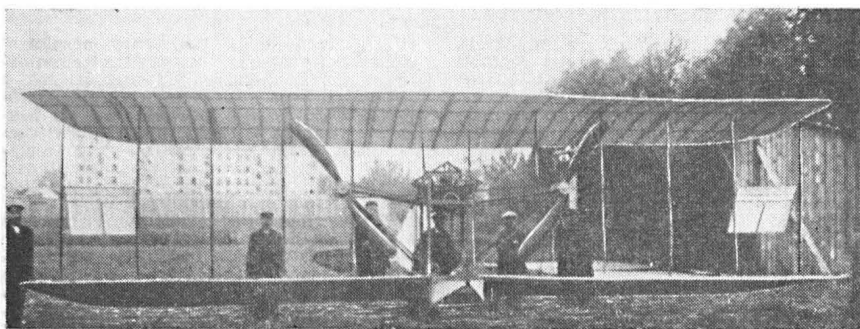
Co charakterystyczne dla warunków polskich, to najlepsze wyniki, a co istotne, trwale zapisane w dziejach lotnictwa światowego, osiągnęli Polacy pracujący poza granicami kraju, głównie we Francji i Austrii. Pracując tam mieli oni

resowały się nim sfery wojskowe, wymagał już dla dalszego postępu lotnictwa poparcia i zaangażowania w jego rozwój instytucji państwa.

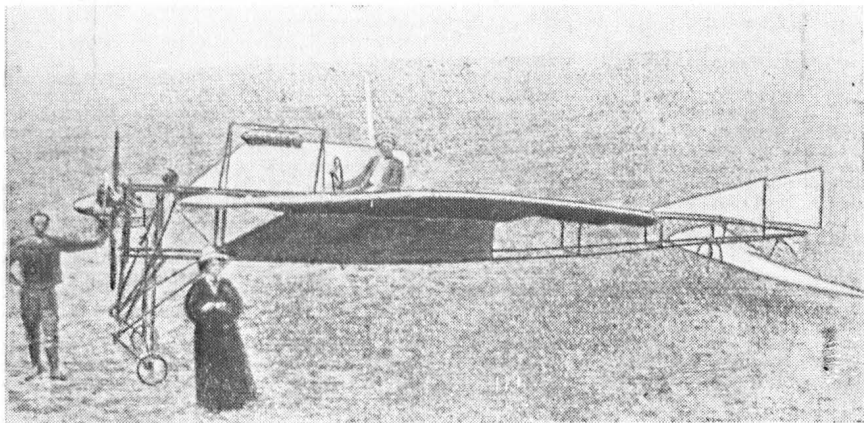
Po roku 1911, kiedy to po doświadczeniach wojny trypolitańskiej zdano sobie powszechnie sprawę z możliwości militarnych samolotu, jego budowa i wykorzystanie stały się w Europie wojen bałkańskich i wzmożonego wyścigu zbrojeń sprawą państwa popieranego w swych wysiłkach przez społeczeństwo. Rozwija się przemysł lotni-

2. Samolot A. Warchałowskiego zbudowany w Wiedniu w maju 1910 r.





3. Samolot S. Kozłowskiego wypróbowany w Warszawie w czerwcu 1910 r.



4. Jaskółka E. Libańskiego zbudowana we Lwowie a oblatana w Wiedniu w sierpniu 1911 r.

czy, amatorska budowa konstrukcji lotniczych schodzi na plan dalszy. Technika lotnicza po 1911 roku zaczyna charakteryzować się, w przeciwieństwie do lat poprzednich, zwiększonym udziałem zdobyci młodej nauki lotniczej w kształtowaniu jej oblicza. Konstrukcja lotnicza, jej kształt i osiągi w coraz większym stopniu stają się od niej zależne. Rozwój lotnictwa staje się funkcją potrzeb państwa, coraz bardziej zależny staje się od stanu myśli naukowo-technicznej oraz poziomu rozwoju gospodarczego danego kraju. Procesy te powodują, że indywidualne formy pracy lotniczej ustąpić muszą formom zorganizowanym.

