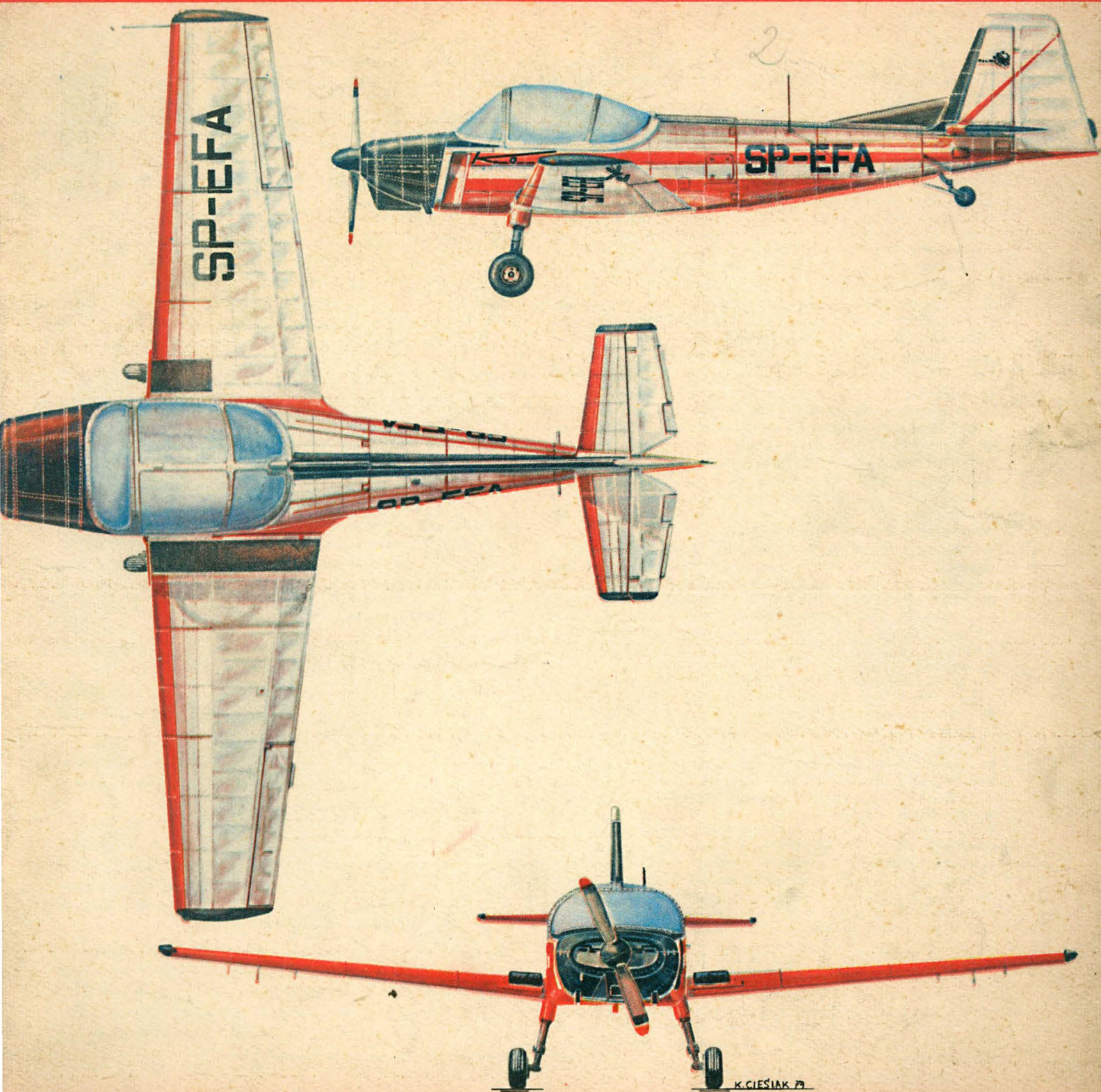


TECHNIKA

5 1974

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 12.-



● Во время XIV Чемпионата Мира по Планеризму состоявшегося в Вайкерие, в Австралии, польский планерист Францишек Кепка на планере СЗД-41 Янтаре Стандарт занял 3-е место по классу стандарт — уступая только планеристам летавшим на планерах ЛС-2 и Стандарт Циррус. Во время Чемпионата Ф. Кепка на Янтаре Стандарт достигнул скорости 125 км/час на трехугольнике 513 км. Станислав Вуйчак на Янтаре Стандарт занял 7-ое место. С. Клуц по открытому классу достигнул скорости 128 км/час на трехугольнике 513 км.

● Польская Авиационная Промышленность до 1.01.1974 г. выпустила после войны свыше 3-х тысяч планеров, в том числе находящихся в производстве в настоящее время:  
— 420 двухместных планеров СЗД-9 Бочиян  
— 415 рекордных планеров СЗД-30А — Пират  
— 110 рекордных планеров высшего класса СЗД-36А Кобра 15.

Кроме этого в производстве находятся стеклопластиковый планер СЗД-38 Янтаре 1 и двухместный мотопланер СЗД-45 Огар.

● Главное Управление Аэроклуба ПНР удостоило медалью имени Чеслава Таńskiego за 1973 г. известного конструктора планеров из Планерного Завода в г. Бельско-Бяла маг. инж. Адама Курбеля за конструкцию планеров СЗД-37 Янтаре X и СЗД-38 Янтаре 1.

● За первый год эксплуатации атлантической линии Польскими Авиалиниями ЛЕТ выполнены 73 рейсы туда — и-обратно. Перевезено 17.100 пассажиров при среднем заполнении в 75%. В летний период среднее заполнение самолетов составляло 81%. Кроме того свыше 6000 пассажиров перевезены во время 22 чартерных полетов.

● С 1-го апреля т.г. полеты самолетов ЛЕТ из Варшавы в Нью Йорк состоятся трижды в неделю, в промежуточной посадкой в Шаннон вместо Амстердама.

● ЛЕТ ведет переговоры о возможности открытия авиационного сообщения между Варшавой и Монреалом.

● Польские Авиалинии ЛЕТ намеряют открыть с 1-го июня авиационное сообщение из Варшавы в Алжир, через Тунизию. Полеты будут состояться один раз в неделю.

● Польские Авиалинии ЛЕТ ведут переговоры также об открытии сообщения из Варшавы в Бомбей.

● В текущем году ЛЕТ увеличит до 5-ти штук число своих самолетов для дальних рейсов ИЛ-62.

● Аэроклуб ПНР намеряет начать в т.г. обучение пилотов на двухместном мотопланере СЗД-45 Огар.

● В течение 16—17 февраля состоялся в Варшаве X Съезд Аэроклуба ПНР, на котором была принята программа развития спортивной авиации на ближайшие годы.

● Уже несколько лет существует договор между авиаконпаниями стран-членов СЭВ-а, в итоге которого в каждом зарубежном аэропорту, которым пользуются несколько авиалиний стран СЭВ-а, только одна из этих авиалиний организует магазин запасных частей. ЛЕТ организовал такие магазины запасных частей для ТУ-134 в Лондоне, Риме и Париже, а для ИЛ-62 в Лондоне. Кроме того ЛЕТ, ЧСА и Аэрофлот обеспечивают себя взаимно технической помощью при обслуживании самолетов ИЛ-62 в Северной Америке.

● В Военном Институте Авиационной Медицины в Варшаве состоялась в декабре 1973 г. научная конференция по теме физической подготовки как условия безопасного выполнения полета.

● В Варшаве организуется Национальный Метеорологический Центр, содействующий с мировой системой метеорологических наблюдений. Он начнет работу с началом 1975 года. В Центре будут установлены электронные вычислительные машины для связи и приема докладов о наблюдениях из районных наблюдательных пунктов, которые будут также обслуживать мировую систему метеорологической связи.

● На основе решения Президиума Правительства ПНР от 10-го августа 1973 г. Министерство Коммуникации будет проводить интеграцию польской гражданской авиации, принимая под свое начало спортивную, сельскохозяйственную, санитарную и диспозиционную авиацию. Авиалинии ЛЕТ уже давно находятся в подчинении Министерства Коммуникации.

● Franciszek Kępa on his SZD-41 Jantar Standard was third in the Standard Class at the XIVth World Gliding Championships at Walkerie, Australia, yielding only to competitors flying on LS-2 and Standard Cirris sailplanes. Kępa flew over a 513 km triangle at a speed of 125 km/h. Stanisław Wujczak on the same sailplane was seventh. In the Open Class Stanisław Kluc on this Jantar I obtained 128 km/h over a 513 km triangle.

● The Polish aviation industry as of January 1, 1974, has built more than 3,000 gliders since the end of WW II, including the currently manufactured:

— 420 units — SZD-9 Bocian two-seater  
— 415 units — SZD-30A Pirat performance sailplane  
— 110 units — SZD-36A Cobra 15 high-performance sailplane.

There is also in production the SZD-38 Jantar I laminate sailplane and the SZD-45 Ogar two-seat powered glider.

● The well known glider designer of the Glider Establishment at Bielsko Dipl. Ing. Adam Kurbiel has been awarded the Czesław Tański Medal for 1973 by the Management of the Aero Club of Poland for his designs of the SZD-37 Jantar X and the SZD-38 Jantar I.

● In the first year of operation of the transatlantic route, the Polish Airlines LOT (since April 16, 1973) have made 73 regular flights in both ways. A total of 17,100 passengers were carried and thus the average passenger load factor showed 75%; in Summer the average load factor was 81%. In addition, 6 thousand passengers were carried in 22 charter flights.

● Since April 1, 1974, LOT's flights from Warszawa to New York will be made twice weekly with a stop at the Shannon International Airport, leaving the Amsterdam out.

● LOT has been discussing an opening of a new route from Warszawa to Montreal. The carrier also hopes to start a new Warszawa — Bombay route.

● LOT has expansion plans that include starting a new service between Warszawa and Algier via Tunis on June 1, 1974. Flights will be made once a week.

● This year the Polish Airlines LOT will increase its fleet of long-distance ИЛ-62 aircraft up to 5 units.

● The Aero Club of Poland has started the training of glider pilots on the SZD-45 Ogar motor glider.

● Xth Meeting of the Aero Club of Poland held in Warsaw, Feb. 16—17, has established a development program of sports aviation for the next few years.

● Air carriers of the CMEA member countries have an agreement that provides for an organization of a spare parts facility at every foreign airport that is used by at least a few of the carriers. There is only one limitation that only one carrier can organize such a facility at each airport. The Polish Airlines LOT have organized such facilities at the airports of London, Rome and Paris for the Tu-134 aircraft and at the London Airport for the ИЛ-62s. Furthermore the LOT, CSA and Aeroflot help each other in servicing the ИЛ-62s in the USA.

● On the basis of a decision of the Presidium of Government of August 10, 1973, the Ministry of Transport will integrate the Polish civil aviation thus becoming a superior of the sports, agricultural, business and medical air transport. The Polish Airlines LOT have been under the authority of the Ministry of Transport for a long time.

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.
Pierwszomajowe hasło — dobra robota . . . . .	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA . . . . .	2
CIEKAWY KONSTRUKCJE	
W. Bureczak: Ciekawe rozwiązania konstrukcyjne szybowca SZD-36A Cobra-15 . . . . .	4
NOWOŚCI TECHNICZNE . . . . .	9, 18, 38, 39
LOT PROBLEMY	
T. Smolicz: Azymutalne korekcje giroskopowych układów kursowych . . . . .	10
J. Łunarski: Wzmocnianie łopatek turbin gazowych metodami technologicznymi . . . . .	14
KARTOTEKA TLiA	
Mitsubishi MU-2J . . . . .	19
Dassault-Breguet-Dornier Alpha Jet . . . . .	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE 24	
Elementy konstrukcji spawanych . . . . .	23
PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK	
K. Kunachowicz: Nowoczesne systemy kierowania ruchem lotniczym . . . . .	25
J. Żmihorski: Filtracja oleju we współczesnych instalacjach lotniczych — dok. . . . .	28
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 19	
Silnik tłokowy . . . . .	31
KSIĄŻKI LOTNICZE . . . . .	32
Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ	
S. Januszewski: Pierwsza polska wytwórnia samolotów WTL „Awiata” . . . . .	33
W NASTĘPNYM NUMERZE . . . . .	37
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK . . . . .	40
HOBOCTH ИЗ ПОЛЬШИ, NEWS FROM POLAND . . . . .	II okł.
CO PISZĄ INNI . . . . .	IV str.

Na okładce: PZL-102 B Kos, rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA  
 CZASOPISM  
 TECHNICZNYCH NOT

Warszawa  
 Czackiego 3/5

**Redaktor naczelny:**

mgr inż. *Andrzej Glass*

**Sekretarz Redakcji:**

*M. Klara Płaskowska*

**Redaktorzy działowi:**

mgr inż. *K. Dąbrowski*, mgr inż. *A. 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-  
liński*

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 2, W-wa, Zam. 153/74. Nakład 3450+30 egz.  
 Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.  
**Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697**

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

Cena pojedynczego egz. zł 12,—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006

BURCZAK W.

**Most interesting design details of SZD-36A Cobra-15 sailplane**

In this article the SZD-36A Cobra-15 sailplane construction is described. It is single-seat high performance, high wing sailplane, designed by W. Okarmus. In Cobra-15 sailplane many new design details, in comparison with Foka 5 sailplane, were applied, among other higher aspect ratio, thinner aerofoil and little sweep angle wing. During the World Glider Championship at Marfa in 1970 J. Wróblewski on Cobra-15 sailplane won the first vice-champion title and F. Kępa — the second vice-champion title in standard class

SMOLICZ T.

**Correction of gyroscopic directional systems**

In this article the applications of gyroscopes in the aviation navigation are shown. The behaviour of gyroscopic directional indicators under various conditions are discussed. The methods of correction of the gyroscope precession caused by the Earth rotation, aircraft motion relative to the Earth and by gyroscope mechanical deficiencies are presented.

ŁUNARSKI J.

**Reinforcing gas turbine blades by production methods**

In this paper the most important methods of increasing life time, reliability and heat resistance of gas turbine blades are discussed. New materials being used for blades manufacturing and the methods of blades production are presented. Protective coats for reinforcing the blades and for increasing their corrosion resistance are described.  
KUNACHOWICZ K.

KUNACHOWICZ K.

**Modern ATC systems**

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

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

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

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

JANUSZEWSKI S.

**First Polish aircraft factory WTL „Awiata”**

In this article the initiation, development and fall of the Polish aviation activities in the 1909—1912 period are shown. The activity of the Koło Awiatorów w Warszawie (Warsaw Aviation Club) at the Engineering Society, that resulted in formation of the Warsaw Aviation Society Awiata and in creation of first Polish aircraft factory on Pole Mokotowskie, is presented. This factory was producing Farman and Blériot aeroplanes.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXIX MAJ 1974

# TECHNIKA

# lotnicza

# i ASTRONAUTYCZNA

5

## Pierwszomajowe hasło — dobra robota

Święto Pracy jest okazją do refleksji nad wykonywaną przez nas pracą i jej wynikami.

Minęliśmy półmetek planu 5-letniego. Przed nami ostatnie dwa lata tego planu, które zadecydują o pomyślnej realizacji naszego programu modernizacji gospodarki, umacniania pozycji i autorytetu Polski w świecie oraz poprawy sytuacji materialnej każdej rodziny.

O realizacji stojących przed nami zadań zadecyduje lepsza jakość pracy i wyższa jej efektywność. Takie stanowisko zajęła I Krajowa Konferencja Partyjna.

Aby lepiej żyć i aby szybciej rozwijał się nasz kraj — musimy lepiej pracować. Hasło dobrej roboty realizowane jest w br. między innymi w ramach akcji „Twórcza inicjatywa i dobra robota”. Akcja ta ma pomóc w usprawnieniu naszej pracy i podniesieniu jakości jej wyników.

Na jakich odcinkach mamy to hasło realizować w lotnictwie?

Musimy wytwarzać lepsze, nowocześniejsze i ekonomiczniejsze wyroby. W tym celu musimy konstruować bardziej wydajne maszyny i doskonalić ich technologie.

Musimy ulepszać organizację pracy naszych przedsiębiorstw lotniczych i stowarzyszeń. Mimo zasadniczego postępu w tej dziedzinie w postaci wprowadzenia nowego systemu gospodarowania — konieczny jest twórczy udział wszystkich pracowników lotnictwa w udoskonaleniu tego systemu, który dopiero przechodzi pierwszą konfrontację koncepcji z praktyką.

Wyrazem realizacji tego hasła musi być dalsza optymalizacja decyzji zarówno w sprawach kierunków rozwoju naszego lotnictwa i jego działalności oraz w sprawach poszczególnych przedsięwzięć, konstrukcji, prac badawczo-rozwojowych czy posunięć ekonomicznych, jak przy wykonywaniu każdej pracy.

Dobra robota — to robota pożyteczna, solidna i ekonomiczna. Tylko podnoszenie jakości naszej roboty zwiększy w świecie konkurencyjność naszych wyrobów i usług lotniczych. By robota była ekonomiczna — musi być wykonywana z maksymalną oszczędnością czasu pracy, surowców, energii i maszyn.

Od inicjatywy i pomysłowości wszystkich pracowników lotnictwa na każdym stanowisku pracy, a w szczególności robotników, majstrów, techników, technologów, inżynierów i ekonomistów — będzie zależało, czy wykonamy dobrą robotę taką, która podniesie nasz dobrobyt i gospodarkę kraju i jej pozycję międzynarodową.



**POLSKA**

● W XIV Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Waikerie w Australii Franciszek Kępka na szybowcu SZD-41 Jantar Standard zajął 3 miejsce w klasie standard, ustępując jedynie zawodnikom na szybowcach LS-2 i Standard Cirrus. Podczas mistrzostw F. Kępka na Jantarze Standard uzyskał prędkość 125 km/h na trójkącie 513 km. Stanisław Wujczak na Jantarze Standard zajął 7 miejsce. S. Kluk w klasie otwartej na szybowcu Jantar 1 uzyskał prędkość 128 km/h na trójkącie 513 km.

● Polski przemysł lotniczy do 1.I.1974 r. wyprodukował po wojnie ponad 3300 szybowców, w tym spośród typów aktualnie produkowanych:

- 420 szybowców dwumiejscowych SZD-9 Bocian
- 415 szybowców wyczynowych SZD-30A Pirat
- 110 szybowców wysokowyczynowych SZD-36A Cobra 15.

Ponadto w produkcji znajdują się: szybowiec laminatowy SZD-38 Jantar 1 oraz motoszybowiec dwumiejscowy SZD-45 Ogar.

● Zarząd Główny Aeroklubu PRL przyznał Medal im. Czesława Tańskiego za 1973 r. znanemu konstruktorowi szybowcowemu z Zakładów Szybowcowych w Bielsku za konstrukcję szybowców SZD-37 Jantar X oraz SZD-38 Jantar 1.

● W ciągu pierwszego roku eksploatacji linii atlantyckiej przez PLL LOT (od 16.IV.1973) — zostały wykonane 73 loty regularne w obie strony. Przewieziono 17 100 pasażerów uzyskując średnie zapełnienie 75%. W okresie letnim średnie zapełnienie samolotów wynosiło 81%. Ponadto 6 tys. pasażerów przewieziono w 22 lotach czarterowych.

● PLL LOT zamierza od 1 czerwca br. otworzyć linię z Warszawy do Algieru, przez Tunis. Loty będą się odbywały raz w tygodniu.

● Aeroklub PRL zamierza rozpocząć w br. szkolenie pilotów na motoszybowcu dwumiejscowym SZD-45 Ogar.

● W dniu 16 i 17 lutego br. odbył się w Warszawie X Zjazd Aeroklubu PRL, na którym ustalono program rozwoju lotnictwa sportowego na najbliższe lata.

● Na podstawie decyzji Prezydium Rządu z 10 sierpnia 1973 r. — Ministerstwo Komunikacji ma przeprowadzić integrację polskiego lotnictwa cywilnego przejmując pod swe zwierzchnictwo lotnictwo sportowe, rolnicze, sanitarne i dyspozycyjne. Linie lotnicze LOT od dawna podlegają Ministerstwu Komunikacji.

● W Wyższej Oficerskiej Szkole Lotniczej odbyła się konferencja poświęcona bezpieczeństwu lotów. W obradach wziął udział dowódca Wojsk Lotniczych gen. bryg. pil. Henryk Michałowski.

● W Wojskowym Instytucie Medycyny Lotniczej w Warszawie w grudniu ub. r. obradowała konferencja naukowa nt. wydolności i sprawności fizycznej jako warunków bezpiecznego latania. Wygłoszono referaty o tematyce przydatnej na codzień lekarzom i instruktorom lotniczym.

● W Warszawie powstaje Narodowe Centrum Meteorologiczne powiązane ze światowym systemem obserwacji pogody, które rozpocznie pracę z początkiem 1975 r. W centrum zostanie zastosowana nowoczesna elektroniczna technika obliczeniowa oraz komputery łącznościowe i komunikacyjne zbierające meldunki ze stacji terenowych i obsługujące system łączności z siecią światową.



Opracowana w Indonezji odmiana rolnicza samolotu PZL-104 Gelatik z rozpryskiwaczami (atomizerami)

Co godzina napływa do Polski pełna informacja meteorologiczna z obszaru półkuli północnej — od Arktyki po wybrzeże Afryki Północnej i od zachodniego Atlantyku po Ural. Jednocześnie co godzina zbiera się dane z 64 stacji krajowych. Odbierane są także meldunki ze stacji aerologicznych badających górne warstwy atmosfery oraz sygnały z satelitów meteorologicznych.

● W Piwnicach koło Torunia zakończono budowę wielkiego gmachu dla Ośrodka Radioastronomii Uniwersytetu Mikołaja Kopernika, którego kubatura wynosi 12 000 m<sup>3</sup>. W ramach dalszej rozbudowy Ośrodka wyposażony zostanie w unikalne urządzenia radioteleskopowe. Zainstaluje się pięć anten parabolicznych o średnicy 25 m. Pracami Ośrodka Radioastronomii w Piwnicach kieruje prof. S. Gorgolewski.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego w Rzeszowie wprowadziła w br. nowe formy rozwijania twórczej inicjatywy załóg. Służą temu odbywające się w każdy czwartek tygodnia „gieldy pomysłów”. Przedstawione i zakupione przez zakład projekty racjonalizatorskie są w tym samym dniu nagradzane.

● PLL LOT pragnie uzupełnić swój park do pięciu samolotów dalekodystansowych Il-62 i uruchomić trzecie w tygodniu — bezpośrednio z Warszawy — połączenie z Nowym Jorkiem. Trwają międzyrządowe pertraktacje w sprawie otwarcia stałych linii LOT do Montrealu i Bombaju.

● Nasze linie lotnicze mogłyby obsługiwać większą — niż dotychczas — liczbę turystów zagranicznych, gdyby dysponowały miejscami noclegowymi. Obecnie zapadły decyzje o budowie przez PLL LOT — wspólnie z Orbisem — dużego hotelu w Warszawie.

● Od wielu lat istnieje porozumienie między towarzystwami lotniczymi krajów RWPG, na mocy którego w każdym porcie lotniczym tylko jedno towarzystwo organizuje magazyn części, z których korzystać mogą wszyscy. LOT zorganizował takie magazyny dla części Tu-134 w Londynie, Rzymie i Paryżu oraz dla Il-62 w Londynie. Istnieje też umowa między LOT, AEROFLOT i CSA w sprawie wzajemnej pomocy technicznej przy obsłudze samolotów Il-62 w Ameryce Północnej.

● Aeroklub tatrzański zakupił budynek w Nowym Targu i zaadaptował go na 50-osobowy hotel. Tego rodzaju zaplecze pozwoli powołać do życia Wyczynowy Ośrodek Spadochronowy i Lotów Falowych dla sportowców krajowych oraz zagranicznych gości.

● Edward Makula, Pelagia Majewska i inż. Edward Ciepała — otrzymali z

rak przewodniczącego GKKFiT Złote Medale za Wybitne Osiągnięcia Sportowe. Stanisław Kluk został udekorowany Medalem im. Cz. Tańskiego.

● Znany w polskich kołach lotniczych historyk Jerzy B. Cynk (na stałe zamieszkały w Wielkiej Brytanii) został uhonorowany dyplomem z okazji jubileuszu 75-lecia Aeroklubu Francji. Wyróżnienie to spotkało naszego rodaka za opracowanie monografii pt. *Polish Aircraft 1893—1939*. Serdecznie gratulujemy.

● W styczniu odbyła się obrona dwóch rozpraw doktorskich na Wydziale Mechanicznym, Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej:

— mgr inż. Z. Jaroszewicz bronił pracy pt. *Dobór optymalnych parametrów i wyznaczenie zakresu stosowności szczytowego zespołu turbogazowego z zasobnikiem sprężonego powietrza*.

Promotor: prof. S. Andrzejewski; recenzenci: prof. dr W. Grundlach i prof. dr hab. J. Marecki,

— mgr inż. W. Szyszkowski bronił rozprawy nt. *Zagadnienie stateczności pośluk obrotowych w ujęciu geometrycznym*.

Promotor: doc. dr hab. inż. S. Łukaszewicz; recenzenci: prof. dr inż. Z. Brzoska i prof. dr inż. J. Leyko.



**CHINY**

● Chiny będą pierwszym „niezachodnim” krajem, któremu rząd amerykański sprzeda 30-osobowe śmigłowce transportowe typu S-61 N. Do rozmów z Pekinem w sprawie tej transakcji upoważnione zostało towarzystwo United Aircraft Corp. Ponadto CHRL zamierza zakupić we Francji śmigłowce Super-Frelon. Chodzi o zakup 13 szt. z magazynu oraz 30 — z dalszej produkcji.



**FRANCJA**

● W okresie 1959—1973 śmigłowce zakładów Aérospatiale ustanowiły 30 rekordów międzynarodowych różnych kategorii. Jeden z nich, ustanowiony na śmigłowcu Lama, stanowi światowy rekord wysokości (12 440 m) dla śmigłowców wszelkich kategorii. Jak wiadomo,

śmigłowce Alouette produkuje na licencji Rumunia, zaś Gazelle — Jugosławia.

● Państwowy koncern lotniczy **Aérospatiale** otrzymał nową strukturę. Polega ona na przyznaniu większej samodzielności głównym pionom zrzeszenia, co zwiększa ich operatywność. Prezesem Zarządu zreorganizowanego **Aérospatiale** pozostał Henri Ziegler.

● **Citroen Comotor-624** to nowy francuski silnik Wankla przewidziany m.in. do wykorzystania w lotnictwie sportowym i turystycznym w samolotach i wiroplatach. Ma on moc 180 KM przy 6500 obr./min. Pojemność cylindrów — 1990 cm<sup>3</sup>. Ciężar własny — ok. 100 kg.

● Na śmigłowcu **SA.330 Puma** zastosowano zbiornik o pojemności 2550 litrów na wodę do gaszenia pożaru. Zbiornik wykonany jest z laminatu zbrojonego włóknem szklanym i podwieszony na linkach pod kadłubem śmigłowca. Sterowanie spustu elektryczno-mechaniczne. Prędkość śmigłowca Puma w czasie transportu wody wynosi 260 km/h.

● Po rozmowach przeprowadzonych między prezydentami Pompidou i Nixonem przewyżczone zostały trudności wynikające z tajemnicy technologii silników General Electric i silnik CFM-56, o ciągu 10 ton, będzie mógł być produkowany wspólnie przez USA i Francję. Zakłady amerykańskie będą produkowały partię centralną, zaś francuskie — resztę.

● **Concorde 001**, francuski prototyp pasażerskiego odrzutowca ponaddziesięciowego stał się eksponatem muzeum lotniczego w Paryżu. Samolot ten wykonał 396 lotów (810 godzin), a w tym 254 loty z prędkością większą od dźwięku.

● We Francji, w ciągu ostatnich 3 lat powstało 15 lotniczych bezpośrednich połączeń miast prowincjonalnych z zagranicą. W roku ubiegłym otwarto w tym kraju 23 nowe linie wewnętrzne.

● Przedsiębiorstwo **Air France** zapowiedziało podwyższenie tarif na liniach krajowych i zagranicznych. Podwyżka wyniesie średnio 12%. Również wprowadza tzw. dodatek kryzysowy do opłat za loty czarterowe.

● Francuski mieśniolot **Vespa 400** konstrukcji M. Hurela przechodzi pomyslnie próby latania. Aparat — o rozpiętości skrzydeł 40 m — ma ciężar 65 kg; śmigło o średnicy 3,2 m napędzane jest pedałami. Osiągnięto prędkość lotu 19 km/h.



## JAPONIA

● W związku z kryzysem naftowym japońskie towarzystwa lotnicze zmuszone zostały do podjęcia kroków oszczędnościowych. Mianowicie odwołano 270 lotów na liniach krajowych. Ogólny przewóz pasażerów na wyspach japońskich zmniejszy się o 6 procent.

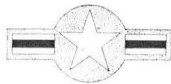


## NRF

● Kraje Południowej Ameryki (Argentyna, Brazylia) i afrykańskie interesują się zachodniemieckimi śmigłowcami **Bo-105**, wersji wojskowej uzbrojonej w rakiety panc. Jak dotąd, nabyły próbne egzemplarze. Bo-105 jest pierwszym śmigłowcem, który otrzymał brytyjski certyfikat zdolności do lotów według przyrzędów.

● Wytwórnica szybowcowa **Scheibe**, zatrudniająca około 60 pracowników, wyprodukowała w ciągu 22 lat: po 500 szt. szybowców typu Spatz i Bergfalke (w wariantach II, III i IV), po ok. 150 szt. — typu Mü 13 E Bergfalke, Zugrogerel i SF 27 A oraz 500 motoszybowców Falke B i C.

● Studenci politechniki w Darmstadt zbudowali laminatowy szybowiec klasy **standard DG-100**, który stanowi rozwinięcie typu D.38. Rozpiętość — 15 m, doskonałość maks. 38,7 przy prędkości 90 km/h. Szybowiec jest przystosowany do akrobacji. Planuje się produkcję w zakładach W. Glaser, 4 egzemplarze miesięcznie.



## USA

● Wytwórnica **Piper** zaanonsowała dwa nowe lekkie samoloty. Z rodziny Cherokee ukaże się **Warrior** z silnikiem 160 KM.

Zamiast **Twin Comanche** będzie produkowany nowy model **PA-40 Arpaio**. Arpaio ma być kontynuacją koncepcji lekkiego samolotu dwusilnikowego. Będzie on mniejszy od **Seneca** (ciężar własny poniżej 2000 kg), lecz przejmie niektóre jego rozwiązania.

● Firma **Beech Aircraft** widzi duże możliwości sprzedaży samolotów dyspozycyjnych (zwłaszcza dwusilnikowych) do krajów demokracji ludowych i Chin. Możliwości te — zdaniem firmy — wynikają z potrzeby poprawienia warunków komunikacji wyższych urzędników państwowych i przedstawicieli przemysłu w krajach socjalistycznych.

● Od trzech lat trwają prace nad opracowaniem urządzenia mającego zastąpić powszechnie stosowany system instrumentalnego lądowania **ILS**. Urządzeniem takim jest **MLS** pracujący na mikrofalach.

Opracowanie systemu **MLS** traktowane jest bardzo poważnie przez przemysł USA. W programie tym biorą udział największe firmy. Przewiduje się, że z uwagi na około 10-krotnie większą dokładność wskazań w porównaniu do **ILS** system ten umożliwi w pełni bezpieczne lądowanie automatyczne.

**MLS** wprowadzony będzie do eksploatacji od roku 1978, tymczasem Federalny Zarząd Lotnictwa Cywilnego (FAA) opracowuje normy dla tego systemu. Badania prowadzone nad systemem **MLS** w Ameryce, Australii i w Europie wymagają nakładów finansowych w wysokości 1 do 1,5 miliarda dolarów.

● Na zamówienie lotnictwa USA ośrodek **NASA** ma rozpocząć badania nad sterowaniem wirów splywowych z końca płata. Ma być badany opatentowany sposób polegający na styczonym wydmuchu powietrza lub gazu — w celu rozbicia wiru splywowego. Powietrze lub gaz pobierane będą z silnika odrzutowego. W zastosowaniu do wiroplatów urządzenie ma uciszać „klaskania” łopat wirnika.

● **PAN AM** zamówiły 10 samolotów typu **Boeing 747SP** oraz podpisały opcje na dalsze 15 tych samolotów. Dostawy mają rozpocząć się w I kwartale 1976 roku. Wartość kontraktu określa się na 280 mln dol. Samolot **B-747SP** jest o 14,3 m krótszy od dotychczas produkowanych wersji **B-747** i zabiera 288 pasażerów. Zasięg jego wynosi ok. 11 000 km i umożliwia loty non stop na trasach Nowy Jork — Tokio lub Nowy Jork — Teheran. Nas interesują te informacje, gdyż — jak wiadomo — **PAN AM** utrzymuje połączenie z Warszawą.



## W. BRYTANIA

● Prezes **Society of British Aerospace Companies** — **SBAC** domaga się dla przemysłu brytyjskiego głównej roli w

lotniczym przemyśle europejskim. Zwrócił on uwagę na dotychczasowe, pionierskie osiągnięcia brytyjskie, takie jak konstrukcja pierwszej turbiny, praktyczne urzeczywistnienie pionowego startu i in. Podkreślił również, że lotniczy przemysł brytyjski jest dwa razy większy niż francuski i pięć razy niż zachodnio-niemiecki.

● **British Civil Aviation Authority** ogłosił, że zakres niebezpiecznego działania wirów pojawiających się po przelocie dużego samolotu przekracza odległość 1,6 km. Problem ten był studiowany przez 1 1/2 roku w pobliżu lotniska Heathrow.

● Lotnictwo cywilne Wielkiej Brytanii korzysta ze 138 lotnisk. Obsługuje je personel straży pożarnych w liczbie około 2000 osób. W celu szkolenia straży pożarnych powstała specjalna szkoła, dostępna również dla cudzoziemców.



## ZSRR

● Prezydium Rady Najwyższej **ZSRR** nadało wojskowe stopnie marszałka lotnictwa ministrowi Lotnictwa Cywilnego **ZSRR**, gen. płk. B. Bugajewowi i komendantowi Akademii Wojskowej Obrony Przewodniczącemu gen. płk. G. Ziminowi.

● W lecie ub. r. przeprowadzono na lotnisku Boryspol pod Kijowem próby lądowania bez widzialności pionowej, za pomocą nowego bardzo precyzyjnego urządzenia **ILS**. Urządzenie to ma zabezpieczenie przed awarią w postaci automatycznego przełącznika na **ILS** zapasowy. Nowy system lądowania ma umożliwić utrzymywanie komunikacji lotniczej w każdych warunkach atmosferycznych.

● Do półroczia 1973 r. samoloty **Jak-40** w służbie Aeroflotu wykonały ponad 550 tysięcy rejsów, przewożąc ok. 10 mln pasażerów.

● Samolot **L-410** produkcji czechosłowackiej wprowadzono ostatnio do próbnej eksploatacji na trasach Kijów — Wołograd — Baku — Krasnowodzk — Taszkient.

● **ZSRR** sprzedał Republice Środkowo-Afrykańskiej 3 śmigłowce (2 typu **K-26** i 1 **Mi-8**) z obrzucaniem do wykonywania zabiegów agrochemicznych. W pierwszym etapie eksploatacji pomocy udzielać będą radzieccy specjaliści.

● **Porozumienie lotnicze ZSRR — USA** pozwala na lądowanie samolotów Aeroflotu we wszystkich portach USA, natomiast czarterowe samoloty Stanów Zjednoczonych będą mogły lądować na sześciu lotniskach **ZSRR**.