Zjawiska powyższe znalazły swój szczególny wyraz na ziemiach polskich. W warunkach braku państwowości i niedorozwoju przemysłu pociągnęły one za sobą w braku możliwości poparcia z ich strony, wobec kryzysu i załamania się dotychczasowych, już nieefektywnych form mecenatu prywatnego, załamania się zorganizowanych form działalności lotniczej, co na terenie np. Królestwa Polskiego nastąpiło na przełomie 1911/12 roku, a co w sposób widoczny odbiło się na polskiej działalności lotniczej.

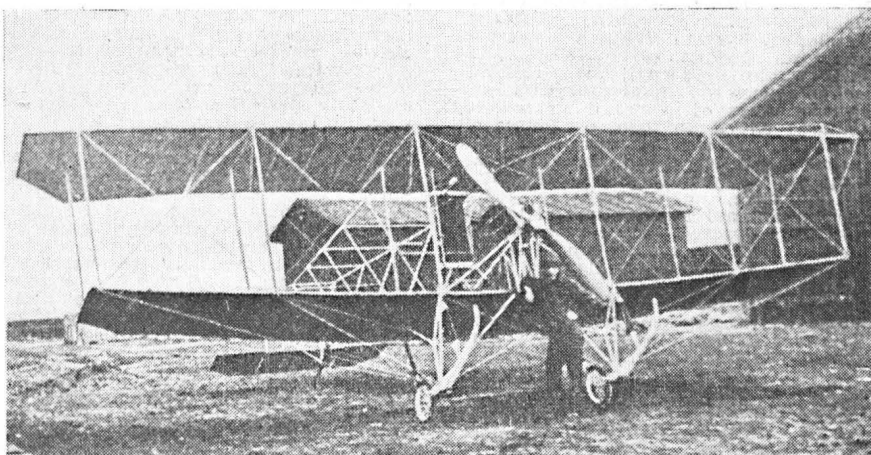
Polska myśl lotnicza w latach 1909—1911 dotrzymywała kroku przodującym poczynaniom zagranicy na tym polu. Świadectwem tego mogą być prace Stefana Drzewieckiego, Bolesława Bronisławskiego, braci Gabriela i Piotra Wróblewskich czy też Rudolfa Warchałow-

skiego. O parę dziesiątków lat wyprzedził też swymi pracami zastosowanie silników turbinowych w lotnictwie Stanisław Naszkiewicz, który swą turbinę gazową prezentował na Salonie Paryskim w 1913 roku.

Ogólne załamanie się ruchu lotniczego na terenie ziem polskich po 1911 roku, znajdujące swe źródło w zjawiskach zachodzących w światowym ruchu lotniczym oraz w sytuacji polityczno-gospodarczej ziem polskich, wpłynęło na zahamowanie rozwoju polskiej myśli lotniczej, która z biegiem czasu zaczęła wykazywać w stosunku do osiągnięć Zachodu znamiona upadku i zaco-fania.

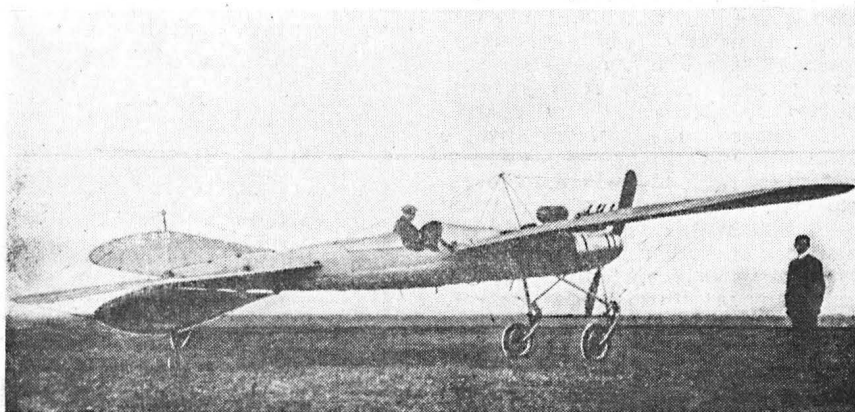
Dzieje polskiej działalności w sferze techniki lotniczej rzucone na tło powszechne wyraźnie wskazują, że postęp lotnictwa wytycza wiele parametrów, jak stały rozwój myśli techniczno-konstruktorskiej, kierunki i koncepcje praktycznego wykorzystania samolotu, rozwój sportu lotniczego..., że dynamizm tego postępu zależy od klimatu otaczającego daną gałąź ludzkiej działalności, od zainteresowania i poparcia okazywanego ze strony społeczeństwa i organizacji państwa, że rozwój lotnictwa, a szerzej każdej dziedziny techniki i nie tylko, uzależniony jest od harmonijnego współdziałania wszystkich składa-