● Radziecki sztuczny satelita **Kosmos 605** prowadzi badania w dziedzinie biologii. Na pokładzie satelity zainstalowano urządzenia eksperymentalne, a w nich zwierzęta i inne obiekty biologiczne, którym zapewniono odpowiednie warunki życiowe.

● **A. A. Leonow** ma być członkiem załogi radzieckiego **Sojuza**, który w czerwcu 1975 r. spotka się w Kosmosie z amerykańskim pojazdem kosmicznym **Apollo**.

Jest jeszcze wiele problemów natury techniczno-konstrukcyjnej, jakie należy rozwiązać. Przykładem może tu być sprawa chemicznego składu powietrza, jakim oddychają radzieccy i amerykańscy kosmonauci podczas lotu. W przypadku **Sojuza** — pojazd ten wypełniony jest gazem o składzie zbliżonym do ziemskiego powietrza. Kosmonauci amerykańscy oddychają natomiast w kablinie **Apollo** niemal czystym tlenem.

WIESŁAW BURCZAK

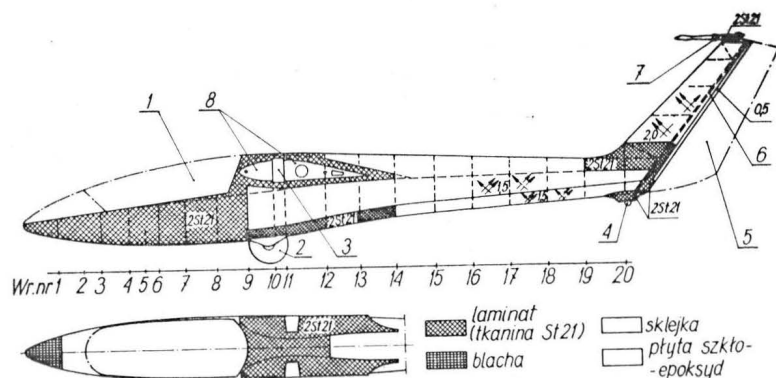
## Ciekawe rozwiązania konstrukcyjne szybowca SZD-36A Cobra-15

Cobra-15 ma już swoją historię. Jej start na Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Marfie (USA) w 1970 r. potwierdził wysoką klasę polskich szybowców. Cobra-15 weszła do produkcji seryjnej. Na pierwszy rzut oka przypomina Fokę-5 ale po bliższym przyjrzeniu się można stwierdzić zasadnicze różnice w osiągnięciach i konstrukcji.

Skrzydła o większym wydłużeniu, cieńszym profilu i lekkim skosie, kadłub w tylnej części podcięty od dołu (ze względów eksploatacyjnych) to tylko niektóre geometryczne różnice. W konstrukcji znajdujemy wiele nowości technicznych.

### Kadłub

Kadłub drewniany konstrukcji półskorupowej (rys. 1) stanowi z osłoną kabiny i sterem kierunku



jedną całość montażową. Rozwijalne części powierzchni kadłuba są pokryte sklejką, części nierozwijalne i wnętrze kabiny pokryte są skorupami z laminatu 2 St 21.

Statecznik kierunku jest pokryty sklejką i połączony na stałe z kadłubem. Na górze statecznika znajduje się ruchoma podstawa, do której mocuje się usterzenie wysokości.

Płoza tylna metalowa amortyzowana jest jednym krążkiem gumowym.

### Płat

Płat dwudzielny trapezowy. Profile laminarne Wortmanna. Profil główny FX61-168 przechodzi w części lotkowej w FX60-1261 (rys. 2).

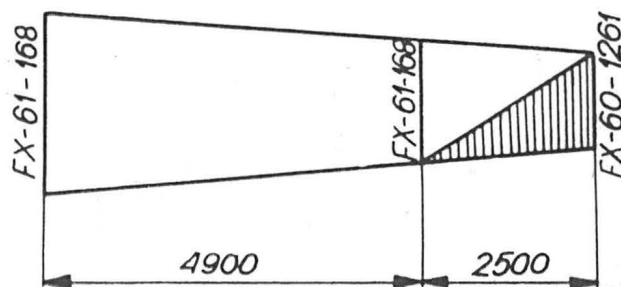
W artykule opisano konstrukcję szybowca SZD-36A Cobra-15. Jest to jedynomiejscowy wysokowyczynowy szybowiec klasy standard w układzie grzbietopłata, zaprojektowanego pod kierunkiem inż. W. Okarmusa. W szybowcach Cobra-15 wprowadzono wiele nowych rozwiązań konstrukcyjnych w porównaniu z szybowcem Foką-5, m. in. zastosowano skrzydła o większym wydłużeniu, cieńszym profilu i lekkim skosie, kadłub w tylnej części podcięty od dołu.

Na Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Marfie w 1970 r. na szybowcu Cobra-15 J. Wróblewski został pierwszym a F. Kępka drugim wicemistrzem świata w klasie standard.

Skrzydło konstrukcji dźwigarowej (rys. 3) pokryte sklejką z zewnętrznym pokryciem laminatowym. Pokrycie od krawędzi natarcia do tylnego dźwigarka lotki składa się z dwóch warstw sklejki brzozej oraz dwuwarstwowego laminatu epoksydowego (2 St6 + epidian 52). Natomiast w części spływowej pokrycie składa się z jednej warstwy sklejki i dwuwarstwowego laminatu epoksydowego. Pokrycia usztywnione są korytkami laminatowymi (rys. 4) formowanymi metodą podciśnieniową, na rdzeniu piankowym, a biegnącym równolegle względnie prostopadle do żeber. Uwagę zwraca laminatowa końcówka skrzydła (rys. 5) z kółkiem ułatwiającym transport po lotnisku.

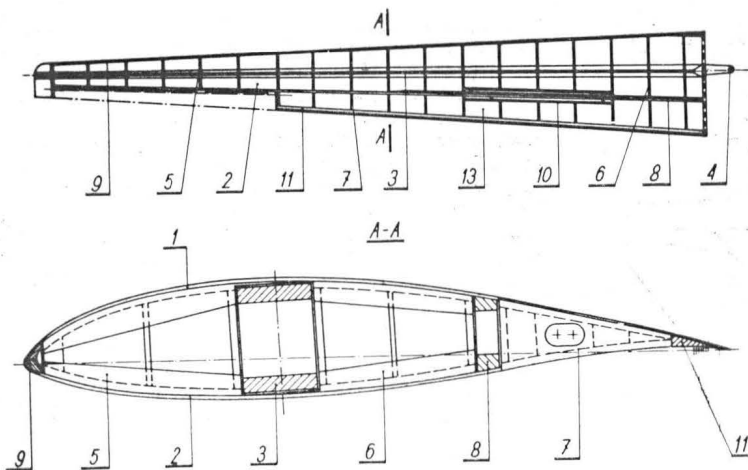
Lotki (26% ciężcy skrzydła) nie dzielone bezszczelinowe, zawieszane w 4 punktach, częściowo wyważone masowo, są kryte sklejką i wypełniane styropianem

(rys. 6). Oś obrotu leży pod górnym obrysem profilu. Szczelina między lotką a skrzydłem zakryta jest od

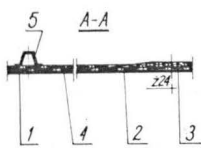


2. Układ profili skrzydła

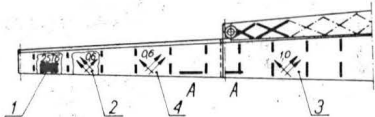




3. Przekrój skrzydła: 1 — pokrycie górne, 2 — pokrycie dolne, 3 — dźwigar, 4 — okucie główne, 5 — żebra noska, 6 — żebra części środkowej, 7 — żebra splywu, 8 — dźwigarek tylny, 9 — listwa natarcia, 10 — ścianki skrzynki hamulca, 11 — listwa splywu



4. Przekrój wycinka pokrycia skrzydła: 1 — dwuwarstwowy laminat epoksydowy, 2 — warstwa sklejk  $\neq 0,6$  mm, 3 — warstwa sklejk  $\neq 1,0$ , 4 — warstwa sklejk  $\neq 0,6$ , 5 — korytko usztywniające

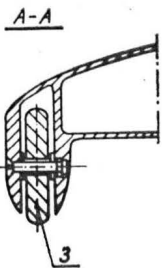
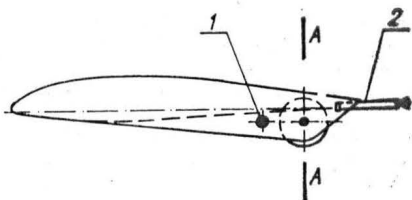


Do ewentualnej zabudowy przyrządów specjalnych przewidziano kanał wzdłuż całej rozpiętości skrzydeł oraz jeden kanał z lewej strony miejsca pilota, umożliwiający przeprowadzenie przewodów pneumatycznych lub elektrycznych.

#### Usterzenie wysokości

Usterzenie wysokości o profilach NACA 63<sub>1</sub>-012 i NACA 63-009 projektowane jako ruchoma płyta jest nie dzielone i stanowi jedną całość montażową. Oś obrotu znajduje się przed ogniskiem aerodynamicznym profilu. Wyważone jest masowo za pomocą ciężarka wyważającego umieszczonego na wysięgniku, który służy jednocześnie jako pokrętko montażowe.

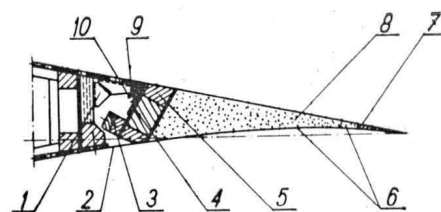
Do zamocowania płyty na ruchomej podstawie, znajdującej się na stateczniku kierunku, służą dwa gniazda usytuowane na dźwigarku głównym i jedno gniazdo stożkowe na dźwigarku przednim (rys. 7). Usterzenie ma klapkę dociążającą.



5. Końcówka skrzydła z kółkiem: 1 — tuleja do kotwiczenia, 2 — szczoteczka odgromowa, 3 — kółko transportowe

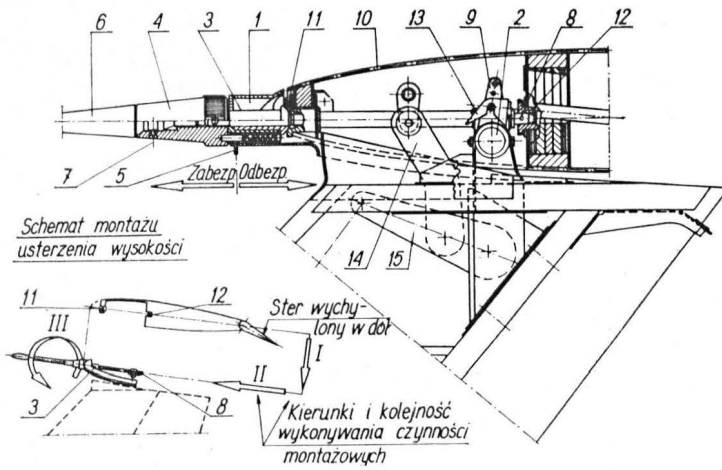
spodu elastyczną osłoną z blachy duralowej. Lotka napędzana jest jednym długim popychaczem.

Hamulce na skrzydłach, wysuwane o podwójnych płytach w oddzielnych skrzynkach dla górnych i dolnych płyt (w celu zahamowania przepływu). Płyty zewnętrzne zaopatrzone są w elastycznie zawieszone wkładki laminatowe samoczynnie dopasowujące się do powierzchni przy odkształceniach skrzydeł w locie. Napęd popychaczowy z samoczynnym blokowaniem.



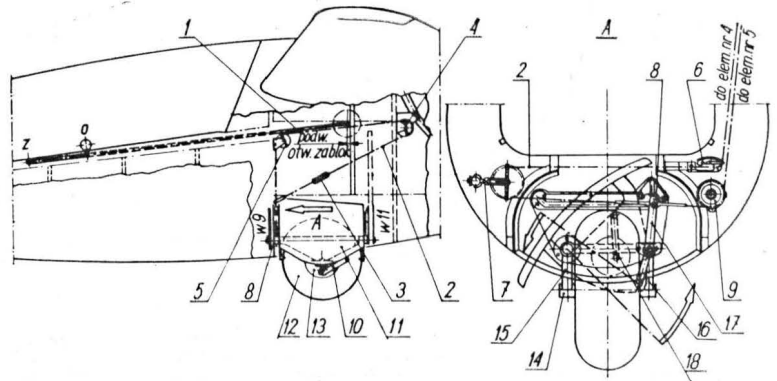
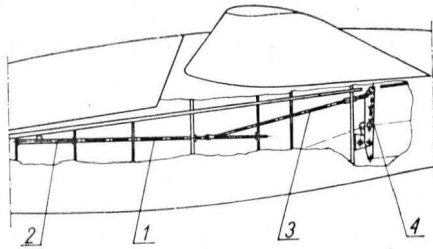
6. Przekrój połączenia skrzydło—lotka: a) fragment pokazujący osadzenie tarcz na wale wirnika, b) szczegóły mocowania łopatek wirnikowych; 1 — zawiasy w skrzydle, 2 — osłona szczeliny lotki, 3 — ciężarek wyważający, 4 — zawiasy lotki, 5 — dźwigarek, 6 — pokrycie sklejkowe, 7 — listwa splywu, 8 — wypełniacz, 9 — drut zabezpieczający, 10 — oś zawiasu

Ciekawie został rozwiązany układ wyważania szymbowca w locie. Przystawiając za pomocą suwaka specjalny sprężysty pręt sprzężony z napędem usterzenia wysokości utrzymuje się odpowiednie wychylenie steru wysokości dla żądanego wyważenia (rys. 8). Przedstawione rozwiązanie jest korzystniejsze, aerodynamiczne i mniej skomplikowane od typowego układu wyważania klapką.

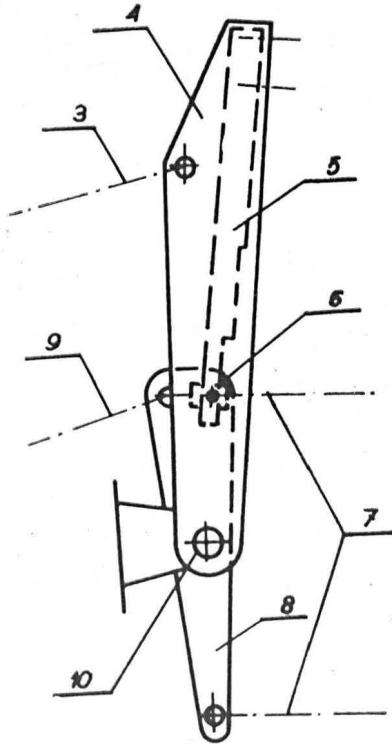


7. Połączenie usterzenia wysokości ze statecznikiem kierunku: 1 — podstawa ruchoma, 2 — oś obrotu, 3 — śruba montażowa, 4 — zameczek zabezpieczający, 5 — ciężarek wyważający, 6 — pokręto montażowe, 7 — wkręt zabezpieczający, 8 — czopy tylne, 9 — dźwienka napędzająca, 10 — płyta usterzenia wysokości, 11 — gniazdo stożkowe, śruby 3, 12 — gniazdo czopów 8, 13 — widełkowe złącze popychacza napędu lotki, 14 — dźwignia statecznika kierunku, 15 — dźwignia napędzająca ruchomą podstawę zawieszenia płyty

a)



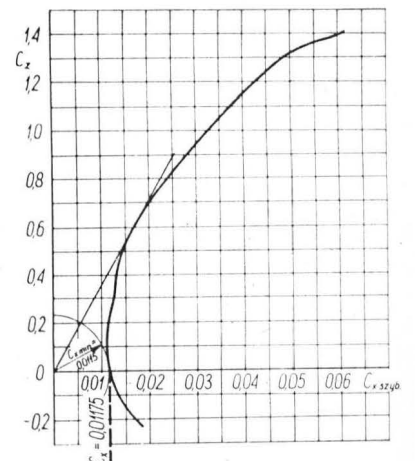
b)

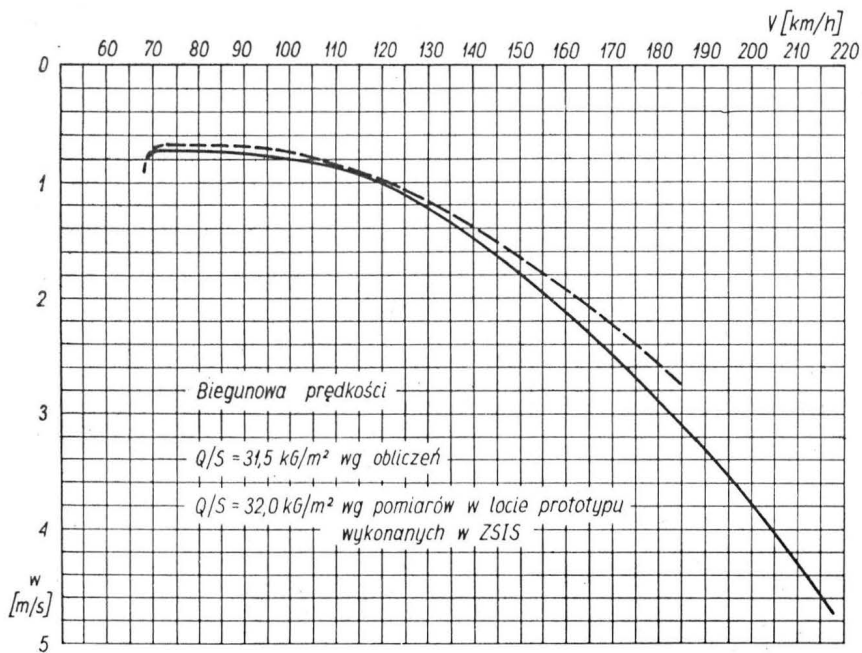


9. Podwozie: 1 — popychacz suwakowy, 2 — linka obiegowa, 3 — łącznik linki, 4, 5, 6, 9 — krążek linkowy, 7 — krążek z napinaczem, 8 — dźwignia napędzająca podwozie, 10 — dźwignia hamulca, 11 — kłapa podwozia, 12 — opona z dętką  $\phi 300 \times 125$ , 13 — piasta kółka  $\phi 300 \times 125$  — SZD — III, 14 — oś kółka, 15 — konsola podwozia, 16 — dźwignia napędzająca kłapę podwozia, 17 — dźwignia prowadząca napędu podwozia, 18 — dźwignia prowadząca ramiona kłapy

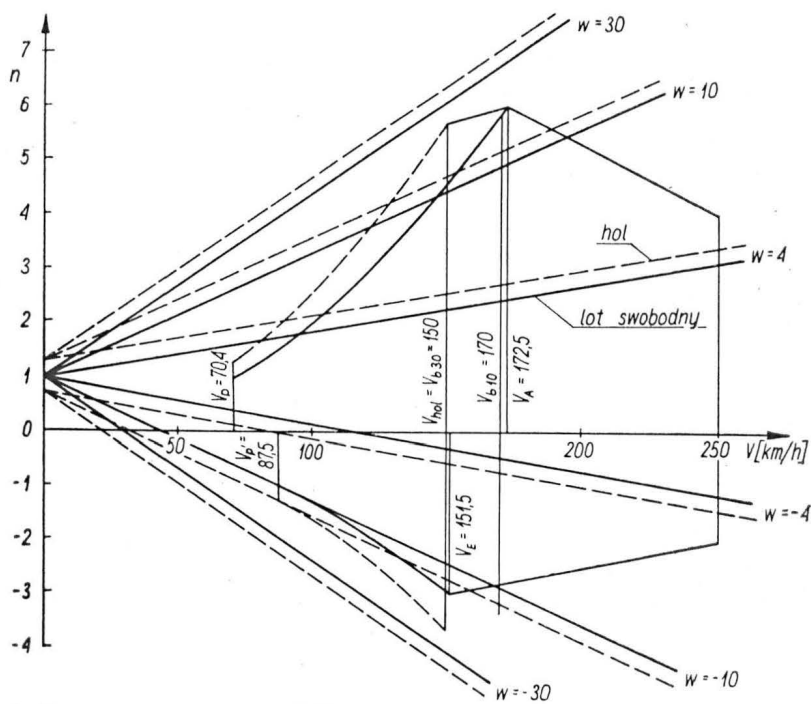
8a i b. Napęd wyważania: 1 — popychacz suwakowy, 2 — prowadnica, 3 — popychacz specjalny, 4 — dźwignia ze sprężyną, 5 — sprężyna resorowa (płaska), 6 — jarmo wahlwe, 7 — linki napędu steru wysokości, 8 — dźwignia sterowania wysokości, 9 — popychacz napędu steru wysokości

10. Aerodynamiczna charakterystyka szybowca:  $C_z = f(C_z \text{ szyb.})$





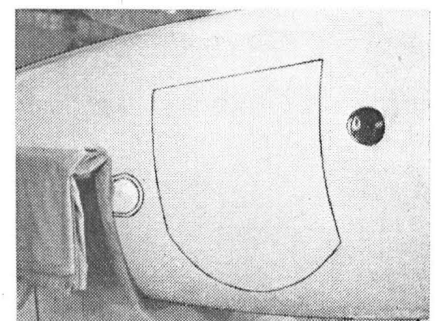
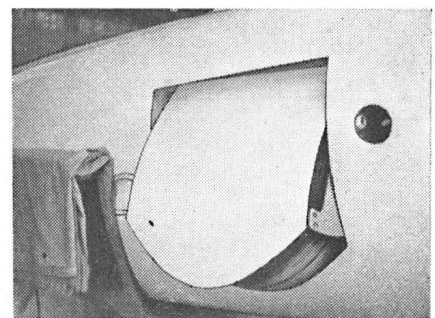
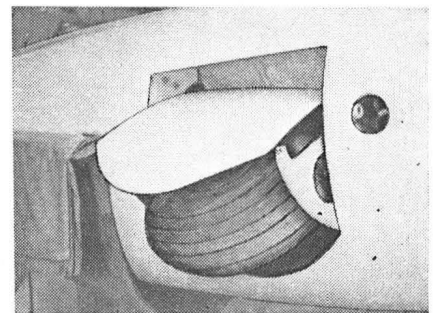
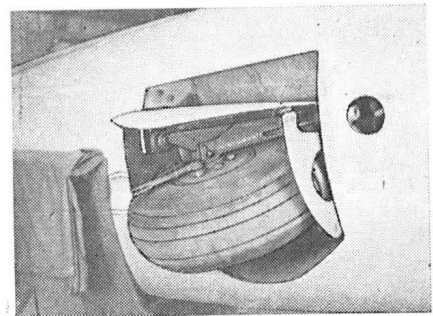
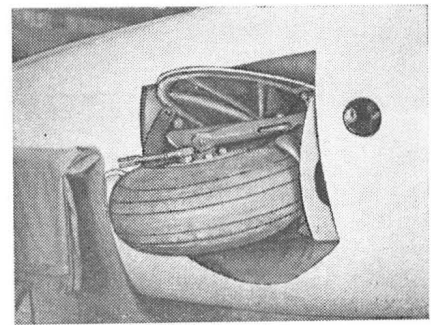
11. Biegunowa prędkości



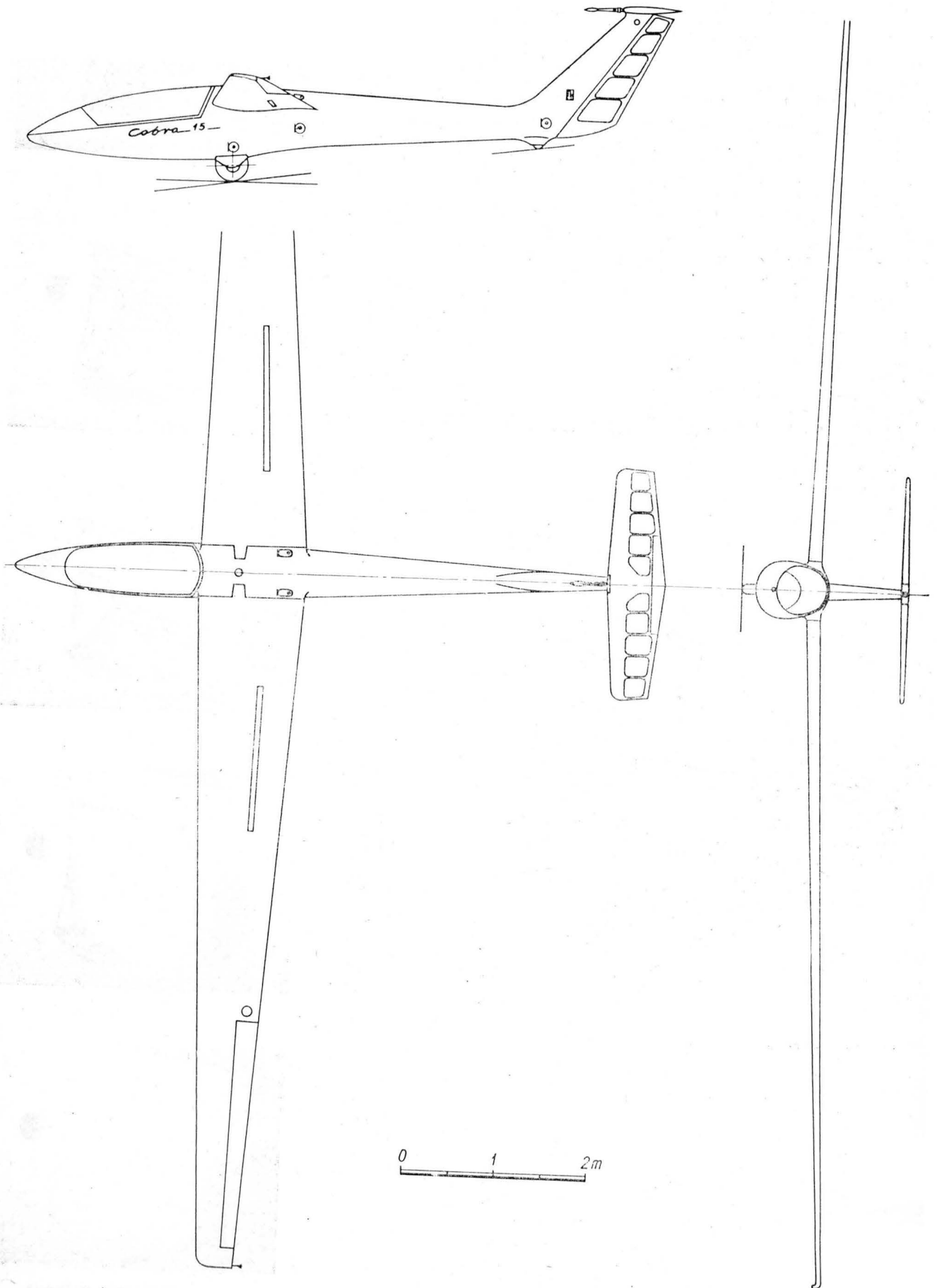
12. Krzywa wyrwania  $n = f(v)$

### Podwozie

Podwozie wciągane z chowaną samoczynnie klapką zamykającą luk stanowi w Cobre nowość techniczną zgłoszoną do Urzędu Patentowego PRL (rys. 9). Podwozie w pozycji otwartej wykonuje w trakcie wciągania obrót o  $90^\circ$  wokół lewej osi konsoli podwozia równoległej do płaszczyzny symetrii szybowca, wskutek czego koło w pozycji wciągniętej przyjmuje po-



13. Przebieg zamykania podwozia



łożenie leżące na dnie kadłuba, pozostawiając nad sobą dużo miejsca wykorzystanego na obszerny bagażnik. Klapka osłaniająca luk w trakcie wypuszczania koła samoczynnie chowa się do luku i nie jest narażona na uszkodzenie przy starcie i lądowaniu, zwłaszcza w terenie przygodnym. Przyspieszenie ruchu chowania się klapy uzyskano przez dźwignię prowadzącą.

Wypuszczanie czy chowanie kółka dokonuje pilot za pomocą popychacza suwakowego umocowanego na burcie kabiny. W położeniach suwaka „otwarte” — „zamknięte” napęd blokuje się samoczynnie.

#### DANE TECHNICZNE

##### Wymiary

Rozpiętość	15 m
Długość	6,98 m
Wysokość	1,59 m
Pow. nośna	11,6 m <sup>2</sup>
Wydłużenie	19,4

#### Ciężary

Ciężar własny (z wyp. normalnym)	275 kG
Ciężar ładunku maks.	130 kG
Ciężar całkowity norm.	385 kG
Ciężar całk. maks.	405 kG
Obciążenie pow. min.	29,0 kG/m <sup>2</sup>
Obciążenie pow. maks.	35,0 kG/m <sup>2</sup>
Współczynnik obciążenia dopuszczalnego	+6/-3
Współczynnik obciążenia niszczącego	+10,4/-5,25

#### Największa dopuszczalna prędkość lotu [km/h]

w powietrzu: spokojnym burzliwym b. burzliwym

— przy podmuchach	± 4 m/s	± 10 m/s	± 30 m/s
— za wyciągarką	130	110	—
— za samolotem	150	150	150
— w locie nurkowym	250	180	150
— w locie z otwartymi hamulcami aerodyn.	250	180	150

### nowości techniczne

#### WYNIKI PRÓB HAMULCÓW O STRUKTURZE WĘGLOWEJ

Na samolotach Concorde zastosowano hamulce Dunlop z tarczami o strukturze węglowej, które mają umożliwić zwiększenie energii hamowania o 23%.

Z nowym typem hamulców przeprowadzono serię prób obejmujących 100 cykli hamowania. 95 z nich odpowiadało normalnemu hamowaniu przy pochłanianej energii 34·10<sup>6</sup> Jouli (3,47·10<sup>6</sup> kGm), 4-hamowania z przeciążeniem o energii 42,5—10<sup>6</sup> J (4,30·10<sup>6</sup> kGm) i jeden hamowaniu przy przerwanej starcie, przy czym przyrost energii wyniósł 70·10<sup>6</sup> J (7,1·10<sup>6</sup> kGm). Zużycie tarcz hamulców było b. małe i leżało poniżej dopuszczalnych wartości ustalonych warunkami technicznymi. Przed próbą hamowania przy przerwanej starcie strata ciężaru wynosiła 1950 G, a po zakończeniu serii prób—2270 G.

Przed próbą awaryjnego hamowania temperatura tarcz hamulcowych była równa 200 °C (była ona wynikiem ciepła wywiązującego się podczas kołowania). Droga hamowania w czasie próby przerwane-go startu wyniosła 1768 m, natomiast warunki techniczne dopuszczają 2007 m. Po zakończeniu prób nie stwierdzono żadnych nieszczelności ani innych uszkodzeń w układzie hamulcowym.

Następnie hamulce zostały zamontowane na stoisku dynamometrycznym w celu przeprowadzenia nowych prób, przy czym nie wymieniono ani kół, ani opon.

Hamulce z tarczami węglowymi są pierwszymi hamulcami o tej wielkości, które przejmują tak duże energie.

W. K.

#### NOWY RODZAJ SYNTETYCZNEJ GUMY

Firma Firestone Tire and Rubber Co. wykupiła od firmy Horizons Research Inc. wyłączne prawa produkcji i sprzedaży, łącznie z licencjami, nowego rodzaju gumy syntetycznej, która zachowuje elastyczność w temperaturach do -62 °C i jest odporna na temperatury do 177 °C. Ma ona poza tym dużą wytrzymałość i w całym zakresie temperatury pracy wykazuje odporność na działanie środków rozpuszczających i produktów ropy naftowej.

Guma ta, nazwana Phosphazene, poddawana jest jeszcze próbom w celu stwierdzenia, czy nadaje się ona na uszczelnienia samolotów naddźwiękowych i do zastosowań w warunkach arktycznych i pustynnych.

W. K.

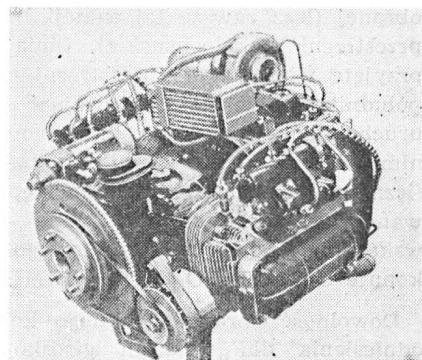
#### URZĄDZENIE DO KIEROWANIA OGNIEM PHOENIX

Urządzenie Hughes AWG-9 Phoenix, przeznaczone do kierowania rakietami samolotu myśliwskiego Grumman F-14 Tomcat, zostało wypróbowane na pokładzie okrętu „Wheeling” jako system kierowania ogniem okrętowym. Urządzenie przechwytywało i prowadziło w sposób pewny z pokładu okrętu

cele lecące zarówno na małych, jak i na dużych wysokościach. W czasie prób z kilkoma celami urządzenie prowadziło równocześnie pięć samolotów znajdujących się w zasięgu systemu. Jest ono pierwszym urządzeniem kierowania ogniem mogącym przechwytywać i prowadzić równocześnie przeszło 20 celów oraz kierować 6 pocisków rakiety-owych równocześnie przeciwko różnym celom.

W. K.

#### NOWY SILNIK TŁOKOWY



Firma Motair Fluggeräte GmbH w Kolonii opracowała 4-cylindrowy silnik z turbodoładowarką 4B90ET o mocy startowej 91 KM (ma ona być zwiększona do 100 KM). Pojemność skokowa silnika wynosi 1679 cm<sup>3</sup>, a ciężar 94 kG. Firma twierdzi, że w przypadku budowy serii 1000 silników cena silnika nie przekraczałaby 4000 DM (1200 dol.).

W. K.



# LOT PROBLEMY

Inż. TOMASZ SMOLICZ

*W artykule podano sposoby, w jakich giroskop jest wykorzystywany w nawigacji lotniczej.*

*Omówiono zachowanie się giroskopu kierunkowego w różnych warunkach. Podano sposoby korygowania precesji wywołanej ruchem obrotowym Ziemi, wywołanej ruchem samolotu względem Ziemi odwzorowanej na mapie oraz sposób korekcji precesji powstającej wskutek niedoskonałości mechanicznej.*

## Azymutalne korekcje giroskopowych układów kursowych

### Kursowe układy giroskopowe

W nawigacji lotniczej giroskop wykorzystywany jest jako urządzenie wskazujące azymut (kurs) w wieloraki sposób: jako

1) **kompas giromagnetyczny**, który jest urządzeniem wskazującym azymut w odniesieniu do aktualnego południka magnetycznego miejsca samolotu. W tym urządzeniu giroskop spełnia funkcję pomocniczą stabilizując wskazania busoli magnetycznej,

2) **kompas giroskopowy**, który jest urządzeniem wskazującym azymut w odniesieniu do aktualnego południka geograficznego miejsca samolotu. Tego typu wskazania można uzyskać za pomocą kompasu giromagnetycznego, którego wskazania zostały w sposób ręczny lub też automatyczny skorygowane o wielkość znanej deklinacji magnetycznej miejsca samolotu, lub też za pomocą wskazań giroskopu kierunkowego, korygowanego o precesję giroskopu spowodowaną obrotem Ziemi i ruchem samolotu względem Ziemi. Zachowując stałe wskazania kompasu giroskopowego w czasie lotu wykonuje się LOT PO LOKSODROMIE,

3) **giroskop kierunkowy**, który jest urządzeniem wskazującym azymut w odniesieniu do dowolnie obranej (lecz zawsze tej samej) linii nieruchomej w przestrzeni wokołoziemskiej. Linia tą jest dowolnie przyjęte wielkie koło przestrzeni okołoziemskiej (np. południk niebieski) pokrywające się w momencie uruchomienia giroskopu kierunkowego z odpowiednim wielkim kołem Ziemi (np. południkiem geograficznym), względem którego następnie będą wskazywane wszystkie azymuty lotu. Zachowując stałe wskazania giroskopu kierunkowego podczas lotu wykonuje się LOT PO ORTODROMIE.

Dowolność obrania wielkiego koła, będącego linią odniesienia dla wskazań giroskopu kierunkowego, stanowi wielką wygodę w długodystansowej nawigacji lotniczej, gdyż można przyjąć za linię odniesienia taką linię, która w danych warunkach lotu i stosowanych w tych warunkach map nawigacyjnych pozwoli na najmniejsze błędy obliczeń i małą liczbę korekcji w nawigacji. Stosując np. mapę nawigacyjną Lamberta najchętniej obiera się za linię odniesienia południk (startu, lądowania lub Greenwich), przy mapach Mercatora — równik, zaś przy mapach Mercatora skośnych — wielkie koło będące centralną osią rzutowania mapy.

### Korekcja azymutalna

#### Precesje giroskopu kierunkowego wskutek ruchu obrotowego Ziemi

Doskonały giroskop kierunkowy, tzn. pozbawiony mechanicznych błędów spowodowanych tarciem, niewyważeniem wirnika i ramek, wahań w zasilaniu itp., będzie zachowywał stały kierunek w przestrzeni okołoziemskiej pod warunkiem, że Ziemia będzie znajdowała się w spoczynku. Ruch Ziemi wokół własnej osi powoduje precesję giroskopu znajdującego się w tym samym miejscu na Ziemi z prędkością kątową precesji  $\omega_z = 15,04 \sin \varphi$  w stopniach/h gdzie:  $\omega_z$  = prędkość kątowa precesji,  $\varphi$  = szerokość geograficzna miejsca giroskopu,  $15,04^\circ/h$  = prędkość obrotowa Ziemi, czyli zmiana długości geograficznej względem nieruchomego układu wokołoziemskiego (astronomicznego).

Precesję tę koryguje się albo przez przyłożenie odpowiedniego momentu korygującego, proporcjonalnego do prędkości precesji (najczęściej stosowana korekcja w giroskopach kierunkowych) lub przez umieszczenie giroskopu na obrotowej platformie obracającej się z prędkością  $\omega_z$ , lecz w odwrotnym kierunku niż Ziemia (korekcja stosowana w urządzeniach do inercyjnej nawigacji).

#### Precesje giroskopu kierunkowego wskutek ruchu samolotu względem Ziemi

Giroskop podlega precesji wskutek ruchu samolotu względem Ziemi, każdy lot samolotu bowiem powoduje względną prędkość kątową pomiędzy samolotem i Ziemią, wyrażoną zmianą długości geograficznej samolotu względem Ziemi lub zmianą zbieżności przelatywanych południków geograficznych.

Prędkość kątowa tej precesji wynosi:

$$\omega_T = \frac{W \cdot \sin T}{60 \cdot \cos \varphi} \cdot \sin \varphi \quad \text{w stopniach/h}$$

gdzie:  $\omega_T$  = prędkość kątowa precesji,

$W$  = prędkość lotu względem Ziemi w milach morskich/h,

$T$  = azymut geograficzny drogi samolotu (nazwany kąt drogi),

$\varphi$  = szerokość geograficzna miejsca samolotu.

Korekcja tej precesji ma znaczenie wówczas, gdy układ giroskopowy pracuje jako kompas giroskopowy (wskazania azymutu względem aktualnego południka geograficznego) i wprowadzana jest automatycznie do sygnału prędkości względem Ziemi, od radaru Dopplera lub w sposób ręczny, na ten sam mechanizm korygujący co przy precesji wskutek ruchu obrotowego Ziemi. Wielkość momentu korygującego wielkość precesji giroskopu będzie wówczas algebraiczną sumą  $(\pm\omega_z) + (\pm\omega_T)$ , to jest:

$$\begin{aligned} \text{na półkuli północnej} + \omega_z & \begin{cases} \text{lot w kierunku} \\ \text{wschodnim} + \omega_T \\ \\ \text{lot w kierunku} \\ \text{zachodnim} - \omega_T \end{cases} \\ \text{na półkuli południowej} - \omega_z & \begin{cases} \text{lot w kierunku} \\ \text{wschodnim} - \omega_T \\ \\ \text{lot w kierunku} \\ \text{zachodnim} + \omega_T \end{cases} \end{aligned}$$

W ten sposób, za pomocą mechanizmu korekcji, można giroskopem kierunkowym posługiwać się w układzie geograficznym tak jak kompasem giroskopowym. Przykład ustawienia mechanizmu korekcji podano poniżej:

lot z punktu 60 N/40 E do punktu 50 N/20 E z prędkością  $W = 500 \text{ km/h} = 270 \text{ knt}$

$$\omega_z = 15,04 \sin \frac{60 + 50}{2} = 15,04 \sin 55^\circ = 12,32^\circ/\text{h}$$

$$\begin{aligned} \omega_T &= \frac{W \text{ (knt)} \sin T^\circ \sin 55^\circ}{60 \cdot \cos 55^\circ} = \frac{270 \cdot \sin 229^\circ \text{ tg } 55^\circ}{60} = \\ &= -4,22^\circ/\text{h} \end{aligned}$$

$\omega_z - \omega_T = 8 \cdot 10^\circ/\text{h}$ , co odpowiada szerokości geograficznej  $32,5^\circ\text{N}$ ; przy ustawieniu mechanizmu korekcyjnego w giroskopie kierunkowym na  $\varphi = 55^\circ\text{N}$  lub prędkości precesji  $12,32^\circ/\text{h}$  giroskop pracuje jako giroskop kierunkowy.

Przy ustawieniu  $\varphi = 32,5^\circ\text{N}$  lub prędkości precesji  $8,10^\circ/\text{h}$  giroskop pracuje jako kompas giroskopowy.

Wykres przedstawiony na rysunku 1 umożliwia szybkie obliczanie wartości  $\omega_T$  dla właściwego ustawienia przez nawigatora mechanizmu korekcji szerokościowej.

**Precesje giroskopu kierunkowego wskutek ruchu samolotu względem Ziemi odwzorowanej na mapie**

Wyrażenie  $\omega_T$  w poprzednim punkcie stanowiło prędkość samolotu względem Ziemi, będącą zmianą zbieżności południków podczas lotu. Ponieważ rzeczywista zbieżność południków wyraża się wzorem:

$$\gamma^\circ = \Delta\lambda^\circ \cdot \sin \varphi$$

i nie odpowiada zbieżności południków projektowanych na mapie, gdyż na mapie stożkowej Lamberta:

$$\gamma^\circ = \Delta\lambda^\circ \cdot \text{stała stożka mapy}$$

na mapie prostej Mercatora:

$$\gamma^\circ = \Delta\lambda^\circ \cdot 0 = 0^\circ$$

na mapie stereograficznej polarnej:

$$\gamma^\circ = \Delta\lambda^\circ \cdot 1 = \Delta\lambda^\circ$$

Zatem, prowadząc nawigację na najczęściej stosowanej w nawigacji atlantyckiej mapie Lamberta (Lambert Conformal Conic Projection Standard Parallels  $36^\circ$  and  $60^\circ$ , której stała stożka wynosi 0,7488) w układzie siatkowym (patrz artykuł *Nawigacja samolotu w układzie siatkowym* tegoż autora, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1973 maj), konieczne jest wprowadzenie korekcji spowodowanej różnicą zbieżności projektowanej i zbieżności rzeczywistej południków. Korekcję tę wprowadza się również mechanizmem korekcji szerokościowej według wielkości precesji:

$$\omega_G = \frac{W \text{ (knt)} \cdot \sin T^\circ}{60 \cdot \cos \varphi} \cdot (\sin \varphi - \text{stała stożka mapy})$$

Stała mapy jest (w przybliżeniu) sinusem średniej wartości pomiędzy równoleżnikami sieczności projekcji stożkowej (w tym przypadku równoleżniki standardowe  $36$  i  $60^\circ\text{N}$ , równoleżnik średni  $\varphi_0 = 48^\circ$ ). Dokładna wartość szerokości geograficznej  $\varphi_0$  równoleżnika, dla którego  $\omega_G = 0$ , to znaczy zbieżność południków projektowanych na mapie Lamberta jest równa zbieżności rzeczywistej, wynosi:

$$\begin{aligned} \sin \varphi_0 &= \frac{\ln \cdot \cos \varphi_1 - \ln \cos \varphi_2}{\ln \text{tg} \left( 45^\circ - \frac{1}{2} \varphi_1 \right) - \ln \text{tg} \left( 45^\circ - \frac{1}{2} \varphi_2 \right)} \cong \\ &\cong \text{stała stożka mapy} \end{aligned}$$

dla  $\varphi_1 = 60^\circ$ , dla  $\varphi_2 = 36^\circ$ , stała stożka mapy = 0,748819,  $\sin \varphi_0 = 0,748949$ ,  $\varphi_0 = 48^\circ 30'$ .

Zatem wartości  $\omega_G$  w lotach po północnej stronie średniego równoleżnika  $\varphi_0$  będą miały przeciwny znak niż w lotach po stronie południowej. W zakresie  $\pm 3^\circ$  na północ i na południe od średniego równoleżnika wartości  $\omega_G$  przy prędkościach względem Ziemi 800–900 km/h są jeszcze tak małe, że można je zaniedbać.

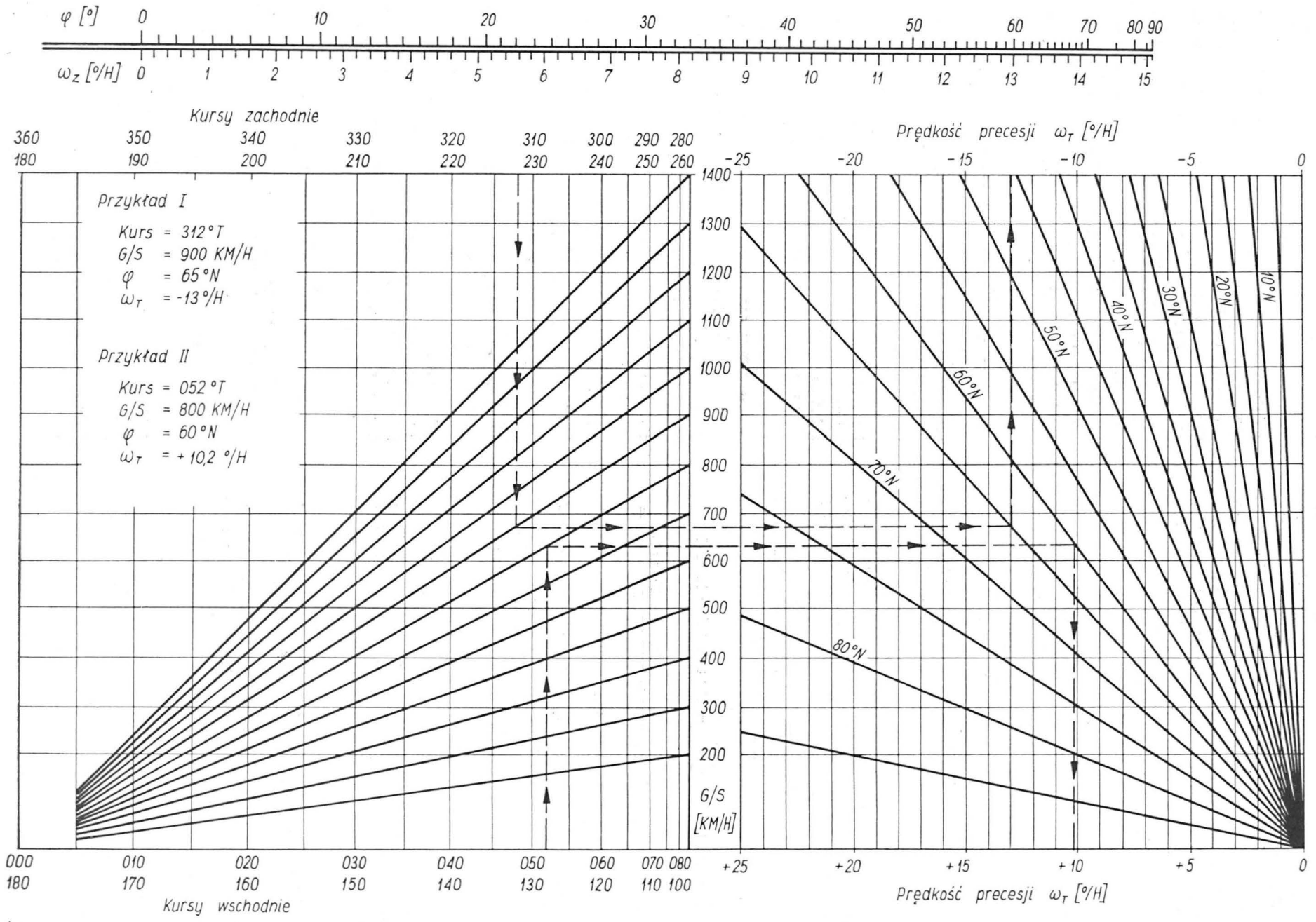
Ustawienie mechanizmu korekcji szerokości będzie wynikiem algebraicznej sumy  $(\pm\omega_z) + (\pm\omega_G)$  i w przypadku lotu z punktu A do B o współrzędnych 60 N/40 E i 60 N/20 E z prędkością  $W = 800 \text{ km/h} = 432 \text{ knt}$ , wartości  $\omega_z$  i  $\omega_G$  wyniosą:

$$\omega_z = 15,04 \cdot \sin 60^\circ = 13,10^\circ/\text{h}$$

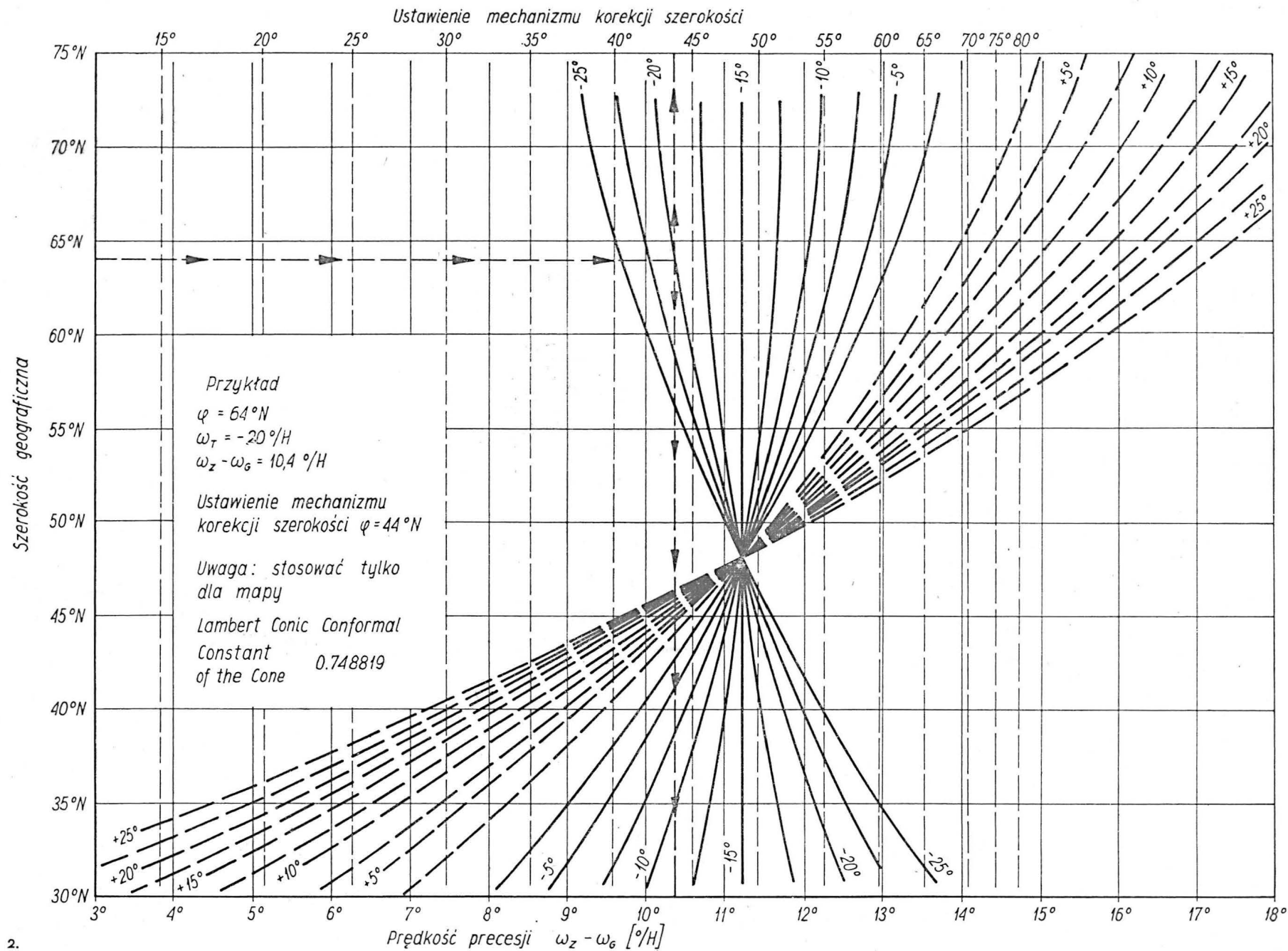
$$\begin{aligned} \omega_G &= \frac{W \text{ (knt)} \cdot \sin T^\circ}{60 \cdot \cos 60^\circ} (\sin 60^\circ - 0,7488) = \\ &= \frac{432 \cdot (-1)}{60 \cdot 0,5} \cdot 0,1182 = 1,70^\circ/\text{h} \end{aligned}$$

zatem  $\omega_z - \omega_G = 13,10^\circ/\text{h} - 1,70^\circ/\text{h} = 11,40^\circ/\text{h}$ , a ustawienie mechanizmu korekcji szerokości powinno wynosić  $11,40^\circ/\text{h}$  prędkości kątovej precesji, lub  $\varphi = 49,5^\circ\text{N}$ . Gdyby lot wykonywany był z punktu B do A ustawienie mechanizmu korekcji powinno wynosić:

$$\omega_z + \omega_G = 14,80^\circ/\text{h}$$







a ustawiona szerokość geograficzna  $\varphi = 80^\circ\text{N}$

na półkuli północnej $+\omega_z$	{ lot na zachód	{	na północ od $-\omega_z$ śred-
			niednego równoleżnika
	{ lot na wschód	{	na południe od $+\omega_G$
			średniego równoleżnika
			na północ od $+\omega_G$
			średniego równoleżnika
			na południe od $-\omega_G$
			średniego równoleżnika

Załączony wykres na rysunku 2 umożliwia szybkie obliczenie wartości  $(\pm\omega_z) + (\pm\omega_G)$  dla nawigacji siatkowej prowadzonej na mapie Lamberta o stałej stożka 0,7488.

Precesja giroskopu kierunkowego wskutek jego niedoskonałości mechanicznej.

Pomimo wysokich standardów wykonywania giroskopów, nie sposób wyeliminować wielu czynników powodujących precesję giroskopu, wskutek jego niedoskonałości mechanicznej.

Głównymi czynnikami są:

- 1) tarcie w łożyskach wirnika i ramek,
- 2) luzy w łożyskach i zawieszeniach powodujące statyczne i dynamiczne niewyważenie ruchomych elementów giroskopu,
- 3) niestabilność zasilania napędzającego wirnik giroskopu,
- 4) przyspieszenie zewnętrzne działające na giroskop.

Precesja wskutek błędów mechanicznych giroskopów w nowoczesnych giroskopach kierunkowych wynosi poniżej  $\pm 0,5^\circ/\text{h}$  i często jest zanedbywana umyślnie, jako nie mająca wpływu na dokładność prowadzonej nawigacji.

W długodystansowych lotach w rejonach, w których nie ma możliwości ustalenia pozycji samolotu na podstawie namiarów zewnętrznych (astro, pomiary z pomocy elektronicznych) nawet tak mała wartość precesji powinna być uwzględniona.

Zasadniczą metodą jest porównanie odczytu wskazanego azymutu giroskopowego z azymutem ustalonym inną równie dokładną lub dokładniejszą metodą (np. z giroskopem kontrolnym lub z azymutem astronomicznym). Porównywanie azymutu giroskopowego ze wskazaniami układu magnetycznego, deklinacją magnetyczną i kątem zbieżności południków lub wartością griwacji umożliwia tylko wykrycie dużych błędów giroskopu. Prowadzenie zapisu w funkcji czasu lub wykresu giroskopowego azymutu wskazywanego i porównywanie go np. z azymutem astronomicznym daje możliwość ustalenia poprawki stałej lub poprawki w czasie i wprowadzenia korekcji jednorazowej na mechanizm korekcji kątowej lub korekcji szerokościowej. Zwykłą praktyką jest wprowadzanie korekcji o połowę wielkości ustalonego błędu i ponowne wykonanie pomiarów sprawdzających.

WCT/531/K/74

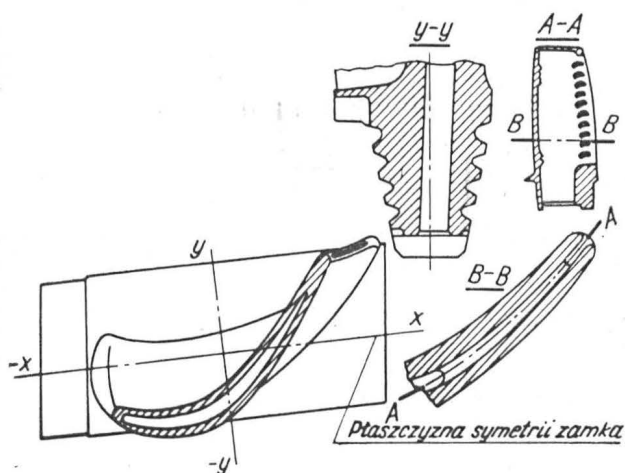
*W artykule omówiono ważniejsze metody i sposoby, które zwiększają trwałość, niezawodność, żarowytrzymałość i żaroodporność łopatek turbin gazowych. Omówiono nowe materiały, z których konstruowane są łopatki oraz technologie ich wytwarzania. Następnie przedstawiono powłoki ochronne stosowane do wzmacniania łopatek oraz zwiększania odporności na korozję.*

## Wzmacnianie łopatek turbin gazowych metodami technologicznymi

Łopatki robocze turbin gazowych należą do najbardziej obciążonych elementów silników lotniczych limitujących ich trwałość międzynaprawczą. Działają na nie duże obciążenia rozciągające i zginające od sił odśrodkowych, zginające i skręcające od sił aerodynamicznych oraz obciążenia cieplne i wibracyjne. Ponadto pracują one w warunkach wysokich temperatur i w ośrodkach korozyjnych.

Podstawowym sposobem, stosowanym dotychczas w celu wzmocnienia łopatek jest opracowywanie nowych i modernizacja istniejących materiałów. Jest dużo patentów stopów przeznaczonych na łopatki turbin gazowych. Dzięki doskonaleniu materiałów łopatek średni roczny przyrost temperatury roboczej łopatek w ciągu ostatnich 15 lat wynosił ok.  $7-8^\circ\text{C}$ . Temperatury robocze łopatek wynoszą obecnie  $960^\circ\text{C}$ , tarczy turbin  $735^\circ\text{C}$ , rur żarowych  $870^\circ\text{C}$ . Obserwuje się wzrost zawartości Co w stopniach łopatkowych, łączna zaś zawartość takich składników jak Mo, Nb, Ta, Ti dochodzi do 15% i więcej. Duże perspektywy rokuje się materiałom kompozycyjnym zawierającym wzmacniające włókna metalowe. Przykładem może być materiał składający się z trzech składników [1]: 10–20% osnowy metalowej ze stopu rodu (o składzie nie podanym), 40–70% włókien wolframu o średnicy  $12,5\ \mu\text{m}$  pokrytych warstwą SiC o grubości  $45\ \mu\text{m}$  i 30–50% ziarn SiC, sferycznych lub nieregularnych, o średnicach  $75\ \mu\text{m}$ . Wytrzymałość tego materiału na rozciąganie przy temperaturze  $1315^\circ\text{C}$  wynosi  $70\ \text{kg}/\text{mm}^2$ , zaś łopatki mogą pracować 200 h. Inna kompozycja [2], zawiera do 70% włókien wolframu pokrytych warstewką ochronną, resztę zaś stanowi stop na osnowie Ni zawierający 25% W, 15% Cr, 2% Al i 2% Ti. Opracowanie takich materiałów wymaga wysokiego poziomu techniki metalurgicznej, trwa ok. 5 lat, koszty zaś opracowania przez wyspecjalizowane laboratoria sięgają 4–6 mln dolarów.

Znaczna liczba opatentowanych stopów, to stopy żarowytrzymałe utwardzane dyspersyjnie oraz z pokryciami ceramicznymi. Proponowane są również stopy na osnowie niobu z pokryciami żaroodpornymi.



1. Przykład konstrukcji łopatki z centralnym kanałem chłodzącym

Łopatki turbin mogą też być wykonane techniką spiekania proszków, jednakże ich wytrzymałość na rozciąganie jest jeszcze zbyt mała.

Szerokie zastosowanie w technice wytwarzania łopatek znalazły stopy żarowytrzymałe odlewane w próżni lub w atmosferach ochronnych metodą wytapianych modeli. Umożliwia to w sposób stosunkowo łatwy ukształtowanie systemów kanałów chłodzących, które powodują obniżenie temperatury roboczej łopatki o ok. 100–150 °C, przy zużyciu powietrza roboczego 1–1,5% [3] (rys. 1). Koszty odlewanych łopatek wykonanych ze stopów Vacumelt ATS 281-G i ATS 391-6, mogących wytrzymać chwilowe temperatury do 1050 °C w porównaniu z kutymi uległy obniżeniu, zaś dokładność można uzyskać tak wysoką, że odpada konieczność dalszej obróbki mechanicznej. Z tych względów metodą tą można wykonywać prawie wszystkie części zespołu wirującego (tarcze sprężarki, turbiny, łopatki i in.). Wysoką dokładność uzyskuje się przez doskonalenie mas modelowych, usuwanie ich błyskami świetlnymi, stosowanie rdzeni silitowych wytrawianych po odlaniu itd. Technika precyzyjnego odlewania umożliwia uzyskiwanie łopatki o ukierunkowanej, najbardziej korzystnej orientacji ziarn, w których granice położone są równoległe do sił odśrodkowych, dzięki czemu wzrasta plastyczność i wytrzymałość (w stopie MAR-M-20 wydłużenie wzrasta o 20%). Niektóre z tych stopów mają strukturę zbliżoną do podwójnej lub pseudopodwójnej eutektyki. Przy dokładnym regulowaniu szybkości krystalizacji mogą one tworzyć tzw. kompozycyjne materiały (w roztworach stałych międzymetaliczne fazy lub różne węgliki).

Ostatnio wytwarza się łopatki z monokryształów. Monokryształowe łopatki odlewać można w cienkościennych formach ceramicznych o chłodzonej podstawie miedzianej w próżni lub atmosferze ochronnej [4], lub też w próżniowych piecach indukcyjnych, np. stop MAR-M-200 (0,13% C, 9% Cr, 12% W, 1% Nb, 5% Al, 2% Ti, 10% Co reszta Ni) zalewany jest syfonowo do formy przez wężownicę o kątach prostych [5]. Wielokrotna zmiana kierunku ruchu frontu krystalizacji blokuje rozwój wszystkich ziarn za wyjątkiem jednego, które zapewnia objętość łopatki. Przy

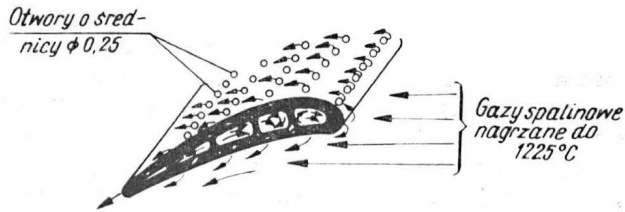
temperaturze 980 °C i naprężeniu 21 kG/mm<sup>2</sup> normalna łopatka może pracować 35 h zaś z monokryształu 105 h [5].

Dobre własności eksploatacyjne wykazują również łopatki składane z kilku elementów, np. z żarowytrzymałych stopów B1900 i Rene 80 z warstwami stopów Udimet 700 i TD NiCr, które lutuje się i spaja dyfuzyjnie, tak że wewnątrz pozostają kanały powietrzne [6]. Z różnych stopów niobu można wykonać zamek i pióro łopatki, a następnie spawać te części elektronowo, względnie krawędzie natarcia i spływu łopatki wykonywać z fazy międzymetalicznej NiAl (czystość składników powinna być 99,99%) zaś centralną łopatki ze stopu żaroodpornego z kanałem powietrznym i łączyć drogą lutowania. Takie łopatki pracują niezawodnie w temperaturach 1204–1374 °C i dobrze znoszą nagłe zmiany temperatury. Łopatki mogą być również składane z jednego materiału, np. z kilku cienkich płytek o grubości 0,5 mm z otworkami  $\phi$  0,3 mm co 0,5 mm. Otwory w płytkach przesunięte są względem siebie. Płytki mocuje się drogą spawania w zamku i przez otwory zamka doprowadza powietrze chłodzące [7]. Zamykanie odlewniczych otworów chłodzących może odbywać się kołeczkami, ze stopu o współczynniku rozszerzalności liniowej większym jak materiał łopatki, spawanymi elektronowo.

Poszczególne stopy żarowytrzymałe stosowane na łopatki turbin wymagają odpowiedniej obróbki cieplnej, która uzależniona jest od własności materiału i warunków pracy łopatki. Szczególnie ważnym zagadnieniem przy obróbce cieplnej jest zabezpieczenie powierzchni stopu przed korozyjnym oddziaływaniem tlenu, wodoru, azotu i innych gazów oraz zabezpieczenie przed wypalaniem składników stopowych, a zwłaszcza Ti, Al i Cr, które przebiega analogicznie jak odwęglanie [8]. Dodatki stopowe polepszające żarowytrzymałość (W, Mo, V) przeważnie pogarszają żaroodporność. Z tych względów dla każdego stopu przy obróbce cieplnej należy stosować odpowiednie atmosfery ochronne, sposoby nagrzewania, parametry i in.

Coraz częściej stosowaną metodą wzmacniania łopatek turbin, a zwłaszcza zwiększania ich odporności na korozję są różne powłoki ochronne, które przeważnie nanoszone są drogą dyfuzyjną. Podstawowe czynniki powodujące korozyjne niszczenie powierzchni łopatki to utlenianie powierzchni łopatki, korozja siarkowa pod wpływem gazów spalinowych oraz wahania temperatury. Obecność w stopie Mo przyspiesza korozję, zaś obecność Cr i Al zmniejsza. Jeśli Cr jest mniej niż 5%, to w przypadku obecności w powietrzu wodnych roztworów soli, pojawia się korozja punktowa łopatek [9], którą można zlikwidować przez wprowadzenie do warstwy wierzchniej Al, Ti lub Cr.

Najczęściej stosowaną powłoką dyfuzyjną jest aluminowanie w celu utworzenia fazy NiAl [10], która chroni przed korozją w wysokich temperaturach, erozją przy dużych szybkościach gazu, polepsza żaroodporność części ze stopów Ni i zwiększa odporność na korozję morską. Stopy Ni z pokryciem Al są bardziej czułe na obciążenia udarowe od stopów bez pokrycia. Aluminowanie najczęściej przeprowadza się w proszkach [10], [11]. Proces aluminowania łopatek ze stopów Ni i Co może być wykonywany w



2. Przekrój pióra łopatki z kanałami chłodzącymi oraz małymi otworkami dla wypływu powietrza na zewnątrz

sposób następujący [11]: łopatki oczyszcza się najpierw strumieniem pary ze ścierniwem, następnie chemicznie, po czym ładuje się do skrzynki i osypuje proszkiem o składzie: 15% pył Al, 0,5% bromek amonu, reszta  $Al_2O_3$ ; wsadza do pieca, w którym w atmosferze argonu w temperaturze  $1100^\circ C$  wytrzymuje się 1 h, uzyskując warstwę grubości 0,025–0,038 mm. Dla polepszenia własności pokrycia przeprowadza się obróbkę cieplną polegającą na wygrzewaniu w ciągu 30 min w temperaturze  $1100^\circ C$  i szybkim chłodzeniu na powietrzu.

Do umacniania mogą być stosowane również pokrycia kilkuskładnikowe. Przykładem takiego pokrycia ochraniającego przed utlenianiem i nasiarczeniem łopatek jest pokrycie z Al + Mn, przy czym skład procentowy obu pierwiastków zależy od składu stopu łopatkowego [12]. Pokrycie może być nanoszone w proszkach lub też składniki pokrycia nanosi się elektrolitycznie na powierzchnię zabezpieczającą, względnie pokrywa się powierzchnię odpowiednią pastą, a następnie wyżarza. Grubość takiego pokrycia powinna wynosić 0,015–0,15 mm. Łopatki turbin ze stropów kobaltu SM-302, WI-52, X-40 umacnia się pokryciem trójskładnikowym Cr + Al + Mg, które nanosi się sposobem dyfuzyjnym w proszkach [13] o składzie: 1% Cr, 2% stopu Al – 15 Mg, 0,005–0,008%  $CrCl_3$ , 0,001–0,005% jodu lub jodku amonu oraz 95–98%  $Al_2O_3$ , kaolinu lub MgO. Proces przeprowadza się w atmosferze obojętnej lub wodoru w temperaturze  $980^\circ C$  do uzyskania warstwy grubości 25–125  $\mu m$ . Łopatki z takim pokryciem mogą pracować w temperaturze  $1150^\circ C$  przez 100 godzin.

Stosowanie łopatek ze stopów niobu, na których niezbędne są pokrycia ochronne, umożliwia podwyższenie temperatury pracy łopatki o  $120$ – $150^\circ C$  [3] zaś wysokie obecnie koszty ich wykonania w produkcji masowej mogą być obniżone 10-krotnie. Prowadzone badania wskazują, że łopatki z odpowiednimi pokryciami wytrzymują temperatury  $1100$ – $1200^\circ C$  przez 100 godzin pracy.

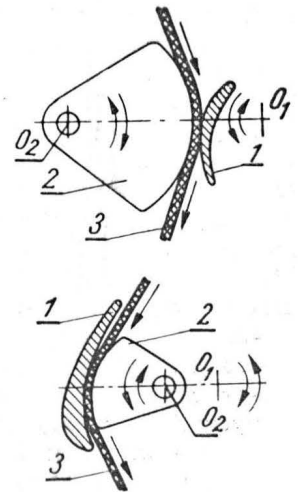
Obecnie rozważa się również możliwość zastosowania na łopatki turbin lub jako pokryć ochronnych takich materiałów jak węgiel krzemu SiC, który charakteryzuje się wysoką żaroodpornością, małym współczynnikiem rozszerzalności liniowej i zachowuje swoje własności do temperatury  $1370^\circ C$  oraz azotku krzemu  $Si_3N_4$ , który jest odporny na utlenianie i udary cieplne, ma szczególnie cenne własności fizyko-mechaniczne w temperaturach powyżej  $1100^\circ C$ . Łopatki kierujące turbin z azotku krzemu wykonuje się drogą prasowania proszku przy temperaturze  $1500^\circ C$  z dodatkiem 1,5% metalu, a następnie szlifowania ściernicą diamentową [14]. Wytrzymałość na

rozciąganie tego materiału przy temperaturze  $1200^\circ C$  wynosi  $70\text{ kG/mm}^2$  a przy  $1375^\circ C$  —  $32\text{ kG/mm}^2$ .