*Dokończenie na str. 40*



5. Samolot Zbierańskiego i Cywińskiego oblatany w Warszawie we wrześniu 1911 r.

6. Torpedo zbudowany przez Plage i Courta w Berlinie w październiku 1911 r.



## Z działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK

● W 1968 roku w Świdniku odbyła się konferencja simpowska w celu omówienia problemów klejenia metali. Imprezie tej poświęciliśmy notatkę w TLiA 1969 nr 1. Ostatnio, 8 grudnia ub.r. w sali konferencyjnej Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego w Warszawie, odbyła się narada naukowo-techniczna poświęcona wybranym zagadnieniom klejenia konstrukcji lotniczych. Naradę zorganizowało Koło SIMP przy WSK-Okęcie, przy współpracy Sekcji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SIMP.

W naradzie wzięło udział 50 osób z 25 zakładów przemysłowych, instytutów oraz instytucji cywilnych i wojskowych. Dzięki obecności przedstawicieli Instytutu Spawalnictwa z Gliwic oraz Instytutu Chemii Przemysłowej narada nabrała charakteru ogólnokrajowego, wielobranżowego.

W czasie narady specjaliści lotniczych konstrukcji klejonych i metod technologicznych wygłosili 5 referatów. Obrady prowadził przewodniczący Koła Sekcji Lotniczej z WSK-Okęcie — kol. Lech Jarzebiński.

● Podajemy w skrócie treść wypowiedzi.

Mgr inż. A. Meus z Ośrodka Badawczo-Rozwojowego Szybownictwa w Białym-Białej omówił tok zespołowych prac Szybownego Zakładu Doświadczalnego i Instytutu Lotnictwa, zmierzających do opracowania konstrukcji całkowicie klejonego, metalowego dźwigara skrzydła szybowca. Po wielu próbach wytrzymałościowych i modyfikacji dźwigara tego rodzaju ma obecnie pełny komplet prób statycznych z wynikami pozytywnymi. Dźwigar musi jeszcze przejść badania zmęczeniowe (przy założeniu trwałości szybowca 3000 godzin). Ważnym zagadnieniem jest ustalenie systemu warsztatowej kontroli jakości klejenia.

● Mgr inż. K. Szuster z Instytutu Lotnictwa zapoznała słuchaczy z wybranymi zagadnieniami wytrzymałościowymi klejonej, wysoko obciążonej konstrukcji metalowej. Były to wyniki prac zespołu Instytutu, powołanego w 1969 r. do opracowania koncepcji materiałowej, technologicznej i konstrukcyjnej szybowców przyszłej generacji. Pracownicy nauki dążyli do tego, by połączenia mogły być tak zaprojektowane, aby klej znalazł się w warunkach pracy umożliwiających mu osiągnięcie maksymalnej wytrzymałości na ściskanie, a jednocześnie, by naprężenia w materiale były możliwie wysokie, co zapewnia największą lekkość konstrukcji. Dla pełnego obrazu zagadnienia klejenia w lotnictwie niezbędne jest jeszcze — w pierwszym rzędzie — przeprowadzenie badań wytrzymałościowych na obciążenia zmienne oraz długotrwałe i w podwyższonych temperaturach.

● Mgr inż. St. Danilecki z Wydziału MEiL Politechniki Warszawskiej omówił badania obejmujące zastosowanie klejenia do lokalnych napraw wysoko obciążonych duralowych konstrukcji cienkościennych. Przyjęto założenie, że tematyka badań dotyczy konstrukcji o dużej trwałości zmęczeniowej. W wyniku prób zmęczeniowych próbki naprawiane nakładkami nitowanymi wytrzymały (maksymalnie) do 164 tys. cykli, podczas gdy w przypadku nakładki klejonych — do 888 tys. cykli (w wersji bez nakładki — 124 tys.). Zauważono jednak duży rozrzut trwałości. Próbkę łączono klejem Epidian 5 (z utwardzaczem Z1 i zastosowaniem tkaniny szklanej jako nośnika). Niestety, dotychczas badania nie objęły kryterium korozyjności połączenia, co wydaje się niezbędne do uwagi na użycie utwardzacza Z1.