Sposobem umożliwiającym znaczne podwyższenie temperatury gazów na turbinie jest udoskonalony system chłodzenia polegający na wykonaniu dużej liczby małych otworów we wklęsłej i wypukłej stronie pióra łopatki umożliwiającymi wypływ powietrza chłodzącego z wewnętrznych kanałów chłodzących na powierzchnię łopatki. Liczba takich otworów może dochodzić do 500 w jednej łopacie [15], ich wymiary zaś  $\phi 0,25 \times 6,3\text{ mm}$ . Otwory wykonuje się sposobem elektroiskrowym na specjalnie do tego wykonanej obrabiarence umożliwiającej jednoczesne wykonanie 100 otworów, przy czym grubość warstwy ze zmianami strukturalnymi wynosi 0,12 mm, co nie wpływa w sposób istotny na pogorszenie wytrzymałości łopatki. Stosowanie takich łopatek umożliwia podwyższenie temperatury gazów na turbinie do  $1260^\circ C$ , w warunkach eksperymentalnych zaś łopatki pracowały zadowalająco przy temperaturze  $1430^\circ C$  (rys. 2).

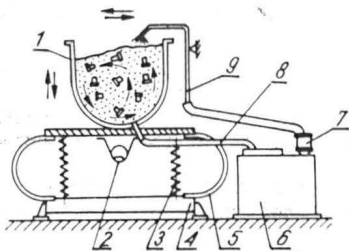
Trwałość i niezawodność łopatek zależy nie tylko od czynników materiałowych i konstrukcyjnych, lecz również od wielu czynników technologicznych związanych z obróbką mechaniczną łopatek. Stan warstwy wierzchniej (WW) łopatek, ślady obróbki poprzedzającej wpływają w sposób istotny na wytrzymałość długotrwałą i zmęczeniową w czasie eksploatacji (rys. 3).

Wiele przeprowadzonych badań umożliwiło ustalenie wpływu różnorodnych sposobów i parametrów



3. Zasada szlifowania profilu łopatek taśmą ścierną: 1 — łopatka, 2 — krzywka profilowa, 3 — taśma ścierna

obróbki na stan warstwy wierzchniej, a zwłaszcza na utwardzenie (zwane również zgniotem powierzchniowym) i naprężenia własne [16]. Znając charakter zależności własności wytrzymałościowych łopatek od jakości powierzchni oraz cechy charakterystyczne stosowanych stopów można wyznaczyć optymalne parametry i sposoby obróbki łopatek. W wyniku mechanicznego i cieplnego oddziaływania narzędzia skrawającego na WW łopatki może następować rozdrobnienie struktury, utwardzenie, powstanie w niej niekorzystnych naprężeń własnych, które to zjawiska powodują nasilenie procesów dyfuzji atomów, wypalania składników stopowych, obniżania temperatu-



4. Schemat urządzenia wibrościernego polerowania łopatek: 1 — pojemnik roboczy, 2 — wał z niewyważoną masą, 3, 5 — sprężyny zawieszania, 4 — płyta podstawy, 6 — pojemnik mieszanki ściernej, 7 — pompa, 8, 9 — przewody dla cyrkulacji cieczy

ry rekrystalizacji, co w konsekwencji prowadzi do przedwczesnego zniszczenia łopatki [8].

Wskutek niestabilności warunków obróbki i fizyczno-mechanicznych własności materiału po analogicznych operacjach obróbkowych otrzymuje się różne wielkości i rozkłady naprężeń własnych. Przy obróbce powierzchni kształtowych poszczególne miejsca przedmiotu mogą mieć różny stan WW ze względu na wahania naddatków międzyoperacyjnych. Przeprowadzone badania wskazują, że taka nierównomierność naprężeń własnych prowadzi do wyraźnego obniżenia wytrzymałości zmęczeniowej. Równomierność stanu WW można znacznie poprawić przez stosowanie odpowiednich sposobów obróbki wykończającej i wzmacniającej, jednakże należy tutaj uwzględnić możliwość dziedziczenia stanu warstwy wierzchniej uzyskanej w poprzednich operacjach [17], [18].

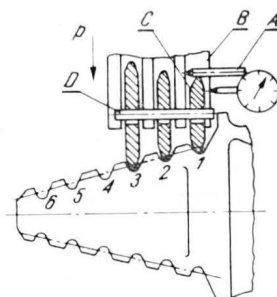
Do sposobów obróbki kształtujących korzystny rozkład naprężeń i sprzyjających uzyskaniu równomiernego stanu WW należą takie operacje jak: polerowanie i obróbka strumieniowo-ścierna, obróbka elektrochemiczna, śrutowanie i wibropolerowanie (rys. 4), [17], [19]. Korzystny stan WW można również uzyskać takimi sposobami jak: frezowanie, toczenie i szlifowanie taśmą ścierną przy odpowiednim doborze warunków obróbki. Szczególnie ważne są mechanizacja i automatyzacja operacji obróbki wykończającej, umożliwiające zwiększenie stabilności uzyskiwanej jakości powierzchni w porównaniu z operacjami wykonywanymi ręcznie. Równomierne umocnienie WW można również uzyskać przez sterowanie adaptacyjne przy skrawaniu lub stosowanie różnorodnych sposobów dogniatania powierzchni (rys. 5) — śrutowanie [17], strumieniowe dogniatanie kulkami szklanymi [20], rolowanie, wibropolerowanie [19], rolowanie wibracyjne i in. Powyższe metody umacniania mogą być stosowane wyłącznie dla zamka łopatek, gdy jego temperatura w czasie pracy nie przekracza, zależnie od materiału, 450–700 °C, ponieważ przy wyższych temperaturach, ze względu na obniżenie temperatury rekrystalizacji i nasilenie procesów dyfuzyjnych, wytrzymałość zmęczeniowa ulega obniżeniu [8], [17].

Niekorzystne naprężenie i utwardzenie WW spowodowane obróbką mechaniczną może być usunięte przez przeprowadzenie odpowiedniego dodatkowego odpuszczenia po obróbce wykończającej. Parametry takiej obróbki wyznaczane są w zależności od ma-

teriału łopatki. Odpuszczanie umożliwia zmniejszenie naprężeń rozciągających, a nawet uzyskanie ściskających naprężeń na WW, lecz powinno być przeprowadzone w warunkach wykluczających pogorszenie WW, co często bardzo trudno osiągnąć, np. nagrzewanie stopu EI617 w powietrzu powoduje zmiany mikrotrwałości na głębokość 0,15 mm, w argonie 0,05 mm i w mieszaninie azotu (96%) i wodoru 0,035 mm wskutek dwustronnej dyfuzji [8].

W warunkach eksploatacyjnych z powodu wyparowywania i wypalania niektórych składników stopowych (Al, Ti, Cr) oraz dyfuzji atomów z gazów spalinowych (S, N, H, O) następuje zmiana składu chemicznego WW i jej własności, wskutek czego współczynnik rozszerzalności liniowej WW różni się od materiału osnowy, co może prowadzić do konstytuowania w czasie pracy znacznych naprężeń własnych [8]. Zjawiskom tym można częściowo zapobiegać przez stosowanie pokryć ochronnych nanoszonych metodami dyfuzyjnymi, drogą metalizacji natryskowej, stosowania emalii żaroodpornej, pokryć ceramicznych i in.

Jak stąd wynika, w celu umocnienia łopatek turbin gazowych stosowane są różnorodne sposoby, wśród których do najważniejszych należy zaliczyć doskonalenie materiałów stosowanych na łopatki, opracowywanie nowych stopów o cennych własnościach, dążenie do maksymalnej stabilizacji i jednorodności tych materiałów i minimalizacji ilości defektów strukturalnych. Wstępne kształtowanie łopatek, a często i ostateczne, może odbywać się zarówno drogą kucia jak i odlewania precyzyjnego przy warunkach umożliwiających uzyskanie optymalnych własności. Dla każdego nowo opracowywanego materiału należy również dobrać odpowiedni sposób wykonywania poszczególnych zabiegów obróbki cieplnej — hartowanie, odpuszczanie, nagrzewanie do przeróbki plastycznej i in.



5. Schemat dogniatania rowków zamków łopatek: A — przrząd nastawczy, B — korpus dogniataka, C — rolka, D — os

Szczególnie perspektywiczne są dyfuzyjne pokrycia ochronne na powierzchni łopatek ze względu na ich dobrą przyczepność, znacznie lepszą jak nanoszonych innymi sposobami. Stopniowe zmniejszanie koncentracji pokrycia w głąb materiału sprzyja płynnej zmianie własności, podczas gdy w innych pokryciach istnieje gwałtowny przeskok tych własności powodujący powstawanie znacznych naprężeń, mogących prowadzić do przedwczesnego zniszczenia łopatki. Dla łopatek turbin mogą być stosowane pokrycia Al, Cr, Mo, W i in. lub pokrycia dyfuzyjne kilkuskładnikowe. Technologia nanoszenia takich pokryć również powinna uwzględniać własności konkretnego materiału, warunki jego pracy w eksploatacji oraz możliwość zastosowania w warunkach produkcji potokowej.

Znaczne efekty uzyskać można przez doskonalenie systemów chłodzenia łopatek, które jednak wiążą się często ze zmianami konstrukcyjnymi silnika oraz trudnościami natury technologicznej, np. wykonywaniem otworów w łopatkach. Dzięki stosowaniu elektroerozyjnych metod obróbki, a zwłaszcza drażenia elektroiskrowego i obróbki elektrochemicznej, trudności te mogą być rozwiązane tak pod względem technicznym, jak i pod względem dostosowania sposobów wytwarzania do wymogów produkcji potokowej.

Ponieważ w warunkach wysokich temperatur, obciążeń statycznych i zmiennych największą wytrzymałością charakteryzuje się substruktura o minimalnej energii, która z kolei zależy od plastycznego odkształcenia WW, to dla każdej temperatury istnieje pewne optymalne odkształcenie zapewniające maksymalną wytrzymałość stopu. Dla łopatek turbin pracujących przy wysokich temperaturach optymalnym ze względu na wytrzymałość będzie bardzo małe odkształcenie rzędu 1—4%, ustalone w zależności od rodzaju stopu i warunków pracy. Z tych względów należy w odpowiedni sposób dobierać sposoby obróbki mechanicznej, a zwłaszcza operacji wykończających, dążyć do uzyskiwania równomiernych nadatków całkowitych i międzyoperacyjnych oraz mechanizować i automatyzować procesy obróbki w celu stabilizacji własności uzyskiwanej WW, jak również ściśle przestrzegać dyscypliny technologicznej wytwarzania.

Przy planowaniu perspektywicznych badań należy również brać pod uwagę możliwości dostosowania metod obróbki czy poszczególnych operacji do wymogów produkcji masowej oraz możliwości stwarzane przez posiadane wyposażenie i aparaturę. Badania różnorodnych procesów odlewania łopatek, nanoszenia pokryć dyfuzyjnych, kucia z wielkimi energiami, obróbki elektroerozyjnej i in. wymagają dużych nakładów, nowoczesnego sprzętu i wysokiego poziomu wiedzy i specjalizacji kadry zajmującej się tymi problemami.

Obszerniejszą bibliografię dotyczącą wyżej omawianych zagadnień podano w pracy [21].

#### Literatura

1. Long R. A., Jones R. A.: *Filament reinforced metal composites for gas turbine blades*. Patent Whittaker Corp. USA kl. 29—183,5 nr 3460920 opubl. 12.08.1969
2. Petrasek D. W., Signorelli R. A.: *Tungsten alloy fiber reinforced nickel base alloy composites for high-temperature turbojet engine applications*. „Compos. Mater, Test and Design.” Philadelphia, Pa 1969
3. Gauje G., Brunetaud R.: *Problemes poses pour l'application des alliages de niobium aux aubes de turbine*. „Rev. phys. appl.” 1970, 5 nr 3
4. Pearcey B. J.: *Single cristal metallic part*. Pat. Aircraft Corp. USA kl. 416—232 nr 3494709 opubl. 10.02.1970
5. Versnyder F. L. i in.: *Precision casting of alloy single cristal gas turbine parts*. „Mod. Cast”. 1969 55 nr 1
6. Kaufman A. in.: *Joining techniques for fabrication of composite air-cooled turbine blades and vanes*. „Pap. ASME” 1971, nr GT-32
7. Schwedland R. P.: *Airfoil with porous leading edge*. Pat. General Motors Corp. USA, kl. 416—90 nr 3606572 opubl. 20.09.1971.
8. Chimuszin F. F.: *Zaroprocnyje stali i spławy*. Metallurgija, Moskwa 1969
9. Belcher R. P. i in.: *Black plague corrosion of aircraft turbine blades*. „Hot Corros. Probl. Gas Turbines”. Philadelphia, Pa 1967
10. Lethner G.: *Schutzschichten gegen Hochtemperaturkorrosion in Flugtriebwerken*. „DEW — Techn. Ber.” 1969, 9 nr 2
11. Liwelyn G., Ubank R. G.: *Improvements in metal surface treatments*. Pat. Bristol Siddeley Engines Ltd. Austral. kl. 73.1.67.2, nr 286757 opubl. 4.11.1968
12. Lynch F. B., Carlton B. L.: *Oxidation-sulfodation resistant articles*. Pat. Gen. Mot. Corp. USA kl. 29/197 nr 3649226 opubl. 14.03.1972
13. Maxwell D. H., Suyama F.: *Coated cobalt alloys*. Pat. United Aircraft Corp. USA, kl. 29-197 nr 3462820 opubl. 28.06.1968
14. Torti M. L. i in.: *Hot pressed silicion nitride for gas turbine applications*. „Pap. ASME” 197 nr GT-19
15. Peacock R. G., Schmitt P. R.: *Small, small wild holes*. „Tool. and Prod.” 1972, 38 nr 1
16. Rachmarowa M. S., Mirer J. G.: *Wlijanije technologiczeskich faktorow na radioznost łopatek gazowych turbin*. Maszynostrojenije, Moskwa 1966
17. Grinczenko J. G.: *Uprocznienije dietalej iz żaroprocnych i titanowych spławow*. Maszynostrojenije, Moskwa 1971
18. Jaszczericyn P. J.: *Wlijanije technologiczeskoj nasledstwiennosti na formirowanije fizyko-mechaniczeskich swojstw powierchnostnogo słoja szlifowanych dietalej*. Sb. Progressiwnaja technologia maszynostrojenija. Szabotenko A. G. i in.: *Swobodnaja objomnaja nija*. wyp. 4., Wszejszaja Szkoła, Mińsk 1972
19. Szabotenko A. G. i in.: *Wibroobrotka łopatok gazoturbinnych dwigatielej*. Samolotostrojenije i technika wozdusznogo flota. 1972 wyp. 28
20. Mattesom J. A.: *Glass beat schotpenning improves life of tools*. „machinery” 1969 nr 10
21. Łunarski J.: *Fizykalno-technologiczne aspekty u-macniania łopatek turbin gazowych*. Materiały III Konferencji nt. „Technologia Przepływowych Maszyn Wirnikowych” Rzeszów, wrzesień 1973

#### RADAR KIEROWANIA OGNIEM SAMOLOTU F-15

Myśliwiec McDonnell Douglas F-15 będzie wyposażony w radar kierowania ogniem firmy Hughes. Radar ten automatycznie przeszukuje przestrzeń powietrzną w pobliżu samolotu, chwytając cel, przeprowadza obliczenia i rzutuje na szybę przed pilotem wszystkie dane, które są potrzebne do przeprowadzenia ataku. Dzięki niemu F-15 będzie jedynym myśliwcem USA zdolnym do wykrywania nisko le-

jących samolotów, wobec których bezsilne są konwencjonalne urządzenia radarowe.

Urządzenia kontrolne radaru znajdują się na dźwigniach sterowania silnikami; w postaci przycisku na wewnętrznej dźwigni i w postaci kółka na zewnętrznej. Pozwala to pilotowi na obsługiwanie urządzenia radarowego bez odrywania ręki od dźwigni.

W. K.

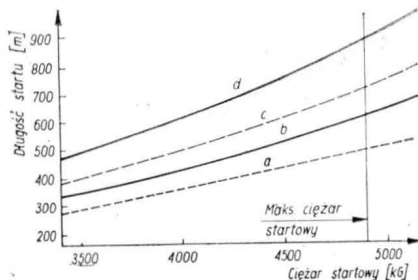
Turbośmigłowy samolot dyspozycyjny i wielozadaniowy

**KONSTRUKCJA.** Dwusilnikowy wolnonośny górnopłat, metalowy z chowanym podwoziem.

**Plat** wolnonośny, trapezowy. Profil u nasady NACA 64 A 415 i NACA 63 A 212 (modyfikowany) na końcu. Bez wzniosu, kąt zaklinowania  $2^\circ$ , kąt zwichrzenia  $3^\circ$ . Trójdzielnny, dwudźwigarowy z dźwigarami rozmieszczonymi w 22% i 60% cięciwy. Zewnętrzne części skrzydeł (za silnikami) łączone ze środkową czterema rozciągaczami śrubami. Kraweź natarcia odladzana pneumatycznie. Dwuszczelinowe kłapy Fowlera o głębokości 31% cięciwy zajmują prawie całą rozpiętość skrzydła. Kłapy napędzane silnikiem elektrycznym (umieszczonym w środkowej części płata nad kadłubem), dalej napęd przenoszą rury skrętne i dźwigniki śrubowe (3 dla każdej kłapy). Kąty wychylenia:  $5^\circ$ ,  $20^\circ$  i  $40^\circ$ . Sloty zewnętrznych części kłap wyciskane z tworzywa sztucznego, natomiast wewnętrznych wykonane ze stali. Na krawędzi spływu zewnętrznych części kłap znajdują się pomocnicze lotki wyważające (*trim aileron*), wychylane  $\pm 20^\circ$  i uruchamiane silnikami elektrycznymi umieszczonymi w klapie. Zasadnicze sterowanie poprzeczne dwuczęściowymi **spoilerami** (przerzycaczami) tylko na górnej powierzchni skrzydła, między tylnym dźwigarem i klapami, o kącie wychylenia do  $60^\circ$ . Obejmują one od 31% do 91% połowy rozpiętości płata. Napęd ręczny linkowy (w kadłubie) i popychaczowy (w skrzydle). Nie ma mechanicznego połączenia między spoilerami i sterem kierunku.

**Kadłub** konstrukcji półskorupowej, o przekroju kołowym. Tylna część (za przegrodą hermetyczną) osobno montowana i łączona sworzniami (ze względu na wygodę transportu i montażu instalacji klimatyzacyjnej). Pierwsza wrga kadłuba odkuwana. Odladzanie szyb pilotów cieczowe. Po lewej stronie kadłuba drzwi z otwierającymi się wraz z nimi schodkami. Wyjście awaryjne po prawej stronie pod kraweźnią natarcia skrzydła. W tylnej niehermetyzowanej części zamykany otwór do obsługi wyposażenia. „Nos” i stożek końcowy z laminatu szklanego. Sterowanie wolantami, na życzenie podwójne. W głównej kabine miejsca dla 4 do 12 osób. W wersji standardowej 6-osobowej siedzenia odchylane, dwa stoliki składane, barek i szafka. Pomieszczenie bagażowe o pojemności  $1,08 \text{ m}^3$  i ładowności 274 kg.

**Usterzenie.** Wolnonośne o obrysie trapezowym. Statecznik poziomy o profilu NACA 64 A 010 (z modyfikowaną kraweźnią natarcia), wznios  $0^\circ$ , zwichrzenie  $0^\circ$ , kąt zaklinowania  $0^\circ$ . Statecznik pionowy NACA 64 A 008. Końcówka statecznika pionowego i owiewka na stateczniku poziomym z laminatu



1. Długość rozbiegu i startu dla warunków: kłapy  $20^\circ$ , prędkość oderwania  $167 \text{ km/h CAS}$ , bez wiatru: a — długość rozbiegu dla ISA na poziomie morza, b — długość startu na przeszkodzie 15 m dla ISA na poziomie morza, c — długość rozbiegu dla ISA  $+20^\circ$ ,  $h = 1640 \text{ m}$



szklanego. Stery wyważone masowo i częściowo aerodynamicznie. Sterowanie linkowe obu sterów. Kąty wychylenia sterów: wysokości  $28^\circ$  (w górę) i  $12^\circ$  (w dół), kierunku  $22^\circ$  (w lewo) i  $24^\circ$  (w prawo). Kłapki wyważające na sterze kierunku i na sterze wysokości. Kraweź natarcia odladzana pneumatycznie. Z tyłu kadłuba małe pomocnicze płetwy kilowe.

**Podwozie** trzypunktowe z przednim punktem podparcia, koła pojedyncze w zespole podwozia głównego i koło podwójne w sterowanym podwoziu przednim; sterowanie podwozia w granicach  $25^\circ$  w prawo i  $21^\circ$  w lewo; mechanizm sterowania, sprzężony ze sterowaniem kierunku, odladza się automatycznie podczas chowania podwozia. Wszystkie golenie chowane elektrycznie (jeden silnik napędza dźwigniki śrubowe). Amortyzatory olejowo-powietrzne. Opony bezdetkowe, niskociśnieniowe, kół głównych o rozmiarze 8,50–10 ośmiowarstwowe, kół przednich o rozmiarze 5,00–5 sześciowarstwowe. Ciśnienie we wszystkich oponach 2,81 do 4,22  $\text{kg/cm}^2$ . Hamulce hydrauliczne, jednotarczowe firmy Goodrich. Awaryjne wypuszczanie podwozia ręcznie.

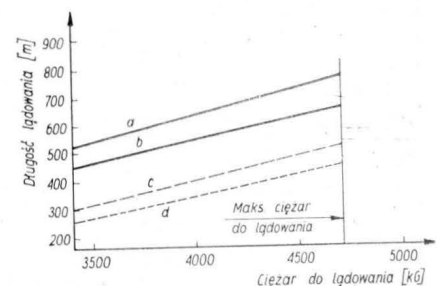
**Układ napędowy.** Dwa silniki turbośmigłowe AiResearch TPE 331-6-251M o mocy startowej i maksymalnej mocy trwałej 665 KM (na wale). Moc efektywna (z uwzględnieniem odrzutu 67  $\text{kg}$ ) 724 KM. Śmigła trójłopatowe Hartzell o stałych obrotach przestawialne w chorągiewkę i o odwracalnym ciągu, odladane elektrycznie. Silnik o małej zależności mocy od warunków zewnętrznych pracuje w sposób *Beta*, tzn. dźwignia mocy wybiera się odpowiedni skok śmigła, a dopływ paliwa jest dobierany automatycznie. Trójkomorowy zbiornik główny integralny w części środkowej skrzydła, między dźwigarami, o pojemności 598 litrów. Zbiorniki pomocnicze konwencjonalne (nieintegralne) w częściach zewnętrznych skrzydeł o pojemności 57 l każdy. Na końcówkach skrzydeł na stałe zamieszczone zbiorniki o kształcie wrzeciona z dodatkowymi płetwami, na 350 l każdy. Paliwo ze zbiorników pomocniczych do głównych przepływa napędzane pompą elektryczną, a ze skrajnych do głównych jest wytłaczane sprężonym powietrzem.

**Wyposażenie.** Kabina ciśnieniowa, naciśnienie 0,35  $\text{kg/cm}^2$ . Instalacja klimatyzacyjna, wykorzystująca powietrze upustowe z silnika. Instalacja tlenowa standardowa. Dwa chowane reflektory z przodu kadłuba do lądowania i koło-

wania. Światło antykolizyjne, światła nawigacyjne, migacz o dużej intensywności, światła do sprawdzania obecności oblodzenia na krawędzi natarcia. Standardowe wyposażenie do lotów wg IFR, pilot automatyczny, układ pilotażowo-nawigacyjny (*flight director*), zdwojone radiostacje UKF nawigacyjna i łączności. Na życzenie użytkownika radiobusola, ILS, odbiornik markera, DME, VOR/LOC, transponder, radar meteorologiczny.

**Uwaga.** Cena samolotu 615 000 \$ USA, gwarancja na płatowiec 2 lata, trwałość obliczeniowa 25 000 h lotu.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Podstawowa koncepcja powstała w 1960 r. Prototyp ukończono w lipcu 1963 r. Budowany w wielu wersjach, MU-2J ogólnie podobny do 2G, lecz z mocniejszymi silnikami i większą prędkością przelotową. Pierwszy lot w sierpniu 1970 r. Certyfikat typu ICAB przyznano w lutym 1971 r. a certyfikat typu FAA w maju 1971 r. Do 31.01.1972 r. wyprodukowano 240 samolotów MU-2 różnych wersji, z czego 209 na eksport. Od 1.10.67 r. w San Angelo, w Teksasie, działa spółka akcyjna Mitsubishi Aircraft International dla końcowego montażu MU-2 w USA.



2. Długość lądowania i dobiegu dla warunków: bez wiatru, z odwracaniem ciągu, prędkość podejścia do lądowania  $1,2 V_{SO}$ , prędkość przyziemienia  $1,15 V_{SO}$ , kłapy  $40^\circ$ : a — długość lądowania znad przeszkody 15 m, ISA  $+20^\circ$ , na wysokości  $h = 1640 \text{ m}$ , b — długość lądowania znad przeszkody 15 m, ISA, na poziomie morza, c — długość dobiegu ISA  $+20^\circ$ , na wysokości  $h = 1640 \text{ m}$ , d — długość dobiegu ISA, na poziomie morza

# Mitsubishi MU-2J

## DANE TECHNICZNE

### Wymiary

Rozpiętość skrzydła (ze zbiornikami)	11,95 m
Srednia cieżciwa skrzydła	1,54 m
Wydużenie skrzydła	7,71
Długość całkowita	12,03 m
Wysokość całkowita	4,17 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	4,80 m
Rozstaw kół podwozia	2,40 m
Rozstaw osi podwozia (baza)	4,40 m
Srednica śmigła	2,29 m
Drzwi kabiny	1,22 × 0,76 m
Drzwi wyjścia awaryjnego	0,72 × 0,70 m

### Kabina:

— długość	6,00 m
— szerokość maks.	1,50 m
— wysokość maks.	1,30 m
Powierzchnia nośna	16,55 m <sup>2</sup>

### Ciężary i obciążenia

Ciężar własny z wyposażeniem	2977 kG
Maks. ciężar startowy	4900 kG
Maks. ciężar do lądowania	4655 kG
Maks. obciążenie powierzchni nośnej	296 kG/m <sup>2</sup>
Maks. obciążenie mocy	3,48 kG/KM

### Osiągi (przy ciężarze startowym 4175 kG)

Maks. prędkość dopuszczalna (nurkowania)	611 km/h
--	----------

Maks. prędkość przelotowa (na $h = 4575$ m)	556 km/h
Prędkość ekonomiczna przelotowa (na $h = 7620$ m)	431 km/h
Prędkość przeciągnięcia (klapy schowane)	179 km/h
Prędkość przeciągnięcia (klapy wypuszczone)	135,5 km/h
Prędkość wznoszenia (na $h = 0$ m)	14,7 m/s
Prędkość wznoszenia (na $h = 0$ , na jednym silniku)	4,3 m/s
Pułap praktyczny	9,390 m
Pułap praktyczny na jednym silniku	5,700 m
Długość startu na przeszkodę $h = 15$ m	570 m
Długość lądowania znad 15 m	457 m
Maks. zasięg (z pełnymi zbiornikami na końcach skrzydeł i z rezerwą na 30 minut) na $h = 7620$ m	2500 km

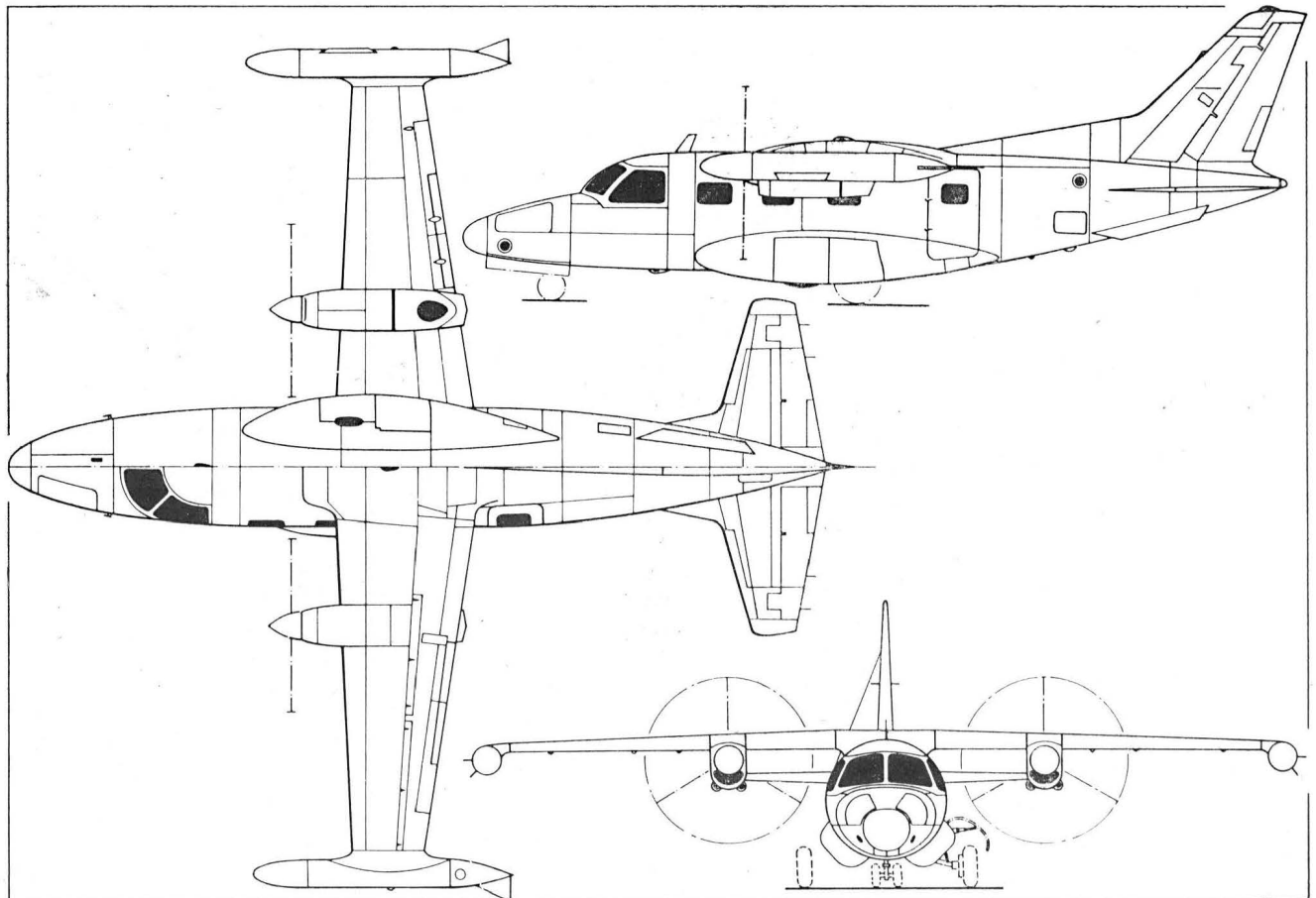
### Ograniczenia prędkości

$V_{MO}$ (maks. operacyjna)	460 km/h CAS
$V_{FE}$ (maks. otwarcia klapy)	271 km/h CAS
$V_{LE}$ (maks. otwarcia podwozia)	314 km/h CAS
$V_{MC}$ (minimalna sterowana)	167 km/h CAS

### Współczynniki obciążenia dopuszczalnego

Klapy schowane	+ 3,256 / -1,30
Klapy wypuszczone	+ 2,0

T. W.





Dwumiejscowy samolot szkolno-treningowy i lekki szturmowy.

**KONSTRUKCJA.** Wolnonośny, górnołat metalowy.

Łat, Trapezowy ze skosem  $28^\circ$  w  $0,25$  cięższy i ujemnym wzniosem  $-6^\circ$ . Krawędź natarcia z uskokiem. Profil Dassault-Breguet-Dornier o grubości  $10\%$  u nasady i  $8,6\%$  na końcu, z zakrzywionym do dołu noskiem. Kłapy dwuszczelinowe, ze zdwojonym systemem sterowania, uruchamiane wciąganiem hydraulicznym umieszczonym w kadłubie. Maksymalne wychylenie kłap  $32^\circ$ . Lotki o zdwojonym układzie sterowania. Wychylenia lotek  $+23^\circ$ ,  $-17^\circ$ .

Skrzydła (dźwigary i keson) są zamocowane do głównej wręgi kadłuba za pomocą połączenia wielosworzniowego typu fortepianowego. Pokrycie frezowane. W kesonie środkowym integralne zbiorniki paliwa.

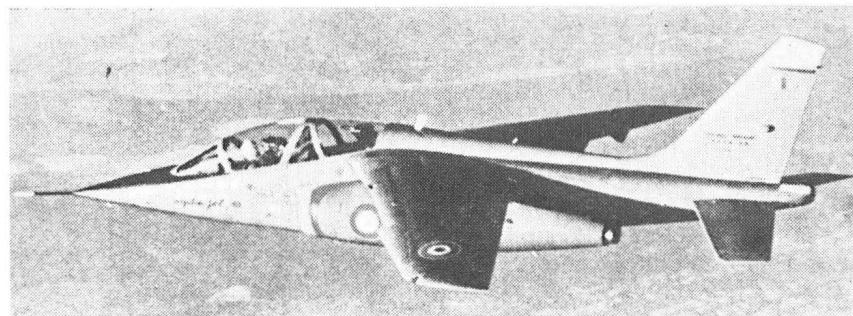
**Kadłub** konstrukcji półkorupowej o przekroju owalnym. Szerokość kadłuba  $0,95$  m, a wraz z wlotami do silników  $1,8$  m. Kadłub dzieli się na trzy części: przednią wraz z kabiną, środkową mieszczącą podwozie i kanały powietrza oraz tylną z łożami silników. Pokrycie frezowane. W kadłubie integralny zbiornik paliwa, o konstrukcji jak w samolocie Mirage F-1. W górnej części tyłu kadłuba — dwa hamulce aerodynamiczne napędzane hydraulicznie. Maksymalne wychylenie hamulców  $47^\circ$ .

Miejsca załogi jedno za drugim. W wersji szkolnej fotele Martin-Baker Mk 4 wyrzucane na wysokości  $0$  m przy prędkości ponad  $165$  km/h, w wersji szturmowej fotele Martin-Baker Mk 10 wyrzucane na wysokości  $0$  m przy prędkości  $0$  km/h. Przednie miejsce ucznia. Tylnie miejsce instruktora umieszczone wyżej dla uzyskania lepszej widoczności do przodu. Kabina klimatyzowana, ciśnieniowa. Do wysokości  $5600$  m utrzymywane jest w kabine ciśnienie jak na wysokości  $2000$  m. Powyżej  $5600$  m utrzymywane jest nadciśnienie  $300$  mb. Sterownice sterów i lotek mają sztuczne czucie z automatyczną regulacją systemu Arthur w funkcji stanu lotu. Wyważenie może odbywać się względem trzech osi.

**Usterzenie.** Wolnonośne ze wzniosem ujemnym. Skos krawędzi natarcia usterzenia pionowego  $45^\circ$ . Profil symetryczny Dassault-Breguet. Grzebień po obu stronach statecznika mieszczą anteny VOR/ILS. Konstrukcja statecznika pionowego — trójdźwigarowa, pokrycie frezowane. Układ sterowania kierunku — zdwojony.

Usterzenie poziome płytowe ze wzniosem ujemnym  $-9^\circ$  i skosem krawędzi natarcia  $30^\circ$ . Profil Dassault-Breguet o grubości  $8\%$  grzbietem odwrócony do dołu. Konstrukcja wielodźwigarowa z kesonem środkowym. Główny dźwigar stanowi oś obrotu. Układ sterowania zdwojony. Kąty wychyleń  $+20^\circ$ ,  $-6^\circ$ .

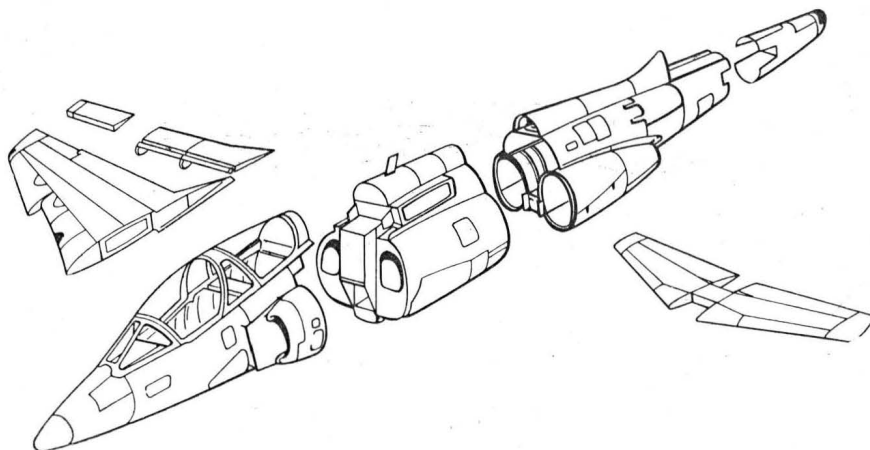
**Podwozie.** Trójkolowe z kołem przednim, chowane, opracowane przez firmy Liebherr i Messier-Hispano. Obliczone na przeniesienie sił przy zetknięciu z ziemią z prędkością pionową  $3,6$  m/s przy ciężarze  $4870$  kG. Wszystkie gołenie typu wahaczowego. Wciąganie podwozia hydrauliczne z układem awaryjnym. Podwozie przednie chowane do przodu. Podwozie główne chowane w obudowę kanałów powietrza. Podwozie przednie zamocowane niesymetrycznie. Koło przednie umocowane na półwielu dla ułatwienia zdejmowania, może przekreślać się na boki o  $50^\circ$ , gdy włączone są hamulce kół głównych. Opona koła bezdetkowa o wymiarach  $380 \times 150 - 4$ . Koła główne z hamulcami hydraulicznymi, uruchamianymi za pomocą pedałów. Opony kół głównych bezdetkowe o wymiarach  $615 \times 225 - 10$ .



**Wposażenie.** Układ hydrauliczny o ciśnieniu roboczym  $210$  kG/cm<sup>2</sup>, zdwojony, zasilany przez dwie pompy oraz z dwóch akumulatorów ze sprężonym azotem. Awaryjna pompa elektryczna. Hydraulicznie uruchamiane są stery i lotki, kłapy, hamulce aerodynamiczne, podwozie, hamulce kół i sterowanie kółką przedniego. Sprężone powietrze pobierane jest z upustu za sprężarką silnika. Instalacja pneumatyczna służy do klimatyzacji, utrzymania ciśnienia w kabine i ubiorach wysokościowych oraz w zbiornikach paliwa. Energii elektryczną dostarczają dwa prądo-rozruszniki  $9$  kW  $28$  V oraz dwa akumulatory niklowo-kadmowe  $36$  Ah. Prąd zmienny  $400$  Hz  $26$  V dają w wersji szkolnej dwie przetwornice  $400$  VA, a w wersji szturmowej dwie przetwornice  $650$  VA. Samolot ma gniazdo zasilania lotniskowego. Aparatura tlenowa zasilana jest z butli  $10$  l. Wposażenie elektroniczne obejmuje radiostacje UKF, transponder, VOR/ILS z markrem, TACAN/SETAC, komputer nawigacyjny i radiowysokościomierz.

Wlewy paliwa w pobliżu chwytów powietrza do silników. Układ paliwowy pozwala na krótkotrwały lot odwrócony.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** W lecie 1968 r. powstała pierwsza koncepcja budowy tego samolotu. W 1969 r. został ogłoszony konkurs na samolot szkolno-treningowy dla lotnictwa Francji i NRF przeznaczony do budowy w kooperacji przez oba państwa. Do konkursu zgłoszono projekt Dassault-Breguet-Dornier Alpha Jet oraz Aerospatiale-MBB Eurotrainer. W 1970 r. rozstrzygnięto projekt wybierając Alpha Jet. Na początku 1971 r. przemysł francuski i zachodniemiecki przystąpiły do opracowywania projektu konstrukcyjnego. W listopadzie 1972 r. została zatwierdzona makieta. Ustalono następujący podział prac: Francja wykonuje przednią i środkową część kadłuba wraz z podwoziem oraz silnik, NRF wykonuje skrzydła, usterzenie i tył kadłuba. Montaż odbywa się w obu państwach. Prototypy 01 i 03



Główne zespoły konstrukcyjne płatowca

**Uzbrojenie.** Jeden podkadłubowy zabójnik  $200$  kG z działkiem DEFA  $30$  mm z  $150$  nabojami, lub z dwoma k.m.  $12,7$  mm z  $250$  nabojami na każdy k.m. Pod każdym skrzydłem dwa zamki na wysięgniki, do których mogą być mocowane pojemniki na  $36$  pocisków rakietowych  $62,5$  mm, bomby  $50$ ,  $125$ ,  $250$  lub  $500$  kG albo pojemniki z kamerami fotograficznymi. Maksymalny ładunek podwieszany  $2200$  kG. Celownik Thomson — CSF 903.

**Napęd.** Dwa silniki dwuprzepływowe SNECMA/Turbomeca Larzac 04 o ciągu startowym  $1345$  kG każdy. Długość silnika  $1,15$  m, średnica  $0,60$  m, ciężar  $285$  kG. Przelotowe zużycie paliwa  $0,7$  kG/h. Dwa zbiorniki integralne paliwa w skrzydłach i jeden w kadłubie — o łącznej pojemności  $1450$  kG. Dwa zbiorniki podwieszane po  $260$  kG każdy.

montowane są we Francji, zaś 02 i 04 w NRF. Pierwszy prototyp Alpha Jet 01 został oblatany 26.X.1973 r. we Francji, a prototypy 02 — 9.I.1974 r., oblot prototypu wersji 03 przewidziano na maj 1974 r., a prototypu wersji szkolno-treningowej 04 na październik 1974 r. Lata 1974 i 1975 przeznaczone są na próby samolotu. W 1976 r. ma być uruchomiona produkcja. Pierwsze egzemplarze seryjne mają być dostarczone w końcu 1976 r. Dotychczas zamówiono 433 samoloty Alpha Jet: Francja 200 sztuk w wersji szkolno-treningowej, NRF — 200 szt. w wersji szturmowej i Belgia 33 szt. w wersji szkolno-treningowej. Żywotność dla wersji szkolno-treningowej ma wynosić  $10\,000$  h, zaś dla wersji szturmowej  $5\,000$  h. Dla samolotu przewiduje się 9 h prac obrotowych na każdą godzinę lotu.

# Dassault-Breguet-Dornier Alpha Jet

## DANE TECHNICZNE

### Wymiary

Rozpiętość	9,11 m
Długość	12,29 m
Wysokość	4,19 m
Powierzchnia nośna	17,5 m <sup>2</sup>
Wydłużenie	4,8
Kąt zaklinowania płata	0°
Skos skrzydeł	28°
Wznios skrzydeł	-6°
Powierzchnia klapy	0,54 m <sup>2</sup>
Powierzchnia klapy po wysunięciu	1,44 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia pionowego	2,97 m <sup>2</sup>
Rozpiętość usterzenia poziomego	4,32 m
Powierzchnia usterzenia poziomego	4,85 m <sup>2</sup>
Wznios usterzenia poziomego	-9°
Rozstaw podwozia	2,71 m
Rozstęp osi kół	4,71 m
Wymiary kół głównych	615×225-10
Wymiary koła przedniego	380×150-4

### Ciężary:

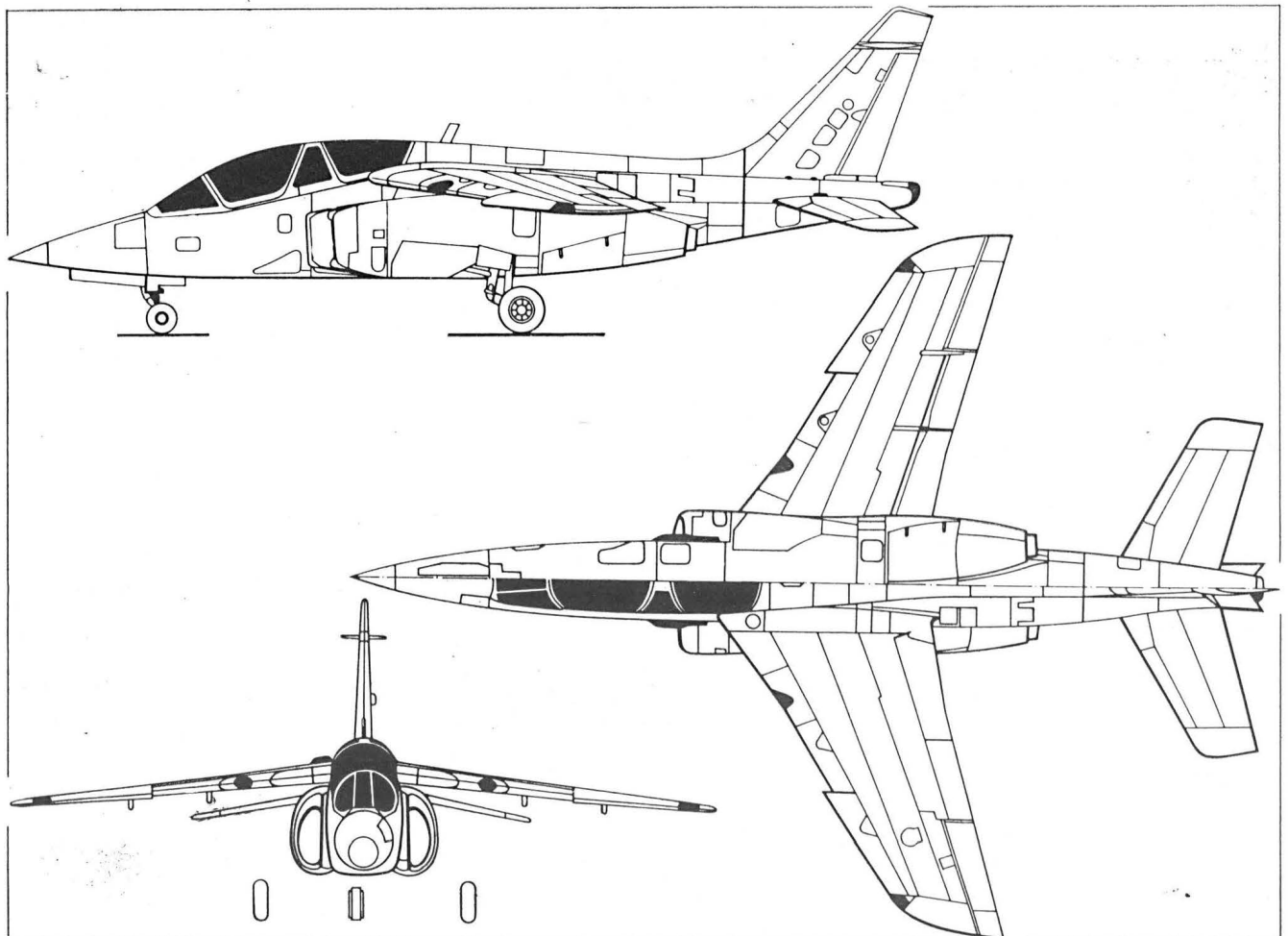
Ciężar własny	3300 kG
Ciężar użyteczny	1270-3700 kG
Ciężar paliwa normalny	1050-1450 kG
Ciężar paliwa maksymalny	1970 kG
Ciężar uzbrojenia i ładunku bojowego maks.	2200 kG

Ciężar całkowity wersji szkolnej	4530 kG
Ciężar całkowity maks. wersji szkolnej	4780 kG
Ciężar całkowity wersji szturmowej	5054 kG
Ciężar całkowity maks. wersji szturmowej	7000 kG
Obciążenie powierzchni	260-400 kG/m <sup>2</sup>
Obciążenie ciągu	3,4-5,2 kG/kG
Współczynnik obciążenia niszczącego	+8,6/-4,6

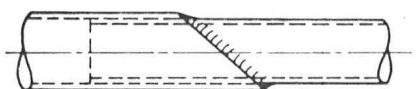
**Osiągi:** (bez ładunku podwieszanego, ciężar całkowity 4800 kG)

Prędkość maks. przy ziemi	990 km/h (M = 0,81)
Prędkość maks. na wys. 9150 m	925 km/h (M = 0,85)
Prędkość podejścia do lądowania	212 km/h
Prędkość minimalna	190 km/h
Wznoszenie	59 m/s
Czas wznoszenia na 9150 m	6 min 30 s
Czas wznoszenia na 10 975 m	8 min
Pułap	13 950 m
Czas lotu z rezerwą 15% przy Q=4500 kG	1 h 40 min
Zasięg bez zbiorn. dod., na małej wys.	650-880 km
Zasięg ze zbiorn. dod., do przebazowania	1950 km
Rozbieg	400 m
Start na h = 15 m	675 m
Rozbieg przy jednym siln. prac.	410
Start na h = 15 m przy 1 siln. prac.	725 m
Dobieg	680 m

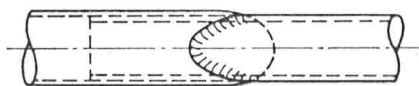
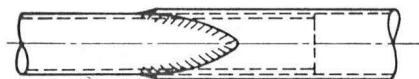
A. G.



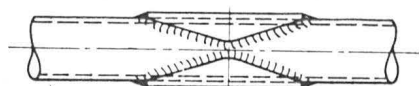
I. PRZYKŁADY ROZWIĄZAŃ KONSTRUKCYJNYCH WĘZŁÓW I POŁĄCZEŃ SPAWANYCH POŁĄCZENIA RUR



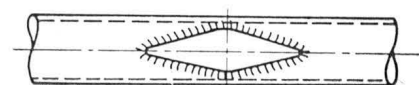
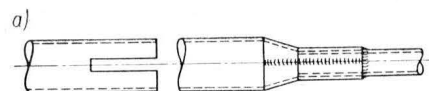
1. Skośne ścięcie powiększa przekrój pracujący spoiny i pozwala na uniknięcie przegrzania całego przekroju rury



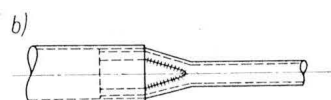
2. Dla specjalnie obciążonych połączeń przydatne jest takie rozwiązanie



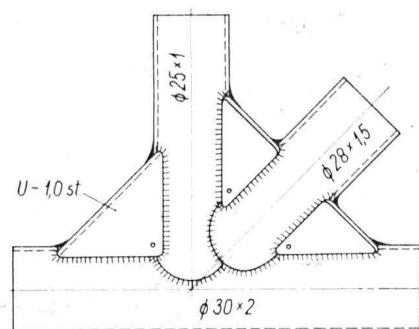
3. Rozwiązanie połączenia rur o jednakowej średnicy



4. Dwa przykłady połączenia rur o dużych różnicach średnic: a) przez zmniejszenie rury o większej średnicy, b) przez wstawanie wstawek do rury o średnicy mniejszej

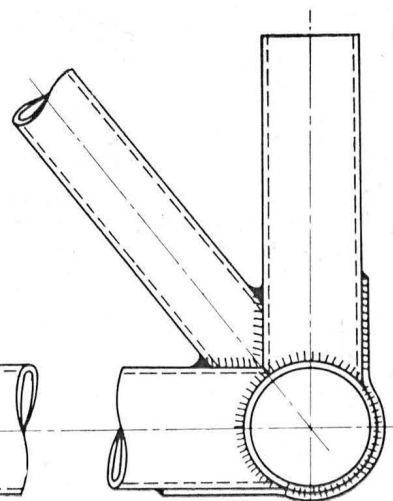
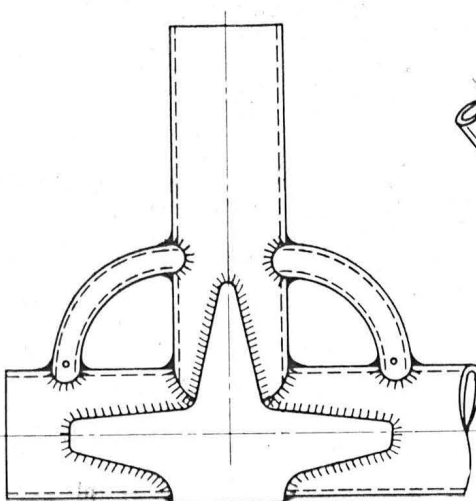


PRZYKŁADY ROZWIĄZAŃ WĘZŁÓW

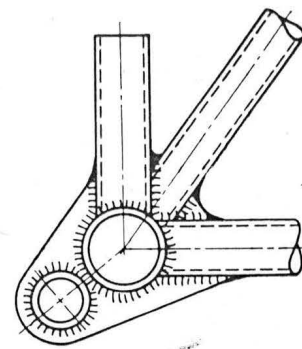
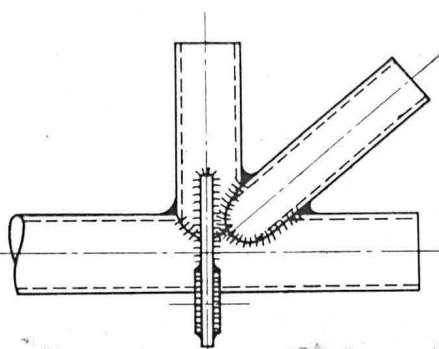


5. Typowe rozwiązania węzłów kadłuba z zastosowaniem blach węzłowych

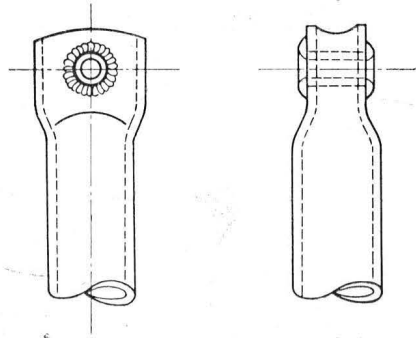
6. Rozwiązanie węzła kadłuba z nałożoną blachą węzłową (kadłub z usztywnieniem cięgnami, rurki wygięte służą do ich zaczepienia)



7. Inne rozwiązania połączenia rurek z zastosowaniem wstawki stanowiącej jednocześnie okucie; wadą jest konieczność spawania wzdłuż całego obwodu rury poziomej

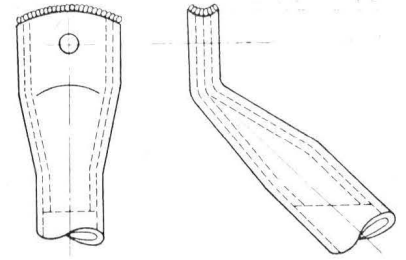


## II. ELEMENTY KONSTRUKCYJNE — OKUCIA NA KOŃCACH RUR



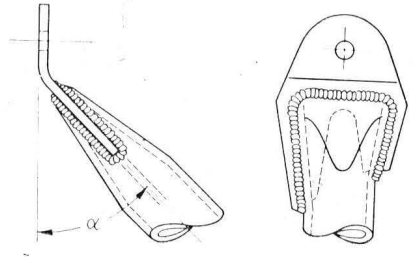
◀ 8. Niewłaściwe. Obróbka maszynowa spoiny może spowodować pęknięcie

9. Niewłaściwe. Spłaszczony koniec jest podatny na pęknięcie, w wyniku znacznego odkształcenia na zimno, ponadto jest wrażliwy na zmienne obciążenia — grozi pęknięcie zmęczeniowe ▶



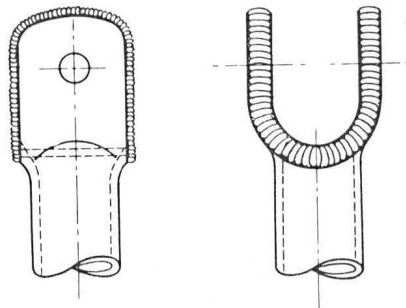
◀ 10. Zadowalające. Dla niezbyt obciążonych połączeń, przy kącie nie większym niż  $30^\circ$

11. Niewłaściwe. Wymaga zbyt dużego odkształcenia rurki na zimno ▶



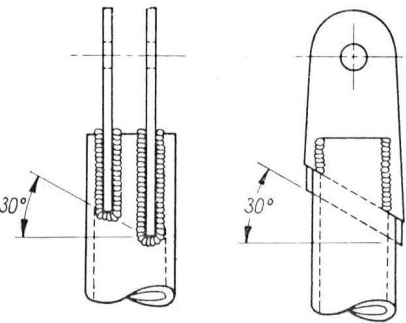
◀ 12. Zadowalające. Dla niezbyt obciążonych połączeń

13. Dobre. Dla niezbyt obciążonych połączeń ▶



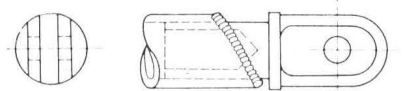
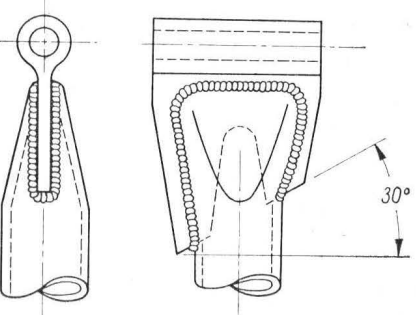
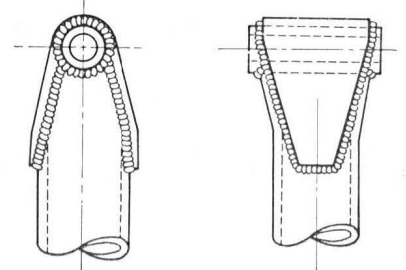
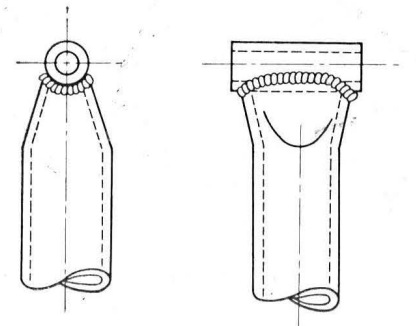
◀ 14. Dla małych obciążeń. Niezbyt wytrzymałe na ściskanie ze względu na pęknięcie pod rurką poprzeczną

15. Dla małych obciążeń. Jest ulepszeniem „14”. Należy zapewnić odpowiednią długość rurki dla uniknięcia ściecia spoiny przy obróbce mechanicznej. ▶



◀ 16. Dla dużych obciążeń

17. Zadowalające ▶



KRZYSZTOF KUNACHOWICZ

## Nowoczesne systemy kierowania ruchem lotniczym

### Symposium techniki lotniczej USA/ZSRR

W dniach 23—27 lipca 1973 r. w Moskwie odbyło się sympozjum USA/ZSRR, dotyczące techniki lotniczej, zorganizowane przez Amerykański Instytut Lotnictwa i Astronautyki i Komitet Nauki i Techniki Rady Ministrów ZSRR.

Równolegle trwała wystawa sprzętu USA związana tematycznie z programem sympozjum, zorganizowana ze strony amerykańskiej również przez wymieniony instytut.

Główną tematyką były zagadnienia kierowania ruchem lotniczym (KRL) i związanych systemów pokładowych. Na ten temat wygłoszono 28 referatów. Ponadto omówiono problemy portów lotniczych — 8 referatów i nowe technologie statków powietrznych — 5 referatów.

Tematyka kierowania ruchem lotniczym, którą skrótowo przedstawiono, była podzielona na następujące zagadnienia:

- Systemy i wyposażenie do kierowania ruchem lotniczym w rejonie lotniska — 6 referatów
- KRL i nawigacja na trasie — 6 referatów
- Systemy lądowania dziś i jutro — 3 referaty
- Turbulencja — 2 referaty
- Systemy pokładowe — 8 referatów
- Symulatory — 3 referaty.

Referaty amerykańskie omawiały aktualne rozwiązania stosowane w KRL USA, zamierzenia na przyszłość oraz przedstawiały bardziej szczegółowo ważniejsze problemy i rozwiązania techniczne.

Kilku autorów podkreśliło brak istotnych różnic pomiędzy problematyką KRL w USA i ZSRR. Specjaliści amerykańscy przedstawili następujące referaty\*:

Harris R. M.: *Current Efforts to Increase Terminal Area Safety and Capacity, and Probable Results* — „Aktualne wysiłki w kierunku zwiększenia bezpieczeństwa i przepustowości w rejonie lotniska oraz ich prawdopodobne wyniki”.

Mc Evoy H., Rawicz H. C.: *Advanced Concepts in Terminal Area Control Systems (Aircraft Tracking and Collision Alert)* — „Nowoczesne

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

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

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

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

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

koncepcje systemów kierowania ruchem w rejonie lotniska (Prowadzenie samolotów i sygnalizacja niebezpieczeństwa zderzenia)”.

Fleener W.: *The Federal Aviation Administration Program to Improve Terminal Area Traffic Control* — „Przyjęty przez FAA program udoskonalenia kierowania ruchem w rejonach lotnisk”.

Perry J.: *Secondary Surveillance Radar: Current Usage and Improvement* — „Radar wtórny: obecne zastosowanie i udoskonalenie”.

Rabb J. W.: *U.S. Enroute Air Traffic Control System* — „Stosowane w USA systemy kierowania ruchem lotniczym na trasach”.

Ratner R.: *The Air Traffic Controller and Control Capacity* — „Kontroler ruchu lotniczego a zdolności przepustowe systemów kontroli”.

Shank J. R.: *Monitoring of Navigation Aids* — „Sprawdzanie środków radionawigacyjnych”.

Fisher V. F., Lockerd R. M.: *Recent Improvements in Instrument Landing Systems — Integrity, Cost, and Siting* — „Dokonane ostatnio udoskonalenia ILS — integracja, koszty i rozmieszczenie”.

Winick A. B.: *The United States Microwave Landing System Development Program* — „Amerykański program rozwoju mikrofalowego systemu lądowania”.

Gorstein M.: *Wake Vortex Detection and Avoidance Systems* — „System wykrywania i omijania wirów spływowych”.

Kadlec P. W.: *Survey of Clear Air Turbulence Detection Methods* — „Przegląd metod wykrywania turbulencji w czystym powietrzu”.

Gorham J.: *Automatic Flight Control and Navigation Systems on the L-1011 — Capabilities and Experiences* — „Automatyczne układy pilotażowe i nawigacyjne samolotu L-1011 — możliwości i doświadczenia”.

Stout L. C.: *Guidance, Control, and Instrumentation Progress on the Mc Donnell Douglas DC-10* — „Postęp w wyposażeniu do kierowania i sterowania na samolocie Douglas DC-10”.

Hemesath N. B.: *Simplification of Navigation and Flight Control Systems without Compromising Integrity* — „Uproszczenie układów nawigacyjnych i pilotażowych bez naruszania ich integracji”.

\* Teksty referatów w języku angielskim dostępne są w ILot.

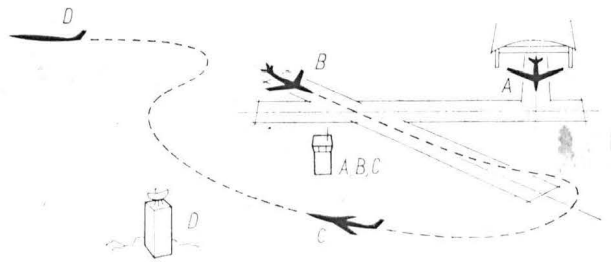
- Quinby G. F.: *Trends in Avionics Simplification for Light Utility Aircraft* — „Tendencje w kierunku uproszczenia elektronicznego wyposażenia małych samolotów ogólnego przeznaczenia”.
- Newman T. J.: *Area Navigation Systems for Air Transport Aircraft* — „Systemy nawigacji quasi-swobodnej dla samolotów komunikacyjnych”.
- Rabb W. J.: *A Digital Simulation Facility for Air Traffic Control Experimentation* — „Cyfrowe urządzenia do modelowania przy badaniu problemów kierowania ruchem lotniczym”.
- Kampsen U. J.: *Simulators for Pilot Training* — „Symulatory do szkolenia pilotów”.
- Kann C. F.: *Problems of the U.S. Airlines* — „Problemy towarzystw lotniczych Stanów Zjednoczonych”.
- Skully R. P.: *Noise and Pollution — the Federal Aviation Administration's Views* — „Hałas i zanieczyszczenia powietrza — stanowisko FAA”.
- Graef J. D.: *An Airline Engineer's Look at Achievement of Meaningful Noise Reduction* — „Uwagi inżyniera towarzystwa lotniczego o osiągnięciach dotyczących znacznego zmniejszenia hałasu”.
- Achitoff L.: *Operational Considerations in the Design of Airports* — „Względy operacyjne przy projektowaniu portów lotniczych”.
- Sutter J.: *Wide-Body Aircraft Design Technology* — „Technika projektowania samolotów o szerokim kadłubie”.
- Stępniewski W. Z.: *Civilian Vertical Lift Systems and Aircraft in the USA* — „Cywilne systemy i statki powietrzne pionowego startu w USA”.
- Jenkins W. E.: *Automation of Airline Passenger Processing* — „Automatyzacja procesu załatwiania pasażerów przez towarzystwo lotnicze”.
- Farrah J. T.: *The Cost Challenge of Cargo Ground Equipment* — „Problem kosztu naziemnego wyposażenia do obsługi towarowej”.

### Ogólna charakterystyka systemu kierowania ruchem lotniczym w USA

Przestrzeń powietrzna Stanów Zjednoczonych, w której dopuszczalny jest tylko kierowany (kontrolowany) ruch lotniczy, rozciąga się na cały obszar państwa od wysokości 6000 do wysokości 20 000 m oraz na niższych wysokościach dookoła 8 najruchliwszych centrów ruchu lotniczego.

Każdy statek powietrzny od chwili rozpoczęcia ruchu w przestrzeni kontrolowanej do jego zakończenia pozostaje pod nieprzerwaną kontrolą i „opieką” jednego z organów kierujących ruchem lotniczym. Rysunek 1 ilustruje podstawowy podział służb kierujących ruchem lotniczym przyjęty w USA. A — kierowanie ruchem na ziemi od parkingu do końca pasa startowego, B — udzielanie zezwoleń na start i lądowanie, C — kierowanie dolotem względnie odlotem statków powietrznych w rejonie lotniska, D — kierowanie ruchem na trasie\*. Służby A, B i C są zlo-

\* W Polsce funkcję służby D nazwano „kontrolą obszaru”.



1. Podział służb kierujących ruchem lotniczym w USA

kalizowane w centrum kierowania ruchem w rejonie lotniska, służba D często poza lotniskiem, w USA w centrach kierowania ruchem na trasie, które są rozmieszczone odpowiednio do sieci dróg lotniczych.

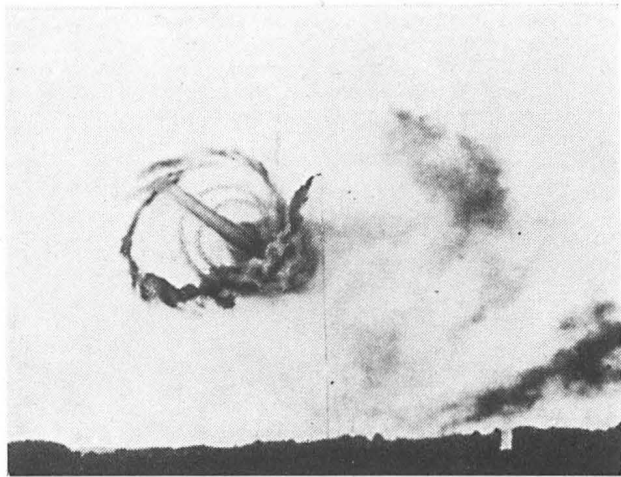
System stosowany w USA jest tak zwany „wspólny”, tj. całą odpowiedzialność za ruch lotniczy statków powietrznych lotnictwa komunikacyjnego, lotnictwa wojskowego oraz lotnictwa cywilnego, niekomunikacyjnego (tzw. *general aviation*) ponosi jeden urząd cywilny — *Federal Aviation Administration* (FAA), będący odpowiednikiem krajowego Centralnego Zarządu Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji. W skład systemu wchodzi 385 sieci kontrolnych, 27 centrów kierowania ruchem na trasach i 320 biur operacji lotniczych obsługujących cywilne lotnictwo niekomunikacyjne, którego flota wynosi aktualnie 135 000 samolotów i stale rośnie. Według prognoz w 1980 roku przekroczy 214 000 statków powietrznych. Długość kontrolowanych dróg lotniczych wynosi 405 000 mil morskich. System KRL opiera się głównie na radarze i radarowych normach separacji. Dwustronna łączność foniczna między pilotami a służbą kierowania ruchem zapewniona jest na falach metrowych i decymetrowych (VHF/UHF) w całym obszarze kontrolowanym. Nawigacja oparta jest na przeszło 750 radiolatarniach VOR/DME i 425 instalacjach systemu lądowania ILS. Personel służb KRL przekracza 24 000 ludzi.

Rozwój systemu kierowania ruchem lotniczym następował w USA stopniowo, odpowiednio do potrzeb. Aktualnie wyróżnia się kilka tzw. „generacji” systemów KRL.

I Generacja — informacje o położeniu statku powietrznego otrzymywano z meldunków pilota, a postępy w ruchu samolotów wizualizowane były na stole z mapą przez przesuwanie symboli samolotów. Dane lotu pisano na tablicy kredą.

II Generacja (rozpoczęta w 1950 roku) — wprowadzono radary pierwotne najpierw w rejonie lotniska, a następnie na trasach. Równocześnie zainstalowano pomoce nawigacyjne pracujące na falach metrowych: VOR, VORTAC i urządzenia do lądowania ILS.

III Generacja (rozpoczęta w 1960 roku) — charakteryzuje się wprowadzeniem elektronicznych maszyn cyfrowych dla ułatwienia niektórych czynności kontrolera ruchu oraz wprowadzeniem radiolokacji wtórnej, ułatwiającej identyfikację po zainstalowaniu tzw. transponderów (urządzeń odzewowych) na pokładzie samolotów. Dynamiczny rozwój ruchu lotniczego w połowie lat sześćdziesiątych wykazał, że system III generacji będzie niewystarczający dla ruchu przewidywanego pod koniec tej dekady.



2. Laserowa wizualizacja wiru splywowego

III „podwyższona” Generacja. Powołany w 1969 r. komitet doradczy KRL wytyczył niezbędne dalsze unowocześnienie systemu polegające głównie na częściowej automatyzacji wykonywanych czynności. W dalszym ciągu system opiera się na koncepcji centralnego kierowania ruchem. Koncepcja ta ma w III „podwyższonej” generacji alternatywę w postaci „nawigacji quasi-swobodnej” (*Area Navigation, Random Navigation*). Myślą przewodnią jest tu tworzenie swobodnych tras lotniczych, niezależnych od umiejscowienia naziemnych pomocy radiowych, dzięki wprowadzeniu pokładowych elektronicznych przeliczników nawigacyjnych.

IV Generacja — system KRL przewidywany na początek lat osiemdziesiątych, według dotychczasowych studiów oparty na wykorzystaniu sztucznych satelitów.