● Dr inż. R. Świtkiewicz z Wydziału MEiL zreferował metodę ulepszenia własności zmęczeniowych konstrukcji samolotu przez zastosowanie struktur warstwowych klejonych. Metoda ta wynika z konieczności poszukiwania nowych rozwiązań w zakresie materiałów i struktury konstrukcji, charakteryzujących się jeszcze dużą trwałością z powstałym pęknięciem. Postulat ten spełnia warstwowa struktura elementów konstrukcyjnych z zastosowaniem klejenia przy łączeniu warstw. Poddano badaniom: powłokę warstwową, zastępującą jednorodną oraz klejony pas dźwigara, zastępujący pas integralny. Nie są tu groźne pęknięcia zmęczeniowe powstające w elemencie warstwy. Zdolność opóźniania rozprzestrzeniania się pęknięć wynika nie tylko z charakteru rozwiązania, lecz również — w dużej mierze — zależy od własności mechanicznych kleju. Sposób bowiem, w jaki klej uczestniczy w pracy uszkodzonej konstrukcji, wpływa na rozkład naprężeń w elementach struktury warstwowej.

Przeprowadzone badania doprowadziły do wniosku, że osiągnięcie znacznej trwałości zmęczeniowej klejonej struktury warstwowej z istniejącym pęknięciem — można osiągnąć jedynie przez zastosowanie kleju o dużej podatności (np. — użyty do badań — klej WK.3, z rodziny żywic fenolowo-formaldehidowych, modyfikowany kauczukiem).

● Mgr inż. A. Bury zapoznał uczestników narady z dziesięcioletnimi doświadczeniami w klejeniu metali Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Świdniku. Prelegent omawiając historię wdrażania procesu klejenia elementów smigłowca w WSK przypominał owocną współpracę Instytutu Lotnictwa przy rozwiązywaniu problemów produkcyjnych (np. wprowadzenie automatycznych autoklawów, stanowiących najdoskonalsze rozwiązanie przyrządów do klejenia. Przykład: skrócenie cyklu dla okuć na dźwigarze

ze 160 do 30 dni). Inż. Bury przekazał cenne informacje o aspektach technicznych i technologicznych związanych z przemysłowym procesem klejenia. Omówił przygotowanie powierzchni do klejenia, rodzaje i cechy przyrządów klejarskich, tryb postępowania z materiałami produkcyjnymi a w szczególności z klejami, wreszcie metodykę kwalifikacji klejów i metody kontrolne.

Po wygłoszeniu referatów rozpoczęła się dyskusja.

— Przedstawiciel Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych poinformował, że ITWL od wielu lat zajmuje się problemami klejenia metali. Po okresie poświęconym na rozeznanie zagadnienia oraz na studium klejonych lotniczych elementów konstrukcyjnych, Instytut realizuje obecnie III etap programu badań. Obejmuje on rozważania teoretyczne oraz próby stoiskowe klejonych zespołów kontrolnych samolotów, związane z wytrzymałością zmęczeniową oraz statecznością pływ.

— Przedstawiciel Wojskowej Akademii Technicznej powiadomił o prowadzonych badaniach w zakresie stateczności klejonych płyt o grubości zmiennej liniowo i skokowo. Wyniki zostaną opublikowane w biuletynie WAT.

— Przedstawiciel Instytutu Lotnictwa omawiając technologiczne klejenia zwrócił uwagę na niebezpieczeństwo związane ze stosowaniem utwardzaczy aminowych, które pod wpływem wody (deszczu) powodują rozklejenie połączenia, jak również ostrzegł przed wielokrotnym grzaniem produkowanych elementów.

— Przedstawiciel pracowni klejenia Instytutu Spawalnictwa poinformował, że placówka gliwicka przeważnie stosuje połączenia klejowo-zgrzewane do zespołów samochodowych. Prowadziła badania porównawcze klejów, obecnie zaś opracowuje zagadnienie starzenia skleim.

Narada — jako poświęcona wybranym zagadnieniom klejenia metalowych konstrukcji lotniczych\* — wypełniła jeden z dezhydratów uchwały konferencji z 1968 r. Jednak nadal otwarte są dalsze postulaty zgłoszone przed 5 laty, a mianowicie:

— powołanie międzyresortowego zespołu koordynacyjnego dla zagadnień klejenia metali,

— zorganizowanie szkolenia w omawianej dziedzinie,

— opracowanie perspektywicznego planu prac nad rozszerzeniem zastosowania techniki klejenia metali w oparciu o posiadane doświadczenia w Polsce, NRD i CSRS.

\* Zagadnienia te, omówione w referatach, ujęto w broszurze starannie wydanej przez Koło Zakładowe SIMP WSK-Okęcie.

## Dokończenie ze str. 39

POLSKIE KONSTRUKCJE...

jących się nań elementów. Każda faza ludzkiej działalności stwarza sobie odpowiadające jej, optymalne, warunki rozwoju. Tak było też z lotnictwem, którego rozwój dokonujący się początkowo w oparciu o zainteresowanie społeczeństwa, o mecenat prywatny, zaczął już wkrótce dyktować odpowiednie formy patronatu nad sobą. Tak jak do roku 1911 brak zainteresowania lotnictwem ze strony państwa nie decydował o postępie lotnictwa, tak w następnej fazie jego rozwoju wkład państwa stawał się warunkiem sine qua non postępu młodej gałęzi techniki, decydował o dynamizmie tego postępu, jego kształcie i kierunkach.

## Przypisy

1. Ch. Gibbs-Smith, A. Directory and Nomenclature of the First Aeroplanes 1809—1909 London 1966; R. Gaston, Les Aeroplanes de 1912; P. Neumann, Die internationalen Luftschiffe und Flugdrachen, Oldenburg 1912; A. Vorreiter, Jahrbuch der Luftfahrt 1912, Munchen 1912.
2. Ch. Gibbs-Smith, op. cit.; Levis, British Aircraft 1809—1914, London 1962.
3. Ch. Gibbs-Smith, op. cit.; A. Vorreiter, op. cit.; R. Gaston, op. cit.; K. Kitićsan, Militarluftfahrzeuge, Wien 1912; P. Supf, Das Buch der deutschen Fluggeschichte, Berlin 1933.
4. W. B. Szawrow, Istorija konstrukcji samolotow w SSSR do 1938 r. Moskwa 1969, s. 265.
5. Podstawę do stworzenia wykazu dały dane zawarte w pracy J. B. Cynka, Polish Aircraft 1893—1933, Londyn 1971, uzupełnione przez autora.
6. „Świat”, nr 42 z 16.19.1909 r., s. 12.
7. W. Kościanowski, Wspomnienia lotnicze, rkps ZN im. Ossolińskich sygn. 111/69, s. 1.

8. „Prąd”, nr 4 z 1910 r., s. 39.
9. W. L. Antoni Mróczkowski pilot z licencją nr 1, Skrzydłata Polska, nr 48 z 1959 r., s. 7.
10. J. B. Cynk, op. cit.; W. B. Szawrow, op. cit., s. 103.
11. „Kurier Warszawski”, nr 101 z 11.04.1911 r. dodatek poranny, s. 3.
12. „Kurier Warszawski”, nr 246 z 6.09.1911 r., s. 9.
13. S. Czerwiński, Ogólne wiadomości z lotnictwa, Kowel 1927, s. 70.
14. A. Sobański, 18 lat, Warszawa 1928, s. 23.
15. W. B. Szawrow, op. cit., s. 94.
16. P. Supf, op. cit.
17. „Kurier Warszawski”, nr 130 z 11.05.1912 r., s. 5.
18. Wg listu M. Siegla do mgr inż. A. Glassa.
19. „Lot” nr 2—3 z 1922 r.
20. „Gazeta Kaliska”, nr 53 z 6.03.1914 r.
21. „Skrzydłata Polska” z 1937 i relacja mgr inż. A. Kapaona.
22. Libański E.: *Podbój atmosfery*, Lwów 1905.