#### Kierowanie ruchem lotniczym w rejonie lotnisk

Amerykański program badawczy i rozwojowy w problematyce KRL w rejonach lotnisk stawia dwa zasadnicze zadania — zwiększenie bezpieczeństwa i zwiększenie przepustowości.

Głównym problemem związanym z zachowaniem bezpieczeństwa są:

- utrzymanie podłużnej i poprzecznej separacji w czasie zwrotów i przy końcowej fazie zbliżenia,
- zachowanie separacji w rejonie lotniska pomiędzy ruchem odbywającym się według reguł lotów na przyrządy (IFR) i lotów z widzialnością ziemi (VFR),
- zabezpieczenie statków powietrznych przed działaniem wirów splywowych powstających za dużymi samolotami.

Ruch na głównych lotniskach stale wzrasta. Przykładowa liczba operacji rocznie w 1972 r. i przewidywana w 1984:

Lotnisko	Liczba operacji	1972	1974	Wzrost
New York — Kennedy	378 000	443 000	17%	
Atlanta — International	459 000	738 000	60%	

Przepustowość rejonu lotniska jest aktualnie uzależniona od przepustowości przyjętego systemu KRL i przepustowości dróg startowych. Konieczne zwiększenie przepustowości można uzyskać kilkoma sposobami:

— zmniejszenie poprzecznej i podłużnej separacji w końcowej fazie zbliżenia,

— zwiększenie dokładności kierowania przy wchodzeniu samolotu w końcową fazę zbliżenia,

— przekonstruowanie lub budowa nowych dróg startowych.

Każdy z wymienionych sposobów pojedynczo lub w kombinacji musi uwzględniać wymienione poprzednio warunki bezpieczeństwa.

FAA prowadziła badania różnych rozwiązań przykładowo: zwiększenie dokładności separacji przez automatyczny pomiar i automatyczną separację w końcowej fazie zbliżenia przy zachowaniu separacji 3 mil poprawia przepustowość IFR o 10—20%, zmniejszenie separacji z 3 na 2 mile przy obecnym systemie (ARTS III) o 10%, kombinacja obu — wzrost przepustowości o 50%. Kombinacja optymalna z podwójnym pasem startowym daje wzrost przepustowości o 60%.

Powstawanie wirów splywowych powoduje natomiast konieczność zwiększenia separacji, co w konsekwencji prowadzi do zmniejszenia przepustowości od 10 do 15%. W związku z tym prowadzone są prace badawcze zmierzające do wyeliminowania względnie zmniejszenia tego czynnika.

Wzrost przepustowości ruchu lotniczego w rejonie lotniska uzyskano przez wprowadzenie półautomatycznego systemu radarowego ARTS III (*Automated Radar Terminal System*). Po raz pierwszy został zainstalowany w Atlancie w 1964 r. a obecnie już pracuje w 61 najbardziej obciążonych portach lotniczych.

Głównymi funkcjami tego systemu są:

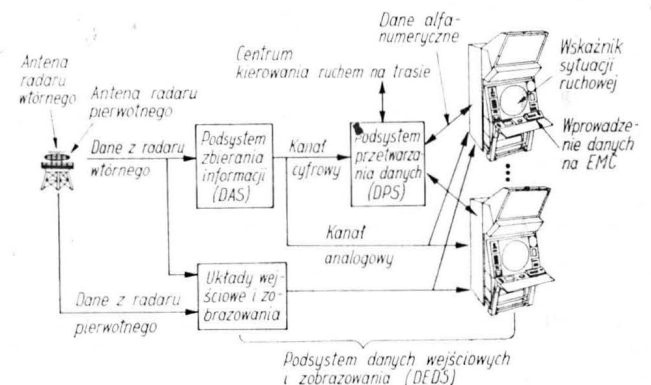
— automatyczne przedstawianie na ekranie wskaźnika w formie alfanumerycznej znaków rozpoznawczych wybranych samolotów, informacji dotyczących ich wysokości i prędkości lotu,

— automatyczna wymiana danych dotyczących postępu lotu ze związanymi centrami kierowania ruchem na trasach,

— przekazywanie, odpowiednio do potrzeb, znaków rozpoznawczych i innych dodatkowych informacji pomiędzy poszczególnymi stanowiskami kontrolerów w danym centrum.

Uproszczony schemat blokowy systemu ARTS III przedstawia rysunek 3. Informacje z radaru wtórnego kanałem szerokopasmowym przekazywane są

Dokończenie na str. 39



3. Uproszczony schemat blokowy systemu ARTS III

# Filtracja oleju we współczesnych instalacjach lotniczych

## Dokończenie

Filtracja ciśnieniowa bocznikowa (wariant 5) i upustowa (wariant 6) w zasadzie również umożliwia efektywną filtrację oleju w układzie. Ponieważ jednak w każdym układzie źródłem najintensywniejszego zanieczyszczenia jest zawsze pompa, w pewnych przypadkach efekt filtracji bocznikowej czy upustowej może się okazać niedostateczny, szczególnie gdy elementy składowe układu nie mają filtrów indywidualnych (lokalizacja 7); gromadzące się bowiem w pompie grubsze cząstki nie przechodząc przez filtr na boczniku mogą spowodować awarię tych elementów. Praktyka wykazuje jednak, że układy hydrauliczne wielu maszyn pracują bardzo dobrze na częściowej filtracji (20—10 a nawet 2%). Częściowa filtracja umożliwia instalowanie dokładniejszych filtrów o niewielkich rozmiarach. Jednak fakt, że do odpowiedzialnych elementów układu mogą się (przy takim rozwiązaniu) i tak dostać większe drobiny zanieczyszczeń, które powstają w pompie, jest przeciwskazaniem dla stosowania w takim układzie zbyt dużych dokładności filtracji (tablica 4). W obu przypadkach (filtracja bocznikowa i upustowa) istnieje możliwość regulowania przepływu przez filtr w określonych granicach za pomocą specjalnego zaworu albo (jeżeli ciśnienie w układzie się zmienia) automatycznie przez zastosowanie regulatora utrzymującego stały przepływ przez filtr niezależnie od wahań ciśnienia w układzie. Zasadnicza różnica między wariantami filtracji bocznikowej i upustowej (warianty 5 i 6) polega na tym, że filtracja bocznikowa wymaga filtrów ciśnieniowych, a filtracja upustowa — niskociśnieniowych (pierwsze są mniejsze).

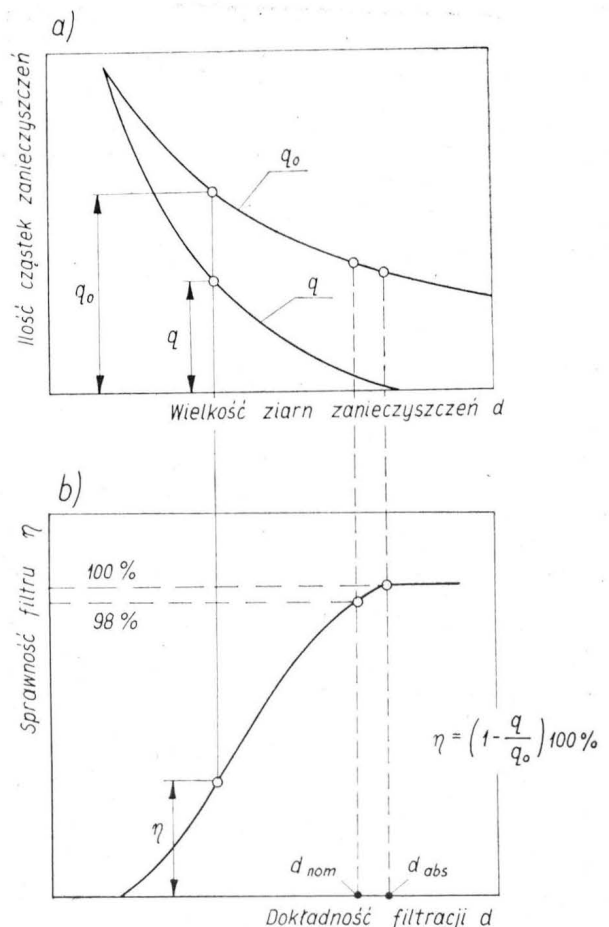
Filtracja indywidualna (lokalizacja 7) przed poszczególnymi elementami układu odbywa się z zastosowaniem filtrów ciśnieniowych. Jeżeli układ taki ma również pełnoprzepływowy filtr ciśnieniowy (lokalizacja 4), to filtry ochrony indywidualnej mają za zadanie tylko ochronę elementu przed grubszymi zanieczyszczeniami, które mogłyby się pojawić w układzie między filtrami 4 i 7, pod względem bowiem ilościowym i jakościowym ochronę takich układów spełniają zawsze filtry główne ciśnieniowe pełnoprzepływowe 4, które są w tym celu odpowiednio zdymsjonowane. Jeżeli układ nie ma głównego filtra ciśnieniowego 4 (a filtracja odbywa się na przewodzie zlewowym — lokalizacja 8), w takim przypadku rolę dokładnej filtracji i ochrony przejmują filtry indywidualne. Układy z taką filtracją są rzadziej stosowane, kłopotliwsze do konserwacji i wymiany filtrów.

Filtry na zlewie (wariant 8). Nowoczesne układy (szczególnie w samolotach) projektuje się na ultra-

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

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

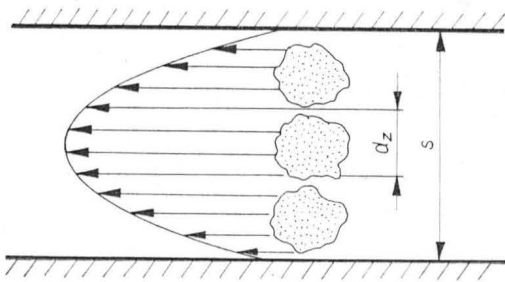
dokładną filtrację, która charakteryzuje się odmiennymi warunkami ciśnień i przepływów na elemencie filtrującym i w związku z tym do uzyskania odpowiedniego efektu konieczne jest stosowanie dużych powierzchni czynnych wkładów filtracyjnych. Ten warunek uzasadnia lokowanie takich filtrów na przewodach zlewowych. Oczywiście lokalizacja taka jest możliwa tylko w takich układach, w których gros oleju w czasie pracy układu spływa do zbiornika rurą zlewową. Jeżeli analiza pracy układu wykazuje, że wydatek pompy w znacznym procencie wraca do zbiornika przez zawór upustowy, taka filtracja nie może dać oczywiście spodziewanego efektu.



6a.  $q_0$  — zanieczyszczenia napływające do filtru,  $q$  — zanieczyszczenia przechodzące przez filtr

6b. Definicja dokładności filtracji





7.

**Filtracja za pomocą zewnętrznego układu filtracyjnego** (wariant 9). Układ zewnętrzny może stanowić stałą integralną część układu hydraulicznego przeznaczoną do ciągłej względnie okresowej pracy albo też oddzielny, przenośny agregat do jednorazowego względnie okresowego użytku. Takie rozwiązanie stosuje się w bardzo dużych układach hydraulicznych, szczególnie tam gdzie z pewnych względów nie można stosować filtracji bocznikowej względnie upustowej (warianty 5, 6). Praktycznie za pomocą tego rodzaju zewnętrznych agregatów uzyskać można nieograniczone dokładności filtracji w zależności od potrzeb i zastosowanych w agregacie filtrów. Rysunek 5 przedstawia efekt oczyszczania oleju w układzie hydraulicznym samolotu za pomocą specjalnego agregatu dostawczego. Czystość oleju została zredukowana z klasy NAS 8 do 3 przez tylko jednokrotne przepuszczenie przez agregat zewnętrzny [8].

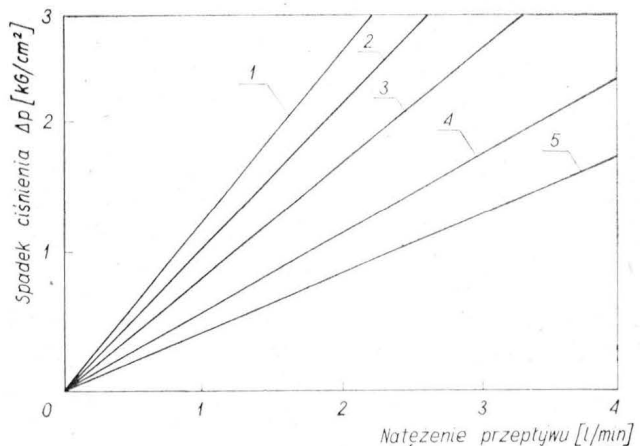
**Kryteria doboru filtrów do układów hydraulicznych**

Filtr jest jednoznacznie scharakteryzowany, jeżeli wiadome jest, jakie cząstki (pod względem wymiarowym) może zatrzymywać, jakie są jego opory przepływu przez jednostkę powierzchni i jaka jest zmienność tych oporów w miarę zanieczyszczania się filtru.

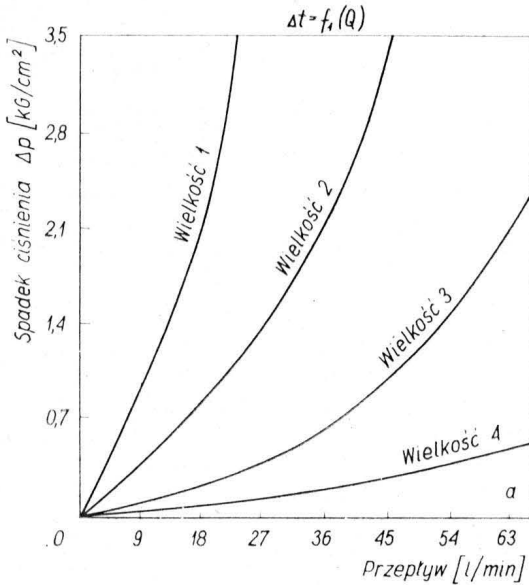
**Dokładność filtracji.** Każdy filtr ma różną zdolność zatrzymania cząstek zanieczyszczeń, zależnie od ich wielkości. Jeżeli filtr zostałby zasilony olejem zanieczyszczonym standardowymi proszkami sferycznymi o charakterystyce  $q_0$  (rys. 6a), to charakterystykę czystości tego oleju po przejściu przez filtr przedstawia inna krzywa  $q$ . Wymiar najmniejszych ziarn zanieczyszczeń sferycznych, które w ogóle nie przechodzą przez filtr (filtr zatrzymuje je w 100%) określa **absolutną dokładność filtracji**. Pojęcie **nominalnej dokładności filtracji** stosowane przez producentów filtrów jest w zasadzie umowne. Może być określone praktycznie przez rzut każdego punktu krzywej z rysunku 6b na oś odciętych. Przy wyznaczeniu dokładności nominalnych ilości zanieczyszczeń poszczególnych gradacji mogą być określone wagowo, albo wg liczbowej ilości cząstek. I tak np. wg normy amerykańskiej MIL-F-5504A badany filtr ma nominalną dokładność filtracji 10 mikronów, jeżeli jest zdolny wychwycić 98% wagowo wszystkich standardowych zanieczyszczeń większych od 10 mikronów (niekoniecznie nawet sferycznych). Natomiast wg normy amerykańskiej MIL-F-5504B filtr ma nominalną dokładność filtracji 10 mikronów, jeżeli jest zdolny wychwycić 95% (wagowo) zanieczyszczeń standardowych typu sferycznego (tylko) o gradacji średnio w grani-

cach 10—20 mikronów. Jak stąd widać, jedynie absolutna dokładność filtracji wyznaczana proszkami standardowymi sferycznymi określona jest w sposób jednoznaczny. Dokładność absolutną wyznacza średnica tych najmniejszych drobin sferycznych, które filtr wychwytuje ze 100-procentową sprawnością. Mimo że w praktyce nigdy nie mamy do czynienia z zanieczyszczeniami typu sferycznego, w nowoczesnych odpowiedzialnych układach hydraulicznych prawie wyłącznie obowiązuje (aczkolwiek umowne, ale) bardziej jednoznaczne pojęcie „dokładności absolutnej” filtracji, a nie pojęcie umowne „dokładności nominalnej” czy „dokładności przeciętnej”.

Wymagana dokładność filtracji zależna jest od konstrukcji elementów składowych układu oraz od ogólnego charakteru i przeznaczenia układu hydraulicznego. Rysunek 1 przedstawia w sposób ogólny powiązanie takich parametrów konstrukcji jak: szybkość względna i wielkość luzów z dopuszczalną wielkością zanieczyszczeń, które jeśli są przekroczone ponad wartości krytyczne, powodują w układzie intensywny proces abrazyj (tablica 2) i obliteracji (tabl. 1, rys. 2, [9] i [10]). Jak wynika z rysunku, gdy szybkość ruchu względna jest nieznaczna, szczeliny mogą być zamulone nawet przez cząstki zanieczyszczeń mniejsze od wielkości istniejących luzów. Wyjaśnienie zjawiska zamulania (obliteracji) szczelin przedstawia rysunek 7 zakładający w małych szczelinach przepływ laminarny z parabolicznym rozkładem prędkości. Cząstki poruszające się w środku szczeliny wyprzedzają inne, które znajdują się w pobliżu ścian szczeliny. Takie rozumowanie zjawiska prowadzi do wniosku, że maksymalnie dopuszczalna wielkość cząstki  $d_z$  zanieczyszczeń z uwagi na proces narastania obliteracji nie powinna przekraczać 1/3 grubości szczeliny  $s$ . Z punktu widzenia zjawiska ścierania cząstki zanieczyszczeń nie powinny przekraczać 3/4 wielkości szczeliny  $s$  (wystarczy, że mają swobodne przejście przez szczelinę). Zjawisko obliteracji zatem stawia ostrzejsze wymagania odnośnie do czystości oleju niż zjawisko ścierania. Górna linia na rysunku 1 ogranicza (od dołu) pole niedopuszczalnych wielkości cząstek z uwagi na ścieranie, dolna linia ogranicza (od dołu) pole niedopuszczalnych wielkości czą-



8. Charakterystyki hydrauliczne różnych materiałów filtrujących posiadających tę samą dokładność absolutną 5μ: 1 — spiekane proszki stalowe, 2 — spiekane proszki brązu, 3 — porowaty polichlorek winylu, 4 — papier, 5 — papier



9. Charakterystyki typoszeregu filtrów o absolutnej dokładności filtracji 10  $\mu$  (olej Shell Tellus 27)

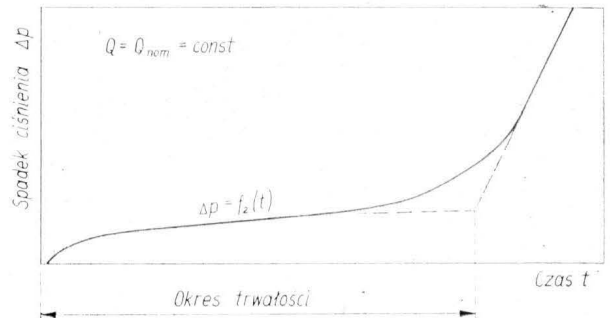
stek z uwagi na zjawisko zamulania. Ta fizyczna interpretacja dopuszczalnych wielkości cząstek zanieczyszczeń w oleju tłumaczy wymagania nowoczesnych układów hydraulicznych co do absolutnych dokładności filtracji (tabl. 3).

**Charakterystyki hydrauliczne filtrów.** Drugim czynnikiem, który bezpośrednio zdecyduje o jakości filtracji a pośrednio o niezawodności pracy całego układu, są charakterystyki hydrauliczne filtru, to jest zależności spadków ciśnień na filtrze  $\Delta p$  od przepływu przez filtr  $Q$ , tzn. zależności:  $\Delta p = f_1(Q)$ . Charakterystyki takie są (albo powinny być) dostarczane przez producenta filtru. Mogą one być sporządzane dla określonych materiałów filtracyjnych (rys. 8 — zależności w przybliżeniu wg linii prostej) względnie dla kompletnych filtrów (rys. 9 — zależności paraboliczne). Jak wynika z rysunku 9, przyjęcie zbyt dużego obciążenia jednostkowego filtru (tzn. filtru o małej powierzchni czynnej układu) daje charakterystyki hydrauliczne strome, tzn. duże spadki ciśnień przy takich samych przepływach przez filtr, a co za tym — szybsze zanieczyszczanie się filtru, krótszy okres jego trwałości.

Ostateczne przepływy  $Q$  i spadki ciśnień  $\Delta p$ , które powinny gwarantować filtry, wynikają z analizy kalkulacyjnej charakterystyk różnych materiałów filtracyjnych (rys. 8).

**Okres trwałości filtru** jest (a właściwie: powinien być) trzecim podstawowym kryterium doboru filtru. Jego definicja wynika z charakterystyki spadków ciśnień  $\Delta p$  w czasie  $t$  (rys. 10). Każdy filtr z biegiem czasu wskutek odkładania się na nim wyłapywanych zanieczyszczeń zwiększa swoją dokładność filtracji i spadek ciśnienia przy określonym przepływie. Wzrost spadku ciśnienia w początkowym okresie jest zwykle powolny, potem gwałtowny. Czas, po jakim osiągnięte zostanie charakterystyczne przegięcie krzy-

wej spadków ciśnień, jest wykładnikiem trwałości filtru. Komplikacja w praktycznej definicji tego pojęcia polega na tym, że wyznaczenia trwałości w warunkach laboratoryjnych (które są zawsze odmienne od rzeczywistych) może mieć znaczenie tylko orientacyjne. Jak wykazuje praktyka, dwa jednakowe filtry pracujące w dwóch jednakowych układach, w takim samym reżimie parametrów i nawet w tym samym miejscu i czasie będą mieć różne charakterystyki przyrostów ciśnień w funkcji czasu, to znaczy różne okresy trwałości. Dlatego pojęcie trwałości w odniesieniu do filtrów (i to nie tylko olejowych)



10. Graficzna definicja trwałości filtru

należy traktować jako pojęcie nieściśle, ważne przy określonych założeniach, którego rzeczywiste wartości wyznaczone nawet dla tych samych typów filtrów mogą się różnić od siebie dość znacznie. (Uwaga: charakterystyki trwałości przedstawione na rys. 10 mogą być wykonywane nie tylko w funkcji czasu, ale również w funkcji kilometrów czy ogólnej ilości przepuszczonej przez filtr oleju).

**Literatura**

1. Wusthof P.: Report on a Colloquium on Filters in Hydraulic System, „Hydraulic, Pneumatic, Power” 1969 August.
2. Farris J.: The meaning of filter ratings, „Hydraulic, Pneumatic, Power” 1967 July.
3. Romeo A.: Selecting hydraulic filters, „Machine Design” 1963 May 9.
4. Woodward H.: Where should a filter be located in a hydraulic system, „Applied Hydraulics” 1954 August.
5. Ultracleaning of fluids and systems, „Milipore” (ADM GO Rev 11—60).
6. Hydraulic Handbook, „Trade and Technical Press LTD” 1967.
7. Wells R. M.: Special Units. Process Engineering Technique Evaluation FILTRATION.
8. Filtration Ground Support by FAIREY.
9. Farris I.: New approach to selecting fluid system filtration, „Machine Design” 1967 May 25.
10. Wheeler H.: Contamination and Servovalves, „Hydraulic and Pneumatics” 1962 February.
11. Hocutt M.: Establishing Hydraulic System Operational Contamination Limits, „SAE paper No 650333” 1965 May.
12. Hollinger R.: Evaluation of Wear and Contamination Generation of Hydraulic Components, „Report 1-B 2116-4” 1964 October, Franklin Institute.
13. Żmihorski J.: Metody i urządzenia do badania filtrów olejowych, Instytut Lotnictwa 1969.
14. Żmihorski J.: Trwałość i pewność ruchowa maszyn a czystość pracujących w nich cieczy technicznych „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1974 nr 1.

## SILNIK TŁOKOWY

- 1 — moc startowa
- 2 — moc ciągła
- 3 — moc przelotowa
- 4 — moc na wysokości
- 5 — prędkość obrotowa
- 6 — moment obrotowy
- 7 — pojemność skokowa
- 8 — stopień sprężenia
- 9 — jednostkowe zużycie paliwa
- 10 — cylinder
- 11 — średnica cylindra
- 12 — tłok
- 13 — skok tłoka
- 14 — głowica
- 15 — tuleja cylindrowa
- 16 — skrzynia korbowa silnika
- 17 — mechanizm korbowy
- 18 — wał korbowy
- 19 — czop główny
- 20 — łożysko główne
- 21 — czop korbowodowy
- 22 — łożysko korbowodowe
- 23 — przeciwwaga
- 24 — korbowód
- 25 — sworzeń tłokowy
- 26 — pierścien tłokowy uszczelniający
- 27 — pierścien tłokowy zgarniający
- 28 — zawór wlotowy
- 29 — zawór wylotowy
- 30 — gniazdo zaworowe
- 31 — prowadnica zaworowa
- 32 — sprężyna zaworowa
- 33 — dźwignia zaworowa
- 34 — popychacz
- 35 — wałek rozrządu
- 36 — krzywka rozrządu (s. gwiazdowe)
- 37 — mokra miska olejowa
- 38 — sucha miska olejowa
- 39 — kolektor wlotowy
- 40 — kolektor wylotowy (wydechowy)
- 41 — sprężarka
- 42 — turbosprężarka
- 43 — ciśnienie ładowania
- 44 — gaźnik wtryskowy
- 45 — bezpośredni wtrysk paliwa
- 46 — pośredni wtrysk paliwa
- 47 — wtryskiwacz
- 48 — pompa wtryskowa
- 49 — liczba oktanowa
- 50 — prądnica
- 51 — układ zapłonowy
- 52 — iskrownik
- 53 — świeca zapłonowa
- 54 — układ olejowy
- 55 — pompa olejowa
- 56 — filtr oleju
- 57 — chłodnica oleju
- 58 — wentylator chłodzący
- 59 — reduktor
- 60 — reduktor planetarny
- 61 — jarzmo satelitów
- 62 — satelita (koło planetowe)
- 63 — koło słoneczne
- 64 — koło pierścieniowe (wieńiec o ząbieniu wewnętrznym)
- 65 — wał śmigła
- 66 — momentomierz
- 67 — skrzynka napędów
- 68 — wolne koło
- 69 — sprzęgło
- 70 — rozrusznik
- 71 — regulator prędkości obrotowej
- 72 — regulator skoku śmigła

J. S.

## RECIPROCATING ENGINE

- 1 — take-off power
- 2 — normal power
- 3 — cruising power
- 4 — altitude power
- 5 — rotation speed
- 6 — torque
- 7 — displacement
- 8 — compression ratio
- 9 — specific fuel consumption
- 10 — cylinder
- 11 — bore
- 12 — piston
- 13 — stroke
- 14 — cylinder head
- 15 — cylinder barrel
- 16 — crankcase
- 17 — crank mechanism
- 18 — crankshaft
- 19 — crankshaft main journal
- 20 — main bearing
- 21 — crankpin
- 22 — crankpin bearing
- 23 — counterweight
- 24 — connecting rod
- 25 — wrist pin
- 26 — compression ring
- 27 — scraper ring
- 28 — inlet valve
- 29 — exhaust valve
- 30 — valve seat
- 31 — valve guide
- 32 — valve spring
- 33 — rocker
- 34 — push rod
- 35 — camshaft
- 36 — timing cam gear
- 37 — wet sump
- 38 — dry sump
- 39 — inlet collector, inlet manifold
- 40 — exhaust collector, exhaust manifold
- 41 — compressor, supercharger
- 42 — turbocharger
- 43 — manifold pressure
- 44 — injection carburetor
- 45 — direct fuel injection
- 46 — indirect fuel injection
- 47 — fuel nozzle
- 48 — injection pump
- 49 — fuel grade
- 50 — generator
- 51 — ignition system
- 52 — magneto
- 53 — spark plug
- 54 — lubrication system
- 55 — oil pump
- 56 — oil filter
- 57 — oil cooler
- 58 — cooling fan
- 59 — reduction gear
- 60 — reduction epicyclic gear
- 61 — planetary cage, planet carrier
- 62 — satellite, planet gear
- 63 — pinion, sun gear
- 64 — gear ring, annulus
- 65 — propeller shaft
- 66 — torquemeter
- 67 — accessory gear box
- 68 — free-wheel
- 69 — clutch
- 70 — starter
- 71 — speed governor
- 72 — propeller pitch governor

J. S.

## Поршневой двигатель

- 1 — взлетная мощность
- 2 — длительная мощность
- 3 — крейсерская мощность
- 4 — высотная мощность
- 5 — число оборотов
- 6 — крутящий момент
- 7 — рабочий объем, литраж
- 8 — степень сжатия
- 9 — удельный расход топлива
- 10 — цилиндр
- 11 — диаметр цилиндра
- 12 — поршень
- 13 — ход поршня
- 14 — головка цилиндра, цилиндровая втулка, рабочая втулка цилиндра
- 15 — главный картер двигателя
- 16 — кривошипно-шатунный механизм
- 17 — кривошипный вал, коленчатый вал
- 18 — коренная шейка
- 19 — коренной подшипник
- 20 — шейка кривошипа
- 21 — шатунной подшипник
- 22 — шатун
- 23 — противовес
- 24 — шатун
- 25 — поршневой палец
- 26 — компрессионное кольцо, уплотнительное кольцо
- 27 — масляное кольцо поршневое
- 28 — клапан впуска, впускной клапан, приемный клапан
- 29 — выхлопной клапан, клапан выпуска
- 30 — седло клапана
- 31 — направляющая втулка клапана
- 32 — клапанная пружина
- 33 — рычаг клапана
- 34 — толкатель, толкач
- 35 — распределительный вал
- 36 — кулачковая шайба
- 37 — мокрый (масляный) картер
- 38 — сухой (масляный) картер
- 39 — впускной коллектор, всасывающий коллектор
- 40 — выхлопной коллектор, выпускной коллектор
- 41 — нагнетатель, компрессор
- 42 — турбокомпрессор
- 43 — давление наддува
- 44 — впрыскивающий карбюратор
- 45 — непосредственный впрыск топлива
- 46 — посредственный впрыск топлива
- 47 — форсунка
- 48 — впрыскивающий расос
- 49 — октановое число
- 50 — генератор
- 51 — система зажигания
- 52 — магнето
- 53 — свеча зажигания, запальная свеча
- 54 — масляная система
- 55 — масляный насос, маслонасос
- 56 — масляный фильтр
- 57 — масляный радиатор, маслорадиатор
- 58 — вентилятор охлаждения
- 59 — редуктор
- 60 — планетарный редуктор
- 61 — корпус планетарного редуктора
- 62 — планетарное колесо
- 63 — солнечное колесо, солнечная шестерня
- 64 — колесо с внутренним зацеплением
- 65 — вал винта
- 66 — измеритель крутящего момента (МКМ)
- 67 — коробка приводов
- 68 — муфта свободного хода
- 69 — муфта
- 70 — стартер
- 71 — регулятор оборотов
- 72 — регулятор ВПП

Z.R.

## DER KOLBENMOTOR

- 1 — die Startleistung
- 2 — die Dauerleistung
- 3 — die Reiseleistung
- 4 — die Höhenleistung
- 5 — die Drehzahl
- 6 — das Drehmoment
- 7 — der Hubraum
- 8 — das Verdichtungsverhältnis
- 9 — der spezifischer Kraftstoffverbrauch
- 10 — der Zylinder
- 11 — die Bohrung
- 12 — der Kolben
- 13 — der Hub
- 14 — der Zylinderkopf
- 15 — die Zylinderbüchse
- 16 — das Kurbelgehäuse
- 17 — der Kurbeltrieb
- 18 — die Kurbelwelle
- 19 — der Königszapfen
- 20 — das Hauptlager
- 21 — der Kurbelzapfen
- 22 — das Pleuellager
- 23 — das Gegengewicht
- 24 — die Pleuelstange
- 25 — der Kolbenbolzen
- 26 — der Verdichtungsring
- 27 — der Ölbleifring
- 28 — das Saugventil
- 29 — das Auslassventil
- 30 — der Ventil Sitz
- 31 — die Ventilführung
- 32 — die Ventillfeder
- 33 — der Ventilhebel
- 34 — die Stosstange
- 35 — die Nockenwelle
- 36 — die Steuerscheibe
- 37 — die nasse Kurbelsumpf
- 38 — die trockene Kurbelsumpf
- 39 — das Saugsammelrohr
- 40 — das Auspuffsammelrohr
- 41 — der Verdichter
- 42 — der Abgas — Turboaufladung
- 43 — der Ladedrück
- 44 — der Einspritzvergaser
- 45 — direkt Kraftstoffvergaser
- 46 — indirekt Kraftstoffvergaser
- 47 — die Einspritzdüse
- 48 — die Kraftstoff — Einspritzpumpe
- 49 — die Oktanzahl
- 50 — die Dynamomaschine, der Generator
- 51 — die Zündanlage
- 52 — der Magnetzündler
- 53 — die Zündkerze
- 54 — die Schmierölanlage
- 55 — die Ölpumpe
- 56 — das Ölfilter
- 57 — der Ölkühler
- 58 — der Kühllüfter
- 59 — das Untersetzungsgetriebe
- 60 — das Umlaufträgergetriebe
- 61 — der Planetenradträger
- 62 — das Planetenrad
- 63 — das Sonnenrad
- 64 — der Zahnkranz
- 65 — die Luftschraubenwelle
- 66 — der Drehmomentmesser
- 67 — der Getriebekasten
- 68 — der Freilauf
- 69 — die Kupplung
- 70 — der Anlasser
- 71 — der Drehzahlregler
- 72 — der Luftschraubenseilungsregler

Z. R.

WCT/260/K/74

Schier W.: **Samoloty w historii i miniaturze**. Wydawnictwo Komunikacji i Łączności, Warszawa 1973, str. 356, cena 80 zł

Koncepcja książki jest interesująca. Autor połączył tekst historyczny z rysunkami modelarskimi. Decyzja taka jest w pełni słuszna, gdyż zainteresowania miłośników historii lotnictwa i modelarzy makiet są zbieżne.

Autor w poszczególnych częściach książki przedstawił: konstrukcje pionierskie, samoloty, na których dokonano wielkich przelotów, oraz samoloty, które brały udział w wielkich zawodach. Ostatnią część stanowi dodatek, zawierający materiały i wskazówki dla modelarzy oraz zasady projektowania latających modeli historycznych.

W książce znajdują się m. in. rysunki szybowca Lilienthala, samolotów Wright, Blériot, Farman, Taube, Moth, Comet, Fokker F-VII/3m, RWD-5, ANT-25, Vickers Vimy, Bellanca, Do-X, Ryan NYP, Breguet-XIX, Supermarine S-5 i S-6B, Macchi MC-72, Spowith Tabloid, RWD-2, RWD-6, PZL-26, Aero A-200, RWD-9, RWD-13, Caudron C-460 i Gee-Bee. Dwanaście samolotów ma szerzej opisane dzieje i konstrukcję oraz ma szczegółowe rysunki modelarskie.

Na szczególną uwagę zasługuje szczegółowe opracowanie samolotów RWD-5 i RWD-9. Na przykładzie RWD-5 autor pokazał metodę odtwarzania rysunków samolotów historycznych na podstawie zdjęć.

Autor nie ustrzegł się w książce błędów i usterek. Sporo ich zawiera tekst historyczny i dlatego ma on wartość raczej popularyzatorską niż zbioru sprawdzonych informacji. Z drobnych błędów: np. górne zdjęcie na 47 str. nie jest fotomontażem lecz zdjęciem z przelotu w 1959 r. — w 50-lecie lotu Blériota. Sprostowania wymaga opis rozwoju RWD-9 (s. 251—257): nie było trzech prototypów RWD-9, lecz jeden, na którym kolejno zakładano różne silniki. Ponadto kadłub prototypu wcale nie był krótszy niż egzemplarzy seryjnych, co błędnie pokazano na rysunku (s. 257). Zamieszczone w książce rysunki samolotów reprezentują dość nierówny poziom. Najwyższą jakość mają rysunki zaczerpnięte z angielskiego miesięcznika Aeromodeler. Interesujące, choć jeszcze nie doskonałe są rysunki opracowane przez autora. Jednak prócz rysunków dobrych spotykamy w książce również niedokładne i z błędami — np. rysunek RWD-13 na s. 247.