LESIUK A.

#### **Fire protection safeguards of civil aircraft**

In this paper the most dangerous reasons of civil aircraft fire and the conditions that facilitate fire outbreak are presented. The regulations and legal standards that determine the general and requirements in regard to aviation constructions in countries having high developed aviation industry are discussed. The anti-fire installations and fire-waring systems are described, the principles of their operation are given and the flight conditions providing the effectiveness of fire-fighting are shown.

LATA Z.

#### **Service problems of an agricultural aircraft in tropics**

In this paper the tests and experimental service of the PZL-101 Gawron aircraft in tropical climate and in desert areas north of equator, in Africa, are described. The changes introduced into the AI-14R engine in order to adapt it to operation in different climatic conditions are presented. There were installed two air-filters from car, causing 2—4 HP power decrease, the additional filter for the electrical generator, the engine and installations air-breathers and new valves enabling the use of higher octane number petrol. The tests for determining aircraft performance and flight properties and the operational tests carried out after introducing the engine modifications are discussed and resulting from these tests conclusions are given.

SANDAUER J.

#### **Designing all-moving tailplane**

In this paper the features of all-moving tailplane are presented and the differences between aircraft having all-moving tailplane and aircraft having conventional one are emphasized. The behaviour of all-moving tailplane without anti-servo tab and tailplane with anti-servo tab is described. Author discusses the methods of determining the aerodynamic parameters of all-moving tailplane taking into account following aircraft properties: sufficient stability margin in the case of fixed stick, proper tailplane effectiveness, proper stick force gradient relative to the steady flight speed and proper stick force gradient relative to the normal acceleration (overload).

#### **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.

JANUSZEWSKI S.

#### **Aircraft designed in Poland up to 1914 in comparison with foreign ones**

In this article the Polish aviation constructions built in 1893—1914 are presented. The conditions under which started the aviation activity in Poland, its range and influence are discussed and the numbers of the Polish aeroplanes, gliders and helicopters designed and the built, are given. The effectiveness of the Polish aviation constructions at the end of XIX century and early XX century is shown. The importance of the Polish achievements in aviation field is emphasized.

## Z prasy zagranicznej

### Oszczędność paliwa

W trzech kolejnych numerach francuskiego dwutygodnika „Aviation Magazine International” opublikowano odpowiedzi przedstawicieli różnych instytucji i przedsiębiorstw lotniczych na ankietę w sprawie sytuacji lotnictwa w związku z kryzysem paliwowym w krajach Europy zachodniej i w Stanach Zjednoczonych. Oceniają oni wpływ kryzysu na lotnictwo i wynikające stąd różne trudności z ich punktu widzenia oraz przedstawiają przedsięwzięcia zmierzające do zmniejszenia skutków kryzysu.

Opublikowano też treść pisma okólnego sekretarza generalnego Lotnictwa Cywilnego z 21.12.1973 skierowanego do użytkowników lotnictwa. W piśmie zawarte są m.in. zalecenia, których ścisłe przestrzeganie może dać istotną oszczędność i zapobiegnie wydaniu ostrzejszych zarządzeń ograniczających zużycie paliwa. W myśl zaleceń należy ograniczyć loty do niezbędnych, w miarę możliwości łączyć loty szkoleniowe z lotami wycieczkowymi, ograniczyć czas pracy silników na ziemi przez ścisłą współpracę ze służbą kontroli ruchu, loty prowadzić w sposób jak najbardziej ekonomiczny wg specjalnych instrukcji obsługi urządzeń nawigacyjnych, loty wykonywać na wysokości, która umożliwi najmniejsze zużycie paliwa.

Opublikowano również, w odpowiedzi na prośbę pilotów francuskich i innych krajów, udzielone przez firmę Cessna Aircraft Company rady, które umożliwiają oszczędność paliwa w samolotach produkowanych przez tę firmę i dające się zastosować do innych samolotów.