Należy jeszcze postawić pytanie, czy dobór przedstawionych samolotów jest prawidłowy. Ogólnie biorąc tak. Niewątpliwie na wyborze zaważyła dostępność materiałów. Szkoda, że nie pokazano wszystkich samolotów, na których Polacy wykonali loty długodystansowe, np. Amiot 123 Idzikowskiego czy R-X i R-XIIIdr Karpińskiego.

Książka stanowi niewątpliwie ciekawy zbiór rysunków samolotów. Przedstawione dzieje wielkich przelotów i wielkich zawodów oraz ważniejszych samolotów zbliża bohaterki czasu lotnictwa do czytelnika.

A. G.

Cynk J. B.: **PZL P-37 Łoś**. Aircraft Profile nr 258, Windsor 1973, str. 24, cena £ 0.45

Wydawnictwo Profile, które uprzednio wydało zeszyty z opisami samolotów PZL P-11, PZL P-24, PZL-23 Karaś i Lublin R-XIII, opublikowało ostatnio książeczkę „PZL P-37 Łoś” poświęconą naszemu najlepszemu samolotowi bombowemu z walk w wrześniu 1939 r. Na wstępie autor przedstawił rozwój sprzętu polskiego lotnictwa bombowego w okresie międzywojennym, poczynając od samolotu Breguet XIV, a skończywszy na Fokkerze F-VIIB/3m.

Zasadniczą część książeczki stanowią dzieje powstania, rozwoju, produkcji i użycia samolotu Łoś. W skrócie przedstawiony jest również wcześniejszy dorobek konstruktora Łosia — Jerzego Dąbrowskiego. Opisane są dzieje prototypów P-37/I i P-37/II, pierwszej serii P-37A z pojedynczym usterzeniem piono-

wym i następnej serii P-37Abis z podwójnym usterzeniem oraz wersji P-37B zbudowanej w największej liczbie i prototypu P-37/III będącego wzorcem dla wersji eksportowych P-37C i P-37D. Łącznie do wybuchu wojny zbudowano 100 Łosi z zamówionych 124 dla polskiego lotnictwa. Ponadto Łosie miały być budowane na eksport m. in. do Bułgarii, Grecji, Jugosławii, Rumunii i Turcji. Dalszym rozwinięciem Łosia był PZL-49 Miś, którego prototyp był w budowie w 1939 r. We wrześniu 1939 r. w działaniach bojowych wzięło udział 36 Łosi należących do Brygady Bombowej. Około 40 Łosi ewakuowano do Rumunii, gdzie ostatnie egzemplarze były w użyciu jeszcze w połowie lat pięćdziesiątych.

Książeczkę zamyka opis techniczny Łosia, dane techniczne jego wersji oraz zestawienie produkcji. Tekst jest ilustrowany aż przez 50 zdjęć, 3 rysunki rozwiązań konstrukcyjnych i 4 barwne plansze przedstawiające sylwetki boczne różnych wersji, dwa rzuty Łosia A i w pięciu rzutach Łosia B. Drobnym niedociągnięciem jest niepotrzebnie narysowany numer samolotu na prawym boku kadłuba. Wątpliwości również budzą podane terminy oblotów drugiego i trzeciego prototypu Łosia; chyba zbyt wczesne.

Książeczka niewątpliwie jest najlepszym dotychczas opublikowanym opracowaniem na temat samolotu PZL Łoś. Tekst, jak we wszystkich publikacjach J. Cynka — przygotowany sumiennie i fachowo oraz dobrze napisany. Dobór zdjęć bardzo trafny i ciekawy. Rysunki samolotu — najlepsze z wszystkich publikowanych. Druk barwnych plansz — wysokiej jakości.

A. G.

Taylor H. A.: **Fairey Aircraft since 1915**. Wyd. Putnam, London 1974, str. 450, cena £ 6.50

Brytyjska wytwórnia samolotów Fairey przez 44 lata zajmowała poważne miejsce w produkcji lotniczej. W wytwórni tej zbudowano ponad 10 tysięcy samolotów. Omówiona książka zawiera opisy samolotów Fairey i dzieje wytwórni. Założyciel wytwórni Ch. R. Fairey do 1915 r. był głównym konstruktorem w wytwórni lotniczej Short. Wytwórnia przez cały okres swego istnienia głównie budowała samoloty dla lotnictwa morskiego.

Pierwszym samolotem własnej konstrukcji zbudowanym w wytwórni Fairey był dwusilnikowy myśliwiec F.2. Pierwszym sukcesem wytwórni był pływakowy Fairey III budowany seryjnie (623 szt.) od 1918 do 1932 r. Do szeroko znanych należał jednopłatowy Fairey Long-Range Monoplane, na którym ustalono w 1933 r. rekord odległości lotu. Dwumiejscowy rozpoznawczo-bombowy Fox zbudowany był w latach 1932—38 w serii około 200 sztuk. Bombowy Hendon z 1930 r. był pierwszym angielskim jednopłatem bombowcem. Do znanych z udziału w II wojnie światowej pokładowych dwupłatowców należały Swordfish (ponad 3700 szt.) i Albacore. Na rozpoznawczo-bombowym samolocie Battle (2201 szt.), m. in. latano w polskich dywizjonach 300, 301, 304 i 305. W czasie wojny wytwórnia budowała jednopłatewce pokładowe Fulmar i Barracuda, a następnie Firefly (1700 szt.), które produkowano od 1943 r. do 1953 r. Ostatni seryjny samolot wytwórni turbosmigłowy Gannet był produkowany w latach 1953—1960. Prócz samolotów w wytwórni powstał śmigłowiec odrzutowy i śmigłowiec sprzężony Rotodyne oraz doświadczalne samoloty Delta 1 i FD-2. Na ostatnim P. Twiss ustanowił w 1956 r. rekord prędkości. Wytwórnia zajmowała się również budową silników lotniczych i pocisków kierowanych. W książce prócz wspomnianych wyżej samolotów została opisana duża liczba prototypów. Opis dziejów i konstrukcji każdego samolotu ilustrowany jest zdjęciami i rysunkiem w trzech rzutach. Książka stanowi jeszcze jedną pozycję z udanej serii monografii samolotów poszczególnych wytwórni lotniczych. Dzieje wytwórni i poszczególnych typów samolotów przedstawione są interesująco.

A. G.

Mgr STANISŁAW JANUSZEWSKI

## Pierwsza polska wytwórnia samolotów WTL „Awiata”

Zainteresowanie społeczeństwa polskiego sprawami lotnictwa, aktywność i szeroka działalność Koła Awiatorów przy Stowarzyszeniu Techników w Warszawie, zrodziły w Królestwie Polskim w roku 1910 wiele koncepcji mających na celu stworzenie poważniejszych ram organizacyjnych dla polskiego ruchu lotniczego.

Fascynacja samolotem legła u źródeł projektów powołania do życia organizacji w stylu francuskiej „L'aviat pilote”, której zadania sprowadzały się do szkolenia lotniczego członków związku. Plany powołania do życia takiej organizacji tliły się w latach 1910—1911 w środowiskach lotniczych Warszawy, Łodzi, Wilna.

Na gruncie dyskusji dotyczących kształtu polskiego ruchu lotniczego zrodziły się w 1910 r. w środowisku działaczy związanych z Kołem Awiatorów plany utworzenia w Warszawie wytwórni samolotów i związanej z nią szkoły pilotów.

Dotychczasowa literatura odnosi genezę Warszawskiego Towarzystwa Lotniczego „Awiata” do zorganizowanych na przełomie czerwca—lipca 1910 roku przez Koło Awiatorów Warszawskich Dni Awiacyjnych<sup>1</sup>. Wydaje się, że stanowisko to wymaga pewnej rewizji, a dzieje warszawskiej „Awiaty” należy widzieć w szerszym kontekście sytuacji, w jakiej znalazł się w 1910 roku polski ruch lotniczy, i atmosfery otaczającej w społeczeństwie Królestwa Polskiego problematykę lotnictwa.

Popularyzacja lotnictwa w społeczeństwie, pokazy lotnicze lat

1909—1910, działalność Koła Awiatorów stworzyła ramy, w których możliwe stało się snucie projektów dotyczących rodzimej produkcji lotniczej, przy czym ich entuzjaści bazowali na polskich usiłowaniach w zakresie techniki i rodzącej się nauki lotniczej.

Już w maju 1910 roku prasa warszawska donosi o koncepcjach utworzenia w Warszawie Stowarzyszenia akcyjnego pn. „Lot”, którego zakres oddziaływania obejmowałby:

- 1) produkcję samolotów oraz ich akcesoriów,
- 2) praktyczne szkolenie pilotów,
- 3) popularyzację zagadnień lotniczych w społeczeństwie,
- 4) ocenę fachową i opracowanie techniczne wynalazków z dziedziny techniki lotniczej zrodzonych na gruncie polskim.

21 maja 1910 roku odbyło się pierwsze zebranie organizacyjne spółki. Określono na nim wskazane wyżej cele organizacji oraz określono wysokość kapitału akcyjnego na 75 tys. rubli i udziałów po 1000 rubli.

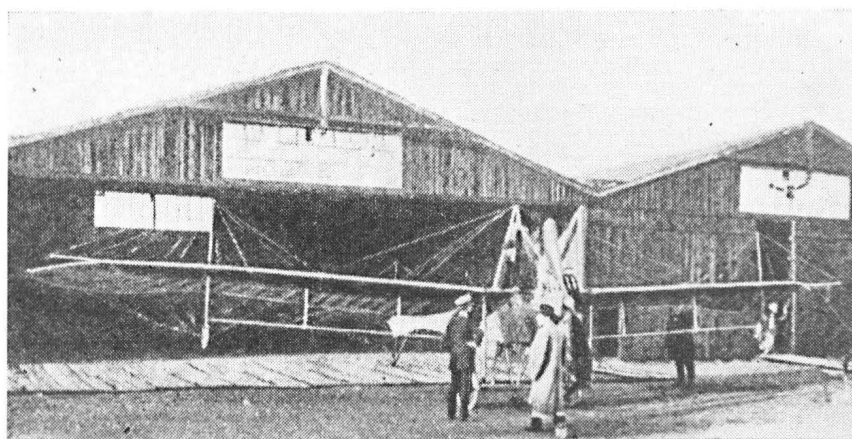
4 czerwca w hotelu Bristol przedstawiciele sfer technicznych, ziemiańskich, przemysłowych oraz sportowych uchwalili, by „bez względu na to, że nie wszystkie udziały były zebrane przez uczestników posiedzenia, przystąpić niezwłocznie do skompletowania personelu, zmontowania fabryki i urządzenia lotniska w okolicach Warszawy<sup>2</sup>.

Tak powstało Warszawskie Towarzystwo Lotnicze „Awiata”, kładąc podwaliny pod rozwój polskiego przemysłu lotniczego.

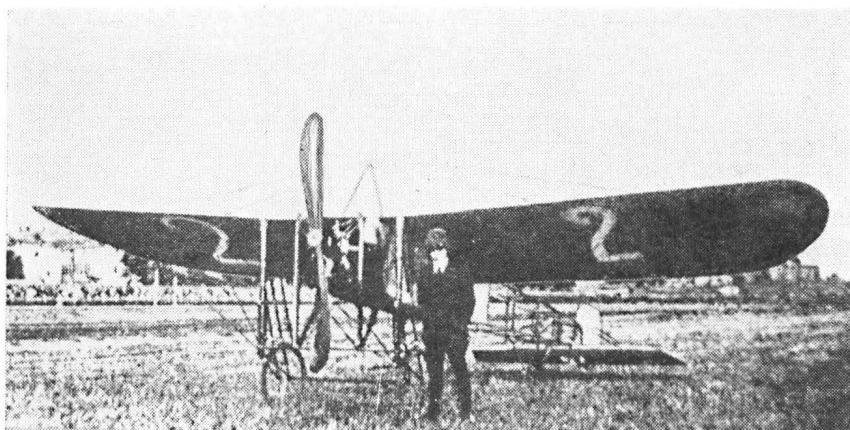
*W artykule przedstawiono historię zorganizowania, rozwoju i upadku polskiego ruchu lotniczego w latach 1909—1912. Omówiono działalność Koła Awiatorów w Warszawie przy Stowarzyszeniu Techników, w wyniku której zorganizowano Warszawskie Towarzystwo Lotnicze „Awiata”, a następnie uruchomiono pierwszą polską wytwórnię samolotów w Warszawie na Polu Mokotowskim. W wytwórni tej produkowano głównie samolot Farman, a także Blériot.*

Mówiąc o powstaniu WTL „Awiata” nie sposób pominąć osoby księcia Stanisława Lubomirskiego, który w oparciu o swe kapitały i stosunki, umożliwił realizację ambitnych zamierzeń. Niemal każda ze znających go osób wystawia mu opinię „fenomena swego rodzaju”. Arystokrata, dziedzic magnackich fortun, z pasją oddał się działalności na polu przemysłowym i handlowym. Organizator banku polsko-czeskiego, jeden z twórców warszawskiej komunikacji podmiejskiej, pionier przemysłu maszynowego, szeroko znany ze swej słynnej stadniny ogierów. Brał też czynny udział w organizacji pokazów lotniczych 1910 roku. Był człowiekiem interesu i tym było dlań zaangażowanie się w tworzenie pierwszej na ziemiach polskich wytwórni samolotów i szkoły pilotów. Należy o tym pamiętać, gdyż odegrało to swą rolę w dziejach warszawskiej „Awiaty”.

Okres od czerwca do sierpnia 1910 roku, kiedy to nastąpiła legalizacja powstałego Towarzystwa upłynął pod znakiem wytężonej pracy Stanisława Lubomirskiego. Legalizacja Towarzystwa napotkała bowiem na opory ze strony władz rosyjskich. Inicjatywa kolidowała z interesami przemysłowców rosyjskich przystępujących na swym terenie do tworzenia zrębów przemysłu lotniczego i stąd utracających potencjalnego konkurenta. Myśl utworzenia wytwórni samolotów wzbudziła szczególne obawy. Pamiętajmy, że były to lata, gdy lotnictwo, coraz prężniej się rozwijające, zaczynało wzbudzać zainteresowanie sfer wojsko-



Etrich Taube używany przez „Awiatę” przed hangarami „Awiaty”

Blériot XI „Awiaty”  
na Polu Mokotowskim

wych. Fabryka samolotów w rękach Polaków mogła zagrażać rosyjskiemu monopolowi zbrojeniowemu. Ponadto jej lokalizacja na terenie Królestwa, ewakuowanego w razie wojny, nie była korzystna ze względów strategiczno-obronnych Rosji.

Stąd egzystencja Towarzystwa obwarowana została licznymi warunkami, m. in. obowiązkiem szkolenia oficerów rosyjskich w pilotażu, przy czym partycypujący w spółce rząd rosyjski odstąpił na jej potrzeby część Pola Mokotowskiego. Udział w spółce dawał mu też narzędzie skutecznej kontroli nad jej poczynaniami.

Już w październiku 1910 roku stały na Polu Mokotowskim hangary i zabudowania zakładów. Wytwórnię postawiono na wysokim poziomie ówczesnej techniki, na poziomie mogącym skutecznie konkurować z podobnymi instytucjami zagranicznymi. Urządzenia zakładu rozbudowano na względnie dużą skalę w przewidywaniu ewentualnego jego rozwoju.

Od samego swego zarania stanęła „Awiata” przed trudnościami kadrowymi, które nie rozwiązane do końca, poważnie zaważyły na jej losach. Brak wykwalifikowanej kadry zmuszał do improwizacji. Robotników werbowano spośród pracowników przemysłu samochodowego. Związki lotnictwa z automobilizmem były w okresie powstawania lotnictwa i jego przemysłu charakterystyczne dla całej Europy. Szkopuł jednak w tym, że przemysł ten był bardzo słabo rozwinięty na terenie ziem polskich.

W Warszawie działała w tym czasie firma „Varsovie-Automobiles” zajmująca się sprzedażą samochodów francuskich oraz naprawą wozów wszelkich typów. Utrzymywana ona była dzięki kapitałom Stanisława Lubomirskiego. Stąd też skierowano do „Awiaty” część pracowników. Zatrudniono przy tym kilkunastu stolarzy, ślusarzy, tapicerów tworząc w sumie blisko 50-osobowy zespół, dla którego produkcja lotnicza stanowiła zupełne novum.

Dyrektorem wytwórni został wuj księcia Stanisława, Konstanty Lubomirski. Wychowanek Wyższej Szkoły Aeronautycznej w Paryżu — inż. Michał Król — objął biuro konstrukcyjne, a Stanisław Supniewski, majster warsztatów „Varsovie-Automobiles”, pilot, uczestnik warszawskich Dni Awiacyjnych, został kierownikiem technicznym.

Oficjalne otwarcie wytwórni samolotów i związanej z nią szkoły pilotów nastąpiło 17 czerwca 1911 roku, aczkolwiek zakłady działały już od lutego.

Dzień ten entuzjastycznie powitała prasa warszawska. „I Warszawa nareszcie podniosła ikarowe skrzydła (...) No i my też będziemy mieli katastrofy swoje. Ale zarazem i miejsce w rocznikach awiatyki” — pisał Tygodnik Ilustrowany<sup>3</sup>. O otwarciu „Awiaty” donosi wiele pism warszawskich, a Świat zamieszcza wywiad z dyrektorem wytwórni Konstantym Lubomirskim<sup>4</sup>.

W „Awiacie” produkowano głównie kopie „Farmana” na licencji zakupionej w niemieckich zakładach „Aviatic” w Mülhausen. Niemiecka wersja „Farmana”, nosząca nazwę „Aviatic”, zaopatrzona była w ciężki 4-cylindrowy silnik „Argus” o mocy 60 KM, chłodzony wodą, typu używanego w samochodach ciężarowych. W samym płatowcu nie było istotniejszych zmian różniących go od „Farmana”. W wykonaniu francuskim aparat ten wyposażony w silnik rotacyjny

„Gnome” miał lepsze osiągi. „Awiata” szybko zrezygnowała ze stosowania na swych Farmanach silników „Argus” zastępując je sprowadzonymi, począwszy od lipca 1911 roku, z Francji, silnikami „Gnome”.

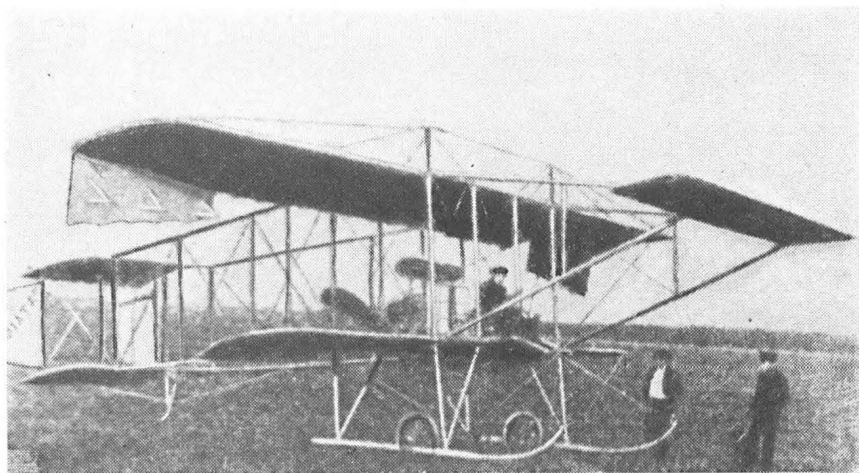
Wobec braku perspektyw na zyskowną produkcję dla odbiorcy indywidualnego WTL „Awiata” nastawiło się na pracę na rzecz armii. Uchwyciwszy tendencję, że w Rosji zmierza się do budowy wielkich samolotów wojskowych dalekiego zasięgu, tendencję, która doprowadziła w końcu do pojawienia się „Ilii Muromca”, „Wielkiego Switazia” i „Kniazia Igora”, zaczęto produkować 4-osobowe samoloty „Farman VII” typu wojskowego, eksperymentując równocześnie z aparatami typu „Etrich”, sprowadzonymi z Austrii.

Wytwórnia wprowadziła w konstrukcji „Farmana” kilka usprawnień polepszających własności płatowca. Zmieniono obrys płata, zmniejszono liczbę rozpórek, do konstrukcji płatowca wprowadzono drażone drewno.

Samolot typu „Farman” był dwupłatem konstrukcji drewnianej, którego poszczególne wersje różniły się nieznacznie usterzeniem, rozpiętością płatów i ciężarem własnym płatowca. Drewniany szkielet kadłuba pozbawiony pokrycia usztywniony był cięgnami. Z przodu, na kątowym wysięgniku, znajdował się tzw. przedni ster wysokości. Dwukółowe podwozie zaopatrzone było w płozy przeciwkapotażowe.

Samoloty typu Blériot produkcji „Awiaty”

Typ	Silnik	Pow. nośna [m <sup>2</sup> ]	Ciężar własny [kG]	Udźwig [kG]	Prędkość maks. [km/h]
Farman III	Argus 50	42	ok. 350	180	ok. 60
Farman III	Gnome 50	41	345	180	65
Farman IV	Gnome 50	41	400	180	ok. 70
Farman VII	Gnome 70	31	345	255	ok. 100



Farman IV  
wyprodukowany przez „Awiata”

Zainteresowanie wytwórni samolotami typu Etrich, z których trzy sprowadzono w 1911 roku z Austrii i dokonywano z nimi próby, pozwala przypuszczać, że zamierzano podjąć w przyszłości ich produkcję.

Samolot Etrich był dwumiejscowym średniopłatem konstrukcji drewnianej. Płat i usterzenie miały sklejkowy szkielet usztywniony stalowymi cięgnami. Konstrukcja kryta była płótnem i specjalnym papierem. Kadłub był skorupowy, sklejkowy. Układ podwozia wzorowany był na konstrukcjach Louisa Blériota. Etrichy eksploatowane w warszawskiej „Awiacie” zaopatrzone były w silniki Austro-Daimler o mocy 65–120 KM. Samolot ten o rozpiętości 14,3 m miał 39 m<sup>2</sup> powierzchni nośnej, ciężar około 400 kG i osiągał prędkość maksymalną, w zależności od mocy silnika, w granicach 90–120 km/h. Budowa Etricha była bardzo kosztowna, wymagała wielkiej pracowitości i precyzji wykończenia. Te czynniki złożyły się na fakt, że „Awiata” nie podjęła produkcji Etricha, nie mając właściwie wykwalifikowanej kadry pracowników zdolnych podjąć tak skomplikowaną produkcję lotniczą.

W warsztatach warszawskiej „Awiaty” podjęto natomiast produkcję popularnych wówczas samolotów francuskich typu Blériot. Samolot Blériot był średniopłatem konstrukcji drewnianej, którego skrzydła, usterzenie i częściowo kadłub kryte były płótnem i specjalnym papierem. Podwozie z rur stalowych, amortyzowane gumowymi sznurami zaopatrzone było w koła szprychowe.

Samoloty typu Blériot produkcji „Awiaty”

Typ	Silnik	Pow. nośna [m <sup>2</sup> ]	Ciężar [kG]	Udźwig [kG]	Prędkość maks. [km/h]
Blériot XI	Anzani 25	14,0	220	100	70
Blériot XI bis	Gnome 50	14,5	240	130	95

Warszawska „Awiata” posiadała też samolot Blériot XI-2 bis zaopatrzone w silnik Gnome 70 KM. Samolot miał powiększony statecznik, zwiększony ciężar własny (350 kG), udźwig (220 kG) i rozwijał prędkość rzędu 85 km/h.

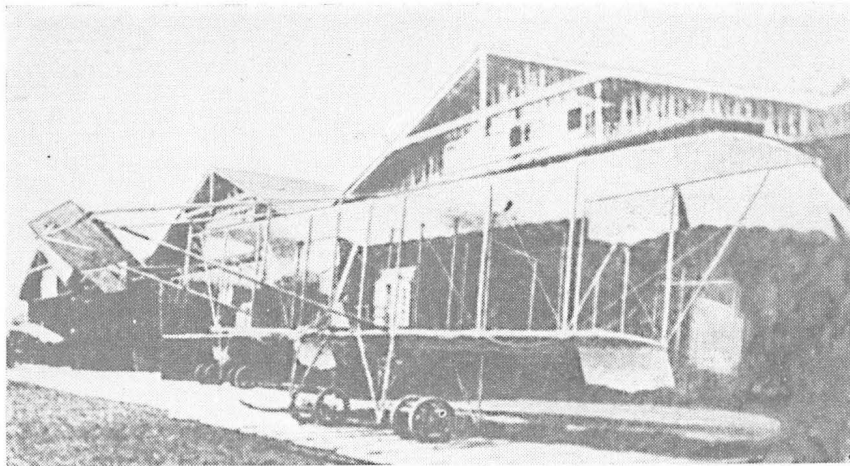
WTL „Awiata” od początku zmuszone zostało do prowadzenia ostrej walki konkurencyjnej z wytwórniami rosyjskimi preferowanymi zresztą przez władze państwowe. W walce z wytwórniami Duks, Szelinin, RBWZ musiała ulec. W braku pomocy ze strony państwa, wobec trudności ze zbytem wyprodukowanych samolotów, przeżywała ciągłe trudności finansowe. W tym też fakcie należy upatrywać źródeł decyzji podjęcia w warsztatach „Awiaty” produkcji samochodów. Obok trudności finansowych decydował o tym skład załogi. Wywodząca się z „Varsovie-Automobiles”, nie znająca zagadnień produkcji lotniczej, bazując na importowanych podwoziach, łącznie z mechanizmami i kołami, budowała samochody znajdujące duży popyt wśród automobilistów. Dział samochodowy, osiągając znaczne zyski, rychło zdobył sobie w zakładzie dominującą pozycję, co pociągnęło za sobą powstanie konfliktów pomiędzy „samochodziami” a „lotniarzami”. Tarcia wewnętrzne rzutowały na działalność Towarzystwa. Grzegorz Piotrowski, który miał okazję zetknąć się z „Awiatą”, tak opisywał swe wrażenia: „Nigdzie na świecie nie widziałem tylu dyrektorów i tak mało poszanowania dla pracy „bezzośredniego” pracownika — pilota i mechanika lotniczego”<sup>5</sup>.

Trudno było, nawet takim ludziom jak Michał Król, przeciwstawić się bezplanowej i rujnującej gospodarce dobrze prosperującej grupy samochodziarzy. Znamienne są słowa Czesława Zbierańskiego: „Tacy ludzie jak ks. Stanisław Lubomirski (...) byli nie rozumiani, wyzyskiwani i niszczeni przez krótkowzroczność i marnotrawstwo ludzkie. Taką krótkowzroczność wykazali plenipotenci i kierownicy w Tow. „Awiata”. Często w rozmowach słyszało się zdanie, że „książe ma pieniądze, to może płacić”, lub „jak się książę chce bawić w awiację, musi płacić”<sup>6</sup>.

Taka sytuacja była na rękę zaborcom, dla których rozwój polskiej placówki lotniczej był solą w oku i której rozwojowi usiłowali przeciwdziałać.

Mimo rozlicznych trudności WTL „Awiata” prowadziła w okresie od czerwca do września 1911 roku bardzo aktywną działalność. Rozbudowywano zakłady, szkolono liczny zastęp adeptów lotnictwa w Szkole Pilotów związanej z wytwórnią, prowadzono interesującą działalność popularyzującą drogą pokazów lotniczych tak pracę samego Towarzystwa, jak i szerzej sport lotniczy. WTL „Awiata” czynnie angażowała się, mając na uwadze cele komercyjne, w różnego typu imprezy lotnicze organizowane na terenie Rosji. Dość wspomnieć tutaj udział pilotów „Awiaty” w przelocie „Petersburg—Moskwa”, ich udział w mityngach lotniczych w Carskim Siolu, w pokazach lotniczych na terenie Żytomierza, Winnicy, Humania. Żywiono też plany zorganizowania przelotu Warszawa—Berlin oraz lotu okrężnego Królestwa Polskiego.

Analiza wyników uzyskiwanych przez pilotów na pokazach lotniczych 1911 roku wyraźnie wskazuje na postęp dokonany w porównaniu z osiągnięciami pokazów lat 1909–1910. Wzrost kwalifikacji pilotażowych członków „Awiaty”, wzrost bezpieczeństwa latania na przestrzeni 1911 roku dobitnie ilustrują możliwości pilotów, szkoły i wy-



Farman VII zbudowany w „Awiacie”  
— przed hangarami wytwórni

twórni, od której zależało przecież przygotowanie sprzętu.

Tutaj wykonywano remonty samolotów uszkodzonych w Szkole Pilotów, tutaj budowano samoloty, z których część trafiła do niej.

Możliwości produkcyjne „Awiaty” sięgały 15 samolotów rocznie. Nie była to więc wytwórnia mała, zważywszy, że możliwości produkcyjne zakładów rosyjskich, takich jak Szetinin, Duks, RBWZ sięgały w 1911 roku 20, 15, 7 samolotów rocznie. Dla porównania założona w 1908 roku wytwórnia niemiecka Rumpler-Flugzeugwerke wyprodukowała w 1911 roku 19 aparatów<sup>7</sup>.

Stąd też wyprodukowanie przez „Awiatę” w okresie ośmiu miesięcy 8—10 samolotów (kwiecień—listopad) zaliczyć należy do poważnych osiągnięć, tym bardziej że równocześnie wyremontowała kilka aparatów uszkodzonych przez pilotów „Awiaty”, a pamiętajmy że wytwórnia znajdowała się jeszcze w stadium rozruchu produkcyjnego, że ciągle jeszcze była rozbudowywana. Stąd też nie wszystkie możliwości mogły być wykorzystane.

Pamiętnikarze wspominają o zbudowaniu w warsztatach WTL „Awiata” trzech samolotów, sygnalizują też fakt posiadania przez Towarzystwo siedmiu samolotów zakupionych za granicą.

Autor, drogą analizy skąpych przekazów źródłowych, uważa, że tak liczba samolotów zakupionych jak wyprodukowanych była większa.

Wszystkie te aparaty eksploatowane były w Szkole Pilotów. Oba Aviatiki rozbite zostały, jeden 24 VI, drugi 16 VII przez pilotów „Awiaty”, a następnie wyremontowane. Jeden z nich demonstrowany był przez Henryka Segno w Jablonnie<sup>9</sup>.

Z chwilą likwidacji Towarzystwa, wiosną 1912 roku, samolot typu Blériot XI bis z silnikiem Gnome 50 KM zakupił Scipio del Campo,

terenie Wołynia i Besarabii<sup>11</sup>. Drugiego Etricha z silnikiem Austro-Daimler 75 KM zakupił pilot „Awiaty” Sławorosow i latał na nim z powodzeniem w Wiener-Neustadt pod Wiedniem w 1912 roku<sup>12</sup>.

Losy pozostałych samolotów nie są nam bliżej znane. Przypuszczalnie znalazły się one w liczbie przejętych przez armię carską w chwili likwidacji Towarzystwa.

Produkcja wytwórni samolotów WTL „Awiata”<sup>13</sup>

Typ	Silnik	Data
Blériot XI	Anzani 25	VII 1911 r.
Blériot XI bis	Gnome 50	X 1911 r.
Blériot XI bis	Gnome 50	XI 1911 r.
Farman-Aviatik III	Argus 50	IV 1911 r.
Farman-Aviatik IV	Argus 50	VI 1911 r.
Farman-Aviatik VII	Gnome 70	VIII 1911 r.
Farman-Aviatik VII	Gnome 70	X 1911 r.
Farman-Aviatik IV	Gnome 50	XI 1911 r.

demonstrując go na pokazach lotniczych organizowanych w 1912 roku na terenie ziem polskich (Łódź, Częstochowa, Lwów i in.)<sup>10</sup>. Samolot typu Etrich z silnikiem Austro-Daimler 65 KM zakupił Antoni Sobański, jeden z pilotów wyszkolonych w Szkole „Awiaty”. Występował wraz z nim w 1912 roku na pokazach organizowanych na

W październiku 1911 roku przekazano Szkole Pilotów Blériota z silnikiem Anzani. Po likwidacji Towarzystwa zakupiony on został przez Sławorosowa, który już we własnym zakresie wymienił silnik na 50-konnego „Gnoma”<sup>14</sup>. Jeden z Blériotów XI bis zakupił rosyjski lotnik Jefimow, a drugi wszedł w posiadanie Stanisława Supniewskiego<sup>15</sup>.

Aviatik III demonstrowany był 25 kwietnia w Petersburgu, później eksploatowany był w Szkole Pilotów<sup>16</sup>. Aviatik VII zbudowany w sierpniu rozbity został przez Michała Scipio del Campo 26 września w trakcie niefortunnego przelotu Warszawa—Petersburg<sup>17</sup>. Po katastrofie zbudowano drugi egzemplarz w celu wznowienia przelotu, do czego jednak nie doszło<sup>18</sup>. Aviatik IV, tak jeden jak i drugi zakupiła armia rosyjska<sup>19</sup>. Losy pozostałych samolotów nie są bliżej znane. Przypuszczalnie przejęła je

Samoloty zakupione przez WTL „Awiata”<sup>8</sup>

Typ	Silnik	Import	Data
Etrich	Austro-Daimler 65	Austria	V—VI 1911 r.
Etrich	Austro-Daimler 75	„	V—VI 1911 r.
Etrich	Austro-Daimler 120	„	IX 1911 r.
Blériot XI	Anzani 25	Francja	V—VI 1911 r.
Blériot XI	Anzani 25	„	V—VI 1911 r.
Blériot XI bis	Gnome 50	„	VII 1911 r.
Blériot XI-2 bis	Gnome 70	„	VII 1911 r.
Farman-Aviatie III	Argus 50	Niemcy	V—VI 1911 r.
Farman-Aviatie III	Argus 50	„	V—VI 1911 r.



armia rosyjska w chwili likwidacji „Awiaty”.

Sądzić jednak należy, że przedstawiony wykaz nie obejmuje całości produkcji lotniczej warszawskiej „Awiaty”. Otóż Kurier Warszawski donosi w końcu czerwca 1911 roku, że w warsztatach „Awiaty” buduje się aktualnie cztery samoloty Awiatik<sup>20</sup>. W lipcu sygnalizuje się, że dwa z nich wezmą udział w konkursie i przelocie Petersburg—Moskwa, co jednak ostatecznie pozostało w sferze planów<sup>21</sup>. Wiadomo, że w lipcu „Awiata” otrzymała z Francji 5 silników. Dwa z nich 70-konne Gnome wmontowane miały być do samolotów Farman-Awiatik VII, trzy pozostałe 50-konne do samolotów Farman-Awiatik IV<sup>22</sup>. Przypuszczam, że „Awiata” wyprodukowała ponad wskazane samoloty dwa aparaty Awiatik IV z silnikami Gnome 50 KM. Opuściły one warsztaty prawdopodobnie w lipcu—sierpniu 1911 r. i zakupione zostały przez armię rosyjską<sup>23</sup>.

Wyprodukowanie w okresie 8 miesięcy 10 samolotów ocenić należy jako poważne osiągnięcie wytwórni i jej kadry.

Stąd też likwidacja Warszawskiego Towarzystwa Lotniczego „Awi-

ta” stanowiła poważny cios dla polskich wysiłków na drodze tworzenia podstaw przemysłu lotniczego w kraju.