Zdaniem producenta można osiągnąć 12% do 15% oszczędności paliwa przez niewielkie zmniejszenie prędkości przelotowej. Gdyby wszyscy piloci samolotów służbowych we Francji zastosowali się do tego, zaoszczędzone paliwo pokryłoby zapotrzebowanie wszystkich dotąd przez nich wykonywanych lotów, mimo ograniczenia zaopatrzenia w paliwo. Chociaż lotnictwo komunikacyjne zużywa tylko 1% paliwa stosowanego we wszystkich rodzajach transportu, ta oszczędność jest bardzo istotna, a piloci mogą dać przykład oszczędności.

Oszczędność 12% do 15% paliwa można uzyskać przez zmniejszenie mocy silnika z 75% do 55%. Oszczędność ta jest różna zależnie od rodzaju silnika. Przez zmniejszenie mocy i prędkości przelotowej czas przelotu trasy o długości 186 km zwiększy się tylko o 5 do 8 minut.

Firma zaleca również skrócenie czasu pracy silnika na ziemi, zwiększenie skuteczności wznoszenia, latanie na dużej wysokości, prawidłowe wykorzystywanie warunków meteorologicznych lotu, zmniejszenie mocy silnika, wybieranie jak najkrótszych tras przelotowych, umiejętne posługiwanie się przyrządami pokładowymi, które umożliwiają skuteczną i wydajną pracę, a specjalnie korzystanie z tablic osiągnięć. Poza tym zaleca się utrzymanie samolotów w dużej czystości, szczególnie krawędzi natarcia oraz prawidłowe planowanie trasy przelotu przed odlotem.

„Aviation Magazine Internatinoal” 1974 nr 626, 627, 628.

# SZD-38 JANTAR-1

SINGLE-SEAT OPEN CLASS HIGH-PERFORMANCE SAILPLANE



- All fibre-glass structure
- 100-litre water ballast
- Airbrakes in wings
- 350 mm wheel
- Standard equipment: vario 5 m/s and 10 m/s, speed indicator, altimeter, turn and slip indicator, compass, VHF antenna in fin
- Provision for oxygen and radio equipment

## TECHNICAL DATA

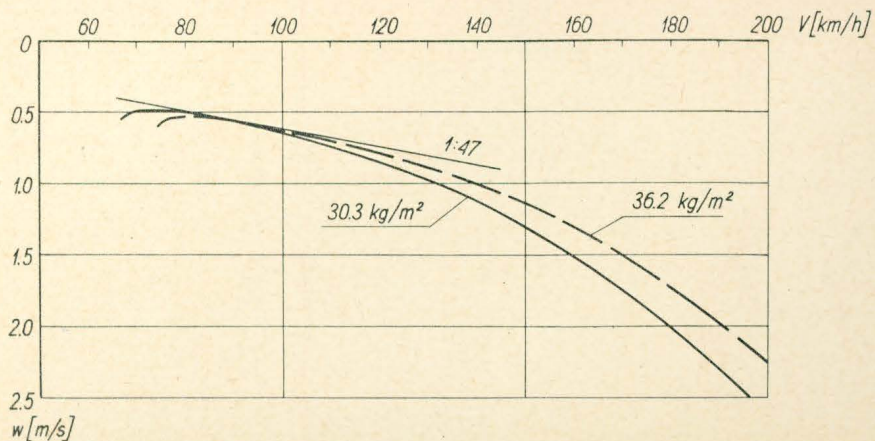
Span	19 m
Length	7.2 m
Height	1.6 m
Wing area	13.4 m <sup>2</sup>
Aspect ratio	27
Wing section	Wortmann
	Fx-67K 170/Fx-67K 150
Empty weight	290 kg

Useful weight	130 kg
Water ballast	100 kg
Max. weight	520 kg
Max. L/D	47
— at speed	97 km/h
Min. sink	0.50 m/s
— at speed	75 km/h
Min. speed	65 km/h
Never exceed speed	250 km/h
Permissible load factor	+5.3/-2.65

- The best 19-m glider of the 1972 World Gliding Championships at Vrsac
- International women's record: 672-km out-and-return flight
- 7 national records, including:
  - 152.7 km/h over 100 km triangle
  - 110.8 km/h over 300 km triangle
  - 128 km/h over 500 km triangle

WCT/2125/K/73

Fot. B. Koszewski



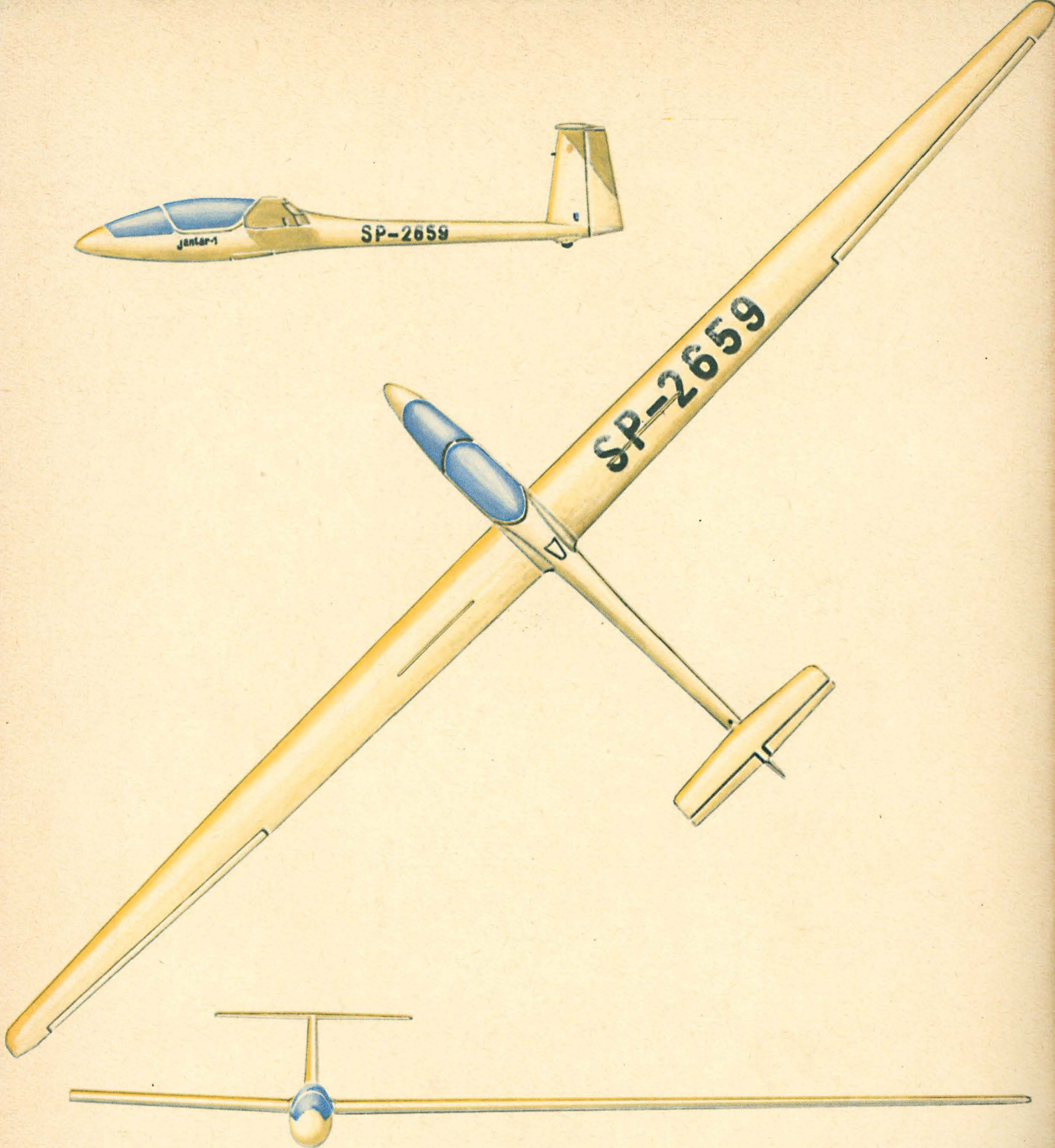
Manufacturer:

Zakłady Sybowcowe Bielsko  
ul. Cieszyńska 325  
43-302 Bielsko-Biała, POLAND



**PEZETEL**  
**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



**SZD-38**  
**jantar-1**