Załamaniem się zorganizowanego ruchu lotniczego na terenie Królestwa Polskiego, upadek Kola Awiatorów w końcu 1910 roku, nieudane próby stworzenia Aeroklubu Królestwa Polskiego podjęte w 1911 roku, w końcu upadek „Awiaty”, niósł z sobą poważne konsekwencje dla warunków pracy Polaków na polu lotnictwa oraz skuteczności podejmowanych przez nich w jego zakresie wysiłków. Niósł z sobą stagnację polskiej myśli technicznej w dziedzinie lotnictwa.

U źródeł załamania się polskiego ruchu lotniczego, u źródeł upadku warszawskiej „Awiaty” legło wiele przyczyn. Spośród nich wymienić należałoby brak własnej państwowości, jako czynnika, który zainteresowany dotychczasowymi osiągnięciami, wsparłby je i podjąłby się ich kontynuacji. Realia ówczesnej rzeczywistości nie sprzyjały jednak rozwojowi polskiego ruchu lotniczego, co wobec przeżycia się indywidualnych form pracy, w braku pomocy ze strony instytucji państwa, musiało przynieść załamanie się polskich inicjatyw na polu lotnictwa.

Wydaje się, że na załamanie się polskiego przemysłu lotniczego,

obok wskazanych względów natury politycznej złożyły się też gospodarcze, wynikające z faktu, że rosnący w siłę rosyjski przemysł lotniczy wywierał naciski w kierunku likwidacji polskiej konkurencji. Być może w likwidacji „Awiaty” odegrały też rolę względy natury wojskowej. Poważna bądź co bądź wytwórnia lokalizowana na samej niemal granicy mogła być niewygodna ze względów strategicznych. Szczególnie po roku 1911, kiedy to wojna trypolitańska i wielkie manewry armii państw europejskich z udziałem lotnictwa, odbywające się we Francji, Anglii, Austrii, Niemczech, w końcu Rosji, zadokumentowały realne możliwości użycia samolotów w wojnie.

Produkcja lotnicza zaczynała być traktowana już w 1911 r. jako zbrojeniowa, co wobec monopolu rosyjskiego w tym zakresie, ograniczyć musiało polską działalność na polu techniki lotniczej.

W warunkach politycznej dyskryminacji ziem polskich przyniosło to z sobą upadek polskiego przemysłu lotniczego, z rozwojem którego społeczeństwo polskie wiązało wówczas tak duże nadzieje.

Przyp. red. Samoloty Farman budowane przez „Awiaty” były nazywane w ówczesnej prasie zarówno „Farman-Awiatik”, jak i „Farman-Awiata”.

## PRZYPISY

- 1 J. R. Konieczny, Zaranie lotnictwa polskiego, Warszawa 1961 s. 180
- 2 „Kurier Warszawski”, nr 157 z 9.06.1910 r., s. 11
- 3 „Tygodnik Ilustrowany”, nr 25 z 1911 r., s. 493
- 4 „Świat”, nr 25 z 24.06.1911 r.
- 5 G. Piotrowski, Z wysokości lotu, w: E. Banaszczyk, Pierwsze skrzydła, Warszawa 1972, s. 81
- 6 Cz. Zbierański, O narodzinach polskiego lotnictwa, w: op. cit. s. 28
- 7 W. Szawrow, Historia konstrukcji samolotów w SSSR, Moskwa 1969, s. 263; „Aerokurier” nr 4 z 1972 r., s. 305
- 8 „Lotnik i Automobilista”, nr 3 z 1911 r., s. 15; „Kurier Warszawski”, nr 187 z 9.07.1911 r., s. 15, nr 312 z 11.11.1911 r., s. 11; nr 326 z 25.11.1911 r., s. 11; nr 314 z 13.11.1911 r., s. 13; nr 191 z 13.07.1911 r., dod. poranny s. 5; nr 177 z 29.06.1911 r., s. 17
- 9 „Kurier Warszawski”, nr 195 z 17.07.1911 r., s. 3; nr 173 z 25.06.1911 r., s. 18; A. Segno, Moje wspomnienia lotnicze, w: E. Banaszczyk, Pierwsze Skrzydła, Warszawa 1972 s. 167
- 10 „Kurier Warszawski” nr 154 z 5.06.1912 r., s. 5
- 11 Antoni Sobański, Osiemnaście lat, Warszawa, 1928 r.

12 „Kurier Warszawski”, nr 97 z 6.06.1912 r., s. 13

13 „Kurier Warszawski”, nr 306 z 5.11.1911 r., s. 15—16; nr 292 z 22.10.1911 r., s. 17; nr 246 z 6.09.1911 r., s. 9; nr 185 z 7.07.1911 r., dod. poranny s. 5; nr 165 z 17.06.1911 r., dod. poranny s. 7; nr 217 z 8.08.1911 r., s. 5; nr 226 z 17.03.1911 r., s. 10; nr 103 z 13.04.1911 r., s. 15

14 „Kurier Warszawski”, nr 97 z 6.06.1912 r., s. 13

15 „Kurier Warszawski” nr 252 z 12.09.1911 r., s. 9; nr 292 z 22.10.1911 r., s. 17

16 „Kurier Warszawski”, nr 116 z 28.04.1911 r., dod. poranny s. 5

17 „Kurier Warszawski”, nr 267 z 27.09.1911 r., dod. poranny s. 5—6

18 „Kurier Warszawski”, nr 276 z 6.10.1911 r., s. 12

19 „Kurier Warszawski”, nr 252 z 12.09.1911 r., s. 9

20 „Kurier Warszawski”, nr 165 z 17.06.1911 r., dod. poranny s. 7

21 „Kurier Warszawski”, nr 185 z 7.07.1911 r., dod. poranny s. 5

22 „Kurier Warszawski”, nr 185 z 7.07.1911, dod. poranny s. 5

23 „Kurier Warszawski”, nr 252 z 12.09.1911 r., s. 9

## W następnym numerze...

W artykule Praktyczne zastosowanie metody Howarda — Czencowa omówiona będzie metoda umożliwiająca szybkie i łatwe obliczanie belek zginanych i osiowo ściskanych. Podane są przykłady rozwiązań oraz obszernie wyjaśnienia.

W następnym artykule przedstawiono nowe materiały konstrukcyjne używane do budowy elementów silników odrzutowych.

Omówione będą materiały już stosowane, a więc tytan i jego stopy oraz trzy grupy stopów żarowytrzymałych: o osnowie niklowej, kobaltowej i chromowej. Omówione będą ich zalety i właściwości oraz podane ich zastosowanie.

Następnie omówiono materiały zbrojone włóknami — kompozyty, których zastosowanie ze względu na ich znakomite właściwości przyniesie zmniejszenie ciężaru silnika turbinowego o 35%.

W kolejnym artykule podajemy sposób obliczania krzywej obciążenia szybownicy wyposażonego w klapę przedkosiową. Klapa ta, stosowana od kilku lat w konstrukcjach klasy otwartej, umożliwia optymalne osiągi szybownicy. Jest ona stosowana w polskich szybownikach: SZD-37 Jantar, SZD-38 Jantar 1 oraz SZD-40 X Halny. Omówione w artykule założenia do obliczania i ustalania warunków użytkowania szybowników z klapą przedkosiową autor, W.

Stafiej, przedstawił na XIV Kongresie OSTIW w Australii w styczniu br.

W Kartotece TLiA będą zamieszczone opisy wyczasłowca szybownika klasy standard Glasflügel Standard-Libelle 204, produkcji NRF, oraz 2-miejscowego wielocelowego myśliwca odrzutowego Grumman F-14A Tomcat, produkcji USA.

W Pomocach Konstrukcyjnych podajemy „Mocowanie końców rur do elementów konstrukcyjnych o znacznie większych wymiarach i grubościach”.

W Technicznym słowniku lotniczym podajemy skróty rosyjskie.

W dziale z dziejów polskiej techniki lotniczej prezentujemy szybownicę produkowaną w 30-lecie PRL.

## Perspektywy dalszego rozwoju śmigłowca Puma

Śmigłowiec Aerospatiale SA.330 Puma jest przeznaczony przede wszystkim do transportu taktycznego, znajduje jednak również zastosowanie poza wojskiem.

Pasażerska wersja śmigłowca — SA.330 F — uzyskała francuski certyfikat w końcu 1970 r., a certyfikat FAA w czerwcu 1971 r. Ma ona ciężar startowy 6400 kG (dopuszcza się jednak loty także przy ciężarze 6700 kG) i zabiera 17 pasażerów; jej prędkość przelotowa wynosi 270 km/h, a normalny zasięg 600 km. Napęd stanowią dwa silniki Turbomeca Turmo IVA o mocy startowej 1290 KM i maksy-



malnej mocy trwałej 1185 KM. Wyposażenie do lotów IFR i urządzenia przeciwbłędzeniowe pozwalają na korzystanie ze zwykłych portów śmigłowcowych w trudnych warunkach meteorologicznych. Opracowywany obecnie nowy system przeciwbłędzeniowy łopat wirnika nośnego umożliwi loty we wszystkich warunkach meteorologicznych. Śmigłowiec SA.330F największe zastosowanie znajduje w przedsiębiorstwach naftowych do komunikacji między lądem a platformami wiertniczymi na morzu.

W 1971 r. firma Aerospatiale zademonstrowała możliwości wykorzystania śmigłowca Puma do zwalczania pożarów lasów. Zastosowano podwieszony na linie pojemnik wody amerykańskiej firmy Chadwick, którego pojemność można zmieniać od 500 do 2000 l. Jest on sterowany elektrycznie z kabiny śmigłowca. Prędkość śmigłowca z pustym pojemnikiem wynosi 180 km/h, a z pojemnikiem napełnionym — 200 km/h. „Gęstość” ładunku wodnego na powierzchni ziemi waha się od 2,5 do 5 l/m<sup>2</sup>. Dużą zaletą śmigłowca Puma w zastosowaniu do gaszenia pożarów jest możliwość wykonywania lotów w nocy. Podczas pożaru lasów w pobliżu Marsylii 22 zrzuty wody zostały wykonane właśnie w nocy przy silnej turbulencji powietrza. Planowane zwiększenie ciężaru startowego

do 7000 kG pozwoli na zwiększenie udźwigu śmigłowca do 3000 kG.

Sukces jaki osiągnął śmigłowiec Puma w zastosowaniach wojskowych i cywilnych (dotychczas sprzedano ok. 240 śmigłowców do użytku wojskowego i cywilnego) skłonił firmę Aerospatiale do opracowania dwuetapowego programu dalszego jego rozwoju.

Pierwszy etap przewiduje zwiększenie maksymalnego ciężaru startowego do 6700 kG, uproszczenie obsługi, obniżenie kosztów eksploatacyjnych przez zwiększenie trwałości międzynaoprawczej łopat wirnika nośnego i śmigła ogonowego oraz silników Turmo IVA. Poza tym ma być udoskonalona głowica wirnika nośnego i piasta śmigła ogonowego, pilot automatyczny itp., co pozwoli na zwiększenie minimalnej trwałości międzynaoprawczej śmigłowca do 1000 h i minimalnej trwałości zespołów do 2000 h. W celu polepszenia osiągnięć przy zwiększonym ciężarze startowym śmigłowca mają być zabudowane silniki o większej mocy — Turmo IVC, a później Turmo IVD — oraz ma być zwiększona cięciwa łopat wirnika nośnego. W końcu pierwszego etapu rozwojowego, tj. w 1974 r., całkowite koszty eksploatacji śmigłowca mają ulec obniżeniu o 15–20%. Udoskonalony system przeciwbłędzeniowy pozwoli na eksploatację śmigłowca we wszystkich warunkach meteorologicznych.

Drugi etap rozwoju ma na celu zwiększenie w okresie 1974–1977 ciężaru startowego śmigłowca do 7000 kG, w wyniku czego powstanie Super Puma. Osiągnię się to przez wprowadzenie nowych rozwiązań technicznych, które zostaną opracowane na podstawie wyników badań prowadzonych obecnie przez wytwórnię. Spośród tych rozwiązań należy wymienić następujące:

- wirnik o większej średnicy i zmiennych profilach oraz o udoskonalonej głowicy
- silnik nowej generacji, podobny do rozwijanego obecnie w USA do śmigłowca UTTAS
- obudowane śmigło ogonowe, podobne do zastosowanego w śmigłowcu SA 1341
- wydłużony o 1 m kadłub umożliwiający zwiększenie liczby pasażerów do 20 i zabudowę dodatkowego zbiornika paliwowego o pojemności 250 l
- aerodynamicznie ukształtowana osłona głowicy wirnika i osłona przekładni
- zmodernizowane wyposażenie kabiny załogi
- zmodyfikowane podwozie pozwalające na operowanie z pokładu okrętu.

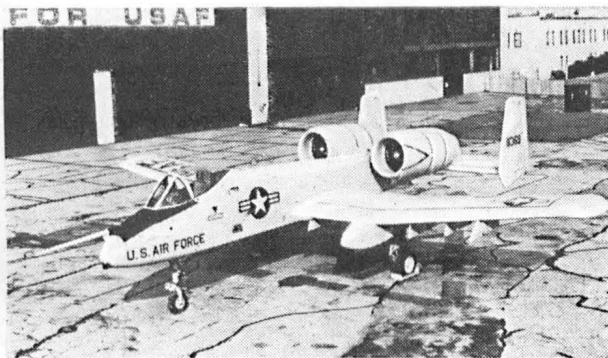
W. K.



## Samolot A-10A

Jak wiadomo, w ramach konkursu na samolot bezpośredniego wsparcia AX dla amerykańskich sił powietrznych przeprowadzono — zgodnie z zasadą *fly-before-buy*, której stosowanie ma ograniczyć koszty realizacji programów wojskowych — wstępne próby eksploatacyjne dwóch prototypów samolotu Northrop A-9A i dwóch prototypów samolotu Fairchild Hiller A-10A. W wyniku tych prób konkurs został rozstrzygnięty na korzyść samolotu A-10A.

W związku z tym firma Fairchild Hiller ma zbudować 10 samolotów przedseryjnych, które poddane



zostaną wszechstronnym próbom eksploatacyjnym. Firma liczy na zamówienie w wysokości 1 mld dol., obejmujące budowę 600 samolotów. Zamówienie takie pozwoliłoby na zatrudnienie w wytwórni w Farmingdale, gdzie obecnie pracuje 2000 osób, dodatkowych 4500 pracowników.

A-10A (rys. 1) jest jednomiejscowym samolotem bezpośredniego wsparcia napędzanym dwoma silnikami General Electric TF34 o ciągu 4100 kG, zabudowanymi na ogonowej części kadłuba. Jego prędkość maksymalna wynosi ok. 740 km/h. Samolot wykazuje dużą manewrowość w zakresie prędkości lotu poniżej 550 km/h. Cecha ta łącznie z dużym stosunkiem

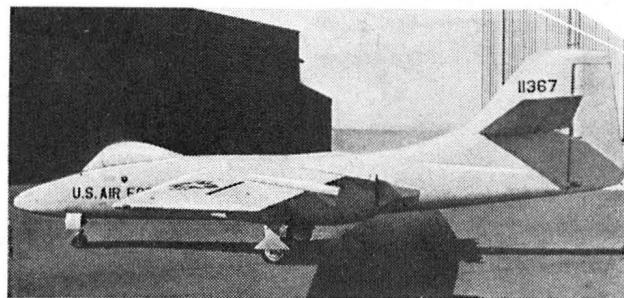
ciągu do ciężaru i małym obciążeniem powierzchni nośnej pozwala na znaczny zakres zmian zasięgu, czasu patrolowania i udźwigu uzbrojenia. Zasadniczy wpływ na charakterystyki samolotu ma duży stosunek wydatków silnika TF34, wynoszący 6,2:1. Sprawia on, że silniki TF34 mają duży ciąg i małe jednostkowe zużycie paliwa w zakresie mniejszych prędkości lotu. Konstrukcja samolotu jest konwencjonalna. Kabina pilota i zbiorniki paliwa są chronione przed ogniem z ziemi.

Samolot A-10A może zabierać do 7260 kG uzbrojenia w tym 30-mm działko o dużej szybkostrzelności. Maksymalny ciężar startowy wynosi ok. 18 145 kG, a długość startu ma nie przekraczać 305 m. Przewidywana jest budowa wersji dwumiejscowej wyposażonej w awionikę do lotów w nocy i we wszelkich warunkach meteorologicznych oraz wersja treningowa.

Samolot Northrop A-9A (rys. 2) różni się od swego konkurenta przede wszystkim zastosowaniem silników Avco Lycoming YF102 o ciągu 3250 kG i stosunku wydatków 6:1 (samoloty seryjne miały być wyposażone w silniki F102 o ciągu 3570 kG), które zabudowane zostały u nasady skrzydeł.

Nie są jeszcze znane czynniki, które wpłynęły na wybór samolotu A-10A, nie wydaje się jednak, aby zdecydował o tym typ zastosowanych silników, gdyż wiadomo, że USAF rozpatrywało nawet możliwość zabudowy na samolocie A-10A silników YF-102. Możliwe, że pewną rolę odegrała tu prostsza konstrukcja samolotu A-10A będąca wynikiem m. in. sposobu zabudowy silników.

W. K.



## NOWOCZESNE SYSTEMY...

Dokończenie ze str. 27

do podsystemu zbierania informacji DAS (*Data Acquisition Subsystem*), gdzie są przetwarzane na dane cyfrowe i przekazywane do podsystemu przetwarzania danych DPS (*Data Processing Subsystem*), którego istotną częścią jest elektroniczna maszyna cyfrowa (dwie typu UNIVAC 1219) oraz urządzenia peryferyjne i pamięć o pojemności 24 576 słów. Równocześnie wpływają do DPS dane planu lotu z elektronicznych maszyn cyfrowych zainstalowanych w sąsiednich centrach kierowania ruchem na trasie. Do podsystemu danych wejściowych i zobrażenia DEDS (*Data Entry and Display Subsystem*) wpływają informacje z radaru wtórnego i pierwotnego. Ta część systemu zawiera układy pomocnicze niezbędne do przedstawienia danych na ekranie. W systemie ARTS stosowane są konsole z kineskopami 22-calowymi. Na ich ekranach otrzymujemy w formie alfanumerycznej wspomniane dane dotyczące poszczególnych samolotów, uzupełnione wektorem prędkości i symbolem odpowiedzialnego kontrolera.

Tablica. Liczba lotów w USA w milionach

Rok	Razem	Komunikacyjne	Wojskowe	Pozakomunik.
1965	12,2	6,3	4,6	1,3
1972	22	12,4	4,9	4,7
1977	30,6	15,9	4,7	10
1983	42	16,5	4,8	20,7

W przypadku sytuacji awaryjnej lub uszkodzenia łączności w miejsce prędkości względem ziemi występują migające symbole EM (*emergency*) lub RF (*radio failure*). Między innymi zestawione też są na ekranie w formie małej tabeli samoloty, które w ciągu najbliższych minut wejdą w rejon lotniska.

W przyszłości przewiduje się dalszą rozbudowę systemu, która umożliwi śledzenie również za pomocą radaru pierwotnego oraz automatyczny pomiar odległości między samolotami.

Dla rejonów lotnisk o mniejszym ruchu opracowano system ARTS II oparty na minikomputerze MAC-16 firmy Lockheed.

Dokończenie w następnym numerze

WCT/335/K/74

## Z działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK

● Zarząd Sekcji Lotniczej ustalił, że zebrania Zarządu odbywać się będą w pierwszy piątek po pierwszym każdego miesiąca i rozpoczynać o godz. 16,30. Zarząd zaplanował terminy i miejsca swych zebrań wyjazdowych. Zarząd ustalił, że dwukrotnie — na początku i w końcu roku — odbędą się zebrania plenarne Zarządu Sekcji z udziałem przewodniczących oddziałów Sekcji Lotniczej.

● Kol. Antoni Pobudkiewicz zrezygnował z pełnienia funkcji sekretarza w Zarządzie Sekcji Lotniczej przy Zarządzie Głównym SIMP. W tej sytuacji, Zarząd — doceniając wkład pracy sekretarza poprzednich kadencji Zarządu w działalność stowarzyszeniową Sekcji oraz jego osobiste zaangażowanie w społeczny ruch lotniczy — zaproponował kol. Wacławowi Zarembe wzniesienie współpracy w kierownictwie Sekcji Lotniczej SIMP na stanowisku sekretarza. Kol. Zaremba wyraził zgodę i funkcję sekretarza naszej Sekcji pełni od początku br.

● Na swym pierwszym posiedzeniu 4 stycznia br. Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP przyjął do realizacji podstawowe założenia planu działania Sekcji na 1974 r. Poniżej przytaczamy ważniejsze tezy planu.

I. Zamierzenia w zakresie działania Sekcji Lotniczej jako eksperta w branży lotniczej:

— Analiza warunków działalności i sytuacji rzeczoznawców lotniczych oraz uzupełnienie ich stanu wg specjalności.

— Opracowanie tez Sekcji Lotniczej na VII Kongres Techników Polskich.

II. Zamierzenia w zakresie wychowania i doskonalenia zawodowego specjalistów lotniczych:

— Opracowanie stanowiska Sekcji Lotniczej i wniosków dotyczących podziału specjalności lotniczych w szkolnictwie wyższym na specjalizacje.

— Organizacja doskonalenia specjalistów i fachowców lotniczych w szkołach wyższych i technikumach.

— Wszczęcie prac przygotowawczych do konferencji w sprawie szkolenia specjalistów lotniczych.

III. Zamierzenia w zakresie propagandy i działalności wydawniczej:

— Powołanie zespołu propagandowego Sekcji.

— Rozwinięcie akcji „Trybuna Lotników” w TLiA oraz opieka nad programem tematycznym organu Sekcji Lotniczej SIMP.

— Zorganizowanie opracowania wkładki lotniczej do terminarza NOT.

IV. Zamierzenia w zakresie współpracy z zagranicą:

— Wytypowanie międzynarodowych stowarzyszeń, których Sekcja Lotnicza SIMP powinna być członkiem oraz wystąpienie o członkostwo Sekcji w tych stowarzyszeniach.

— Opracowanie programu współpracy Sekcji Lotniczej SIMP z odpowiednimi zrzeszeniami lotniczymi w Węgierskiej Republice Ludowej i Jugosławii.

— Zabezpieczenie udziału Sekcji w Dniach Techniki Polskiej za granicą.

V. Zamierzenia w zakresie działalności Sekcji Lotniczej SIMP jako rzecznika interesów osobistych i społecznych członków:

— Zgłaszanie i opiniowanie wniosków na nagrody państwowe, NOT i SIMP oraz wyróżnienia członków Sekcji.

— Zainicjowanie opieki nad seniorami lotnictwa.

VI. Zamierzenia w zakresie działalności organizacyjnej Sekcji Lotniczej SIMP:

— Organizowanie nowych kół i oddziałów Sekcji ze szczególnym uwzględnieniem szkół wyższych i technikumów.

— Rozwijanie współpracy z Sekcją Lotniczą SITK i innymi zrzeszeniami lotniczymi.

\* \* \*

Dotychczasowe doświadczenia Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP uczą, że oddziały Sekcji mają największe osiągnięcia, o ile są swobodne w działaniu, przy czym powinny otrzymać pomoc ze strony Zarządu Sekcji, gdy o nią się zwróci. Ten kierunek powinien być utrzymany nadal.

● Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Lublinie (z siedzibą w Świdniku) stawia sobie jako główne cele w 1974 r.:

— dokształcanie kadr lotniczych przez organizację sympozjów, kursów technicznych i języków obcych, akcje odczytów oraz prowadzenie praktyk, stażów inżynierskich i organizowanie fachowych wycieczek.

— propagowanie techniki lotniczej i działalności stowarzyszeniowej przez popieranie czasopism fachowych, konkursy szkolne, zakładanie kół Sekcji Lotniczej i prace z młodzieżą.

— rozwijanie sportu śmigłowego przez organizację mistrzostw.

— okazanie fachowej pomocy nowemu przedsiębiorstwu powołanemu do montażu instalacji z powietrza.

● W planie pracy Rzeszowskiego Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP na 1974 r. wybijają się trzy podstawowe kierunki działania:

— organizowanie nowych kół sekcyjnych (w WSK w Krośnie i w WSI w Rzeszowie),

— podnoszenie kwalifikacji pracowników lotnictwa (przez sympozja, odczyty, dyskusje, organizację kursów i wycieczek),

— popularyzacja techniki lotniczej wśród młodzieży szkół podstawowych i średnich.

Na uwagę zasługuje podjęcie inicjatywy zorganizowania sympozjum na temat napędów lotniczych w świetle przepisów.

● Sekcja Lotnicza Oddziału Warszawskiego SIMP zaplanowała zorganizowanie w 1974 r. 4 narad naukowo-technicznych

— w I kwartale, staraniem Koła Sekcji Lotniczej SIMP przy Wojskach

Lotniczych pt.: *Nowoczesne metody naprawy sprzętu lotniczego* (narada środowiskowa),

— w II kwartale, zorganizowanie przez Koło przy Lotniczych Zakładach Remontowych w Warszawie, pt. *Rola aparatu średniego nadzoru w procesie remontu sprzętu lotniczego*,

— w III kwartale, staraniem Koła przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego i Silnikowego, pt. *System kompleksowego sterowania jakością stosowany w przemyśle lotniczym*,

— w IV kwartale, staraniem Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, pt. *Metody pomiarowe w technice lotniczej*.

● Koło Sekcji Lotniczej SIMP przy Zakładach Szybowcowych i Ośrodku Badawczo-Rozwojowym Szybnictwa w Bielsku-Białej przeprowadziło w roku ubiegłym w tamtejszym środowisku (Bielsko, Wrocław, Jeżów) ciekawą, anonimową ankietę pt.: *Podaj interesujące Cię tematy z dziedziny lotnictwa lub związane z pracą zawodową, na które pragnąłbyś otrzymać bliższe informacje*. Ankieta obejmowała pracowników fizycznych i umysłowych. Opierając się na wynikach ankiety Zarząd Koła zorganizował dla 30 osób lektorat z języka angielskiego w godzinach służbowych. Lektorat prowadził kol. W. Stafiej. Na społeczne zobowiązanie opracowano skrypt do wykładów. Lektorat jest kontynuowany w 1974 r.

Członkowie Koła Sekcji Lotniczej SIMP w Bielsku-Białej prowadzą w Zakładach Szybowcowych szkolenie zawodowe z dziedziny tworzyw sztucznych, zakończone egzaminem i nadaniem fachowych uprawnień.

Należy dodać że Koło Sekcji Lotniczej:

— zorganizowało naradę techniczną nt. analizy wartości dla nowego projektu szybowca,

— zorganizowało naradę nt. problematyki drgań aeroelastycznych dla konstruktorów i obliczeniowców,

— opracowało referat na kongres OSTIV w Waikerie oraz prelekcję pt. *Najnowsze polskie szybowce* na kongres w Turynie,

— inspirowało opracowanie wielu artykułów o poziomie inżynierskim na łamy organu Sekcji oraz popularnych do „Skrzydlatej Polski”.

Ważną dziedziną społecznej działalności członków Sekcji Lotniczej w Bielsku-Białej były wykłady prowadzone na kursach szybowcowych: w Bielsku, Lisich Kątach i w Szczyrkach.

● W ubiegłym roku powstało we Wrocławiu Koło Miejskie Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji zrzeszające — w pierwszym rzędzie — twórców lotniczych konstrukcji amatorskich. Koło wrocławskie zakresiło szeroki program działania począwszy od projektowania i budowy sprzętu latającego, poprzez uporzędkowanie i liberalizację przepisów budowy (w oparciu o kodeksy zagraniczne) — do zasad rejestracji amatorskich konstrukcji lotniczych. Chyba można wyrazić opinie, że członkowie Koła Miejskiego SITK z Wrocławia mogą liczyć na pomoc i współpracę kolegów z Sekcji Lotniczej SIMP.

## Komunikat

Poniżej informujemy o konferencjach i naradach naukowo-technicznych w 1974 r., zgłoszonych do planów Zarządu Głównego SIMP, których tematyka interesuje naszą branżę.

— Zagadnienie eksploatacji maszyn i urządzeń technicznych w przemyśle maszynowym, metalowym i precyzyjnym (organizator konferencji: Zarząd Oddziału SIMP w Częstochowie. Termin: II kwartał br.)

— Technologia spawania w elektronice (organizator konferencji: Z/O SIMP w Warszawie. Termin: III kw. br.)

— Zastosowanie tworzyw sztucznych w budowie maszyn (Konferencja międzynarodowa, 3-dniowa. Organizator: Sekcja Tworzyw Sztucznych ZG SIMP, Warszawa. Termin: III kwartał br.)

— Organizacja wdrażania do eksploatacji obrabiarek sterowa-

nych numerycznie (organizator narady: Z/O SIMP w Warszawie. Termin: maj br.)

— Diagnostyka maszyn (organizator narady: Z/O SIMP w Poznaniu. Termin listopad br.)

— Rola absolwentów wyższych uczelni technicznych w integracji służb technicznych (organizator narady: Sekcja Lotnicza SIMP w Bydgoszczy.

Termin: III kwartał br.)

BURCZAK W.

#### **Интересные конструктивные решения планера SZD-36A Кобра-15**

В статье описывается конструкция планера SZD-36A Кобра-15. Это одноместный рекордный планер класса стандарт спроектированный под руководством инж. В. Окармуса. В планерах Кобра-15 применены многие новые конструктивные решения по сравнению с планером Фока-5, к которым относятся в частности, применение крыла с большим удлинением, более тонким профилем и легкой стреловидностью; в задней части фюзеляжа снизу имеется срез.

Во время планерного Чемпионата мира в 1970 году в Марфе Ян Врублевски на планере Кобра-15 занял первое место, а Ф. Кемпка — второе место в классе стандарт.

SMOLICZ T.

#### **Азимутальные коррекции гироскопических курсовых систем**

В статье описаны методы использования гироскопа в аэронавигации.

Описывается поведение курсового гироскопа в разных условиях. Приводятся способы коррективы прецессии, вызванной вращением Земли, являющейся следствием движения самолета по отношению к Земле, отображенной на карте, а также способ коррективы прецессии, появляющейся в результате механического несовершенства.

ŁUNARSKI J.

#### **Усиление лопаток газовых турбин посредством технологических методов**

В статье описаны наиболее важные методы и способы, увеличивающие прочность, надежность, огнестойкость и огнеупорность лопаток газовых турбин.

Описываются новые материалы, из которых конструируются турбинные лопатки, и технологии их производства.

Кроме того, представлены защитные покрытия, применяемые для усиления лопаток и повышения коррозионной устойчивости.

KUNACHOWICZ K.

#### **Современные системы управления авиационным движением**

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

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

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

В свою очередь, представлена система квазисвободной навигации, которая позволяет осуществление полетов в соответствии с трассами, независимо от расположения наземных средств навигации.

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

JANUSZEWSKI S.

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

В статье представлены европейские авиационные конструкции 1893—1914 годов, а также польские авиационные конструкции 1896—1914 годов.

Описаны условия и атмосфера, в которых рождались первые авиационные конструкции в Польше, диапазон их развития и размеры, а также приведены данные, касающиеся количества разработанных и построенных самолетов, вертолетов и планеров.

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

Обращено внимание на большие достижения поляков, конструкции которых не уступали зарубежным разработкам, а некоторые из них даже превышали зарубежные достижения в этой области.

## Co piszą inni...

### Projekt nowej ustawy o normalizacji

W myśl decyzji Prezydium Rządu z 28.7.1972 ustawa o normalizacji powinna być znowelizowana do 1975 r. Polski Komitet Normalizacji i Miar opracował już nowy wariant projektu ustawy, który będzie poddany ankiecie międzyresortowej, rozpatrzony przez Radę Normalizacyjną i poddany dyskusji w organizacjach społecznych, naukowo-technicznych i ekonomicznych.

W artykule przedstawiono najistotniejsze postanowienia nowego wariantu ustawy. Przy opracowywaniu projektu zachowano podstawowe zasady systemu normalizacyjnego w Polsce: dokument normalizacyjny jest najważniejszą formą regulowania zagadnień o charakterze technicznym oraz zasadę naukowości.

„Normalizacja” 1974 nr 1

### Normalizacja w technologii przemysłu maszynowego

Specjalny numer poświęcony tematyce Międzynarodowego Sympozjum „Normalizacja w technologii przemysłu maszynowego”, które odbyło się w listopadzie 1973 w Warszawie, zawiera treść wygłoszonych referatów. Referaty te ilustrują następujące zagadnienia: 1. Główne kierunki normalizacji w technologii przemysłu maszynowego, 2. Systemy klasyfikacji i kodowania informacji techniczno-ekonomicznej w technicznym przygotowaniu produkcji, 3. Typizacja procesów technologicznych, 4. Normalizacja wyposażenia i urządzeń technologicznych, 5. Zagadnienia normalizacji w mechanizacji i automatyzacji prac inżynierijno-technicznych.

Na temat głównych kierunków normalizacji w technologii przemysłu maszynowego opublikowano m.in. następujące artykuły: „Stan obecny, perspektywy i znaczenie normalizacji w technologii przemysłu maszynowego”, w którym podane są wnioski z II Kongresu Nauki Polskiej dotyczące normalizacji oraz omówione kierunki rozwoju technologii budowy maszyn, rola normalizacji w nowoczesnym procesie technologicznym, kompleksowe rozwiązywanie zagadnień normalizacji w technologii, powiązanie prac normalizacyjnych z zastosowaniem elektro-technicznej techniki obliczeniowej.

W następnym artykule „Normalizacja a specjalizacja i koncentracja produkcji maszyn i elementów” określono normalizację i jej cele, omówiono funkcje normalizacji, powiązania normalizacji, wielkości produkcji, organizacji i metod wytwarzania, modele organizacji produkcji maszyn przy różnych stopniach normalizacji, typizacji części i zespołów, normalizację podstawową skoncentrowanej produkcji maszyn i ich elementów.

W artykule „Prace ISO w dziedzinie technologii na przykładzie obróbki powierzchniowej” przedstawiono zadania komitetów technicznych ISO, zakres i przedmiot działalności Komitetu ISO/TC 79 „Metale lekkie i ich stopy” oraz Komitetu ISO/TC 107 „Powłoki metalowe i inne nieorganiczne”, wprowadzanie postanowień norm ISO do norm PN oraz udział Polski w pracach komitetów ISO.

W dziale 2. Systemy klasyfikacji i kodowania informacji techniczno-ekonomicznej w technicznym przygotowaniu produkcji opublikowano m.in. artykuł „Wprowadzenie Jednolitej Klasyfikacji Konstrukcyjno-Technologicznej w przemyśle maszynowym”, w którym omówiono rolę klasyfikacji przemysłowych, powiązania między różnymi systemami klasyfikacji, normalizację w systemach klasyfikacji, koncepcję budowy Jednolitej Klasyfikacji Konstrukcyjno-Technologicznej oraz podano racjonalne metody wprowadzania klasyfikacji.

W dziale 3. Typizacja procesów technologicznych opublikowano m.in. artykuł „Typizacja procesów obróbki plastycznej” omówiono znaczenie rozwoju obróbki plastycznej, cel i zakres typizacji procesów produkcji, metodykę wprowadzania prac typizacyjnych oraz przedstawiono dorobek Instytutu Obróbki Plastycznej w dziedzinie typizacji procesów technologicznych.

W artykule „Typizacja procesów technologicznych w obróbce skrawaniem” omówiono metodykę prac typizacyjnych, zastosowanie ETO, typizację podstawową automatyzacji projektowania procesów technologicznych oraz podano informacje o pracach Instytutu Obróbki Skrawaniem.

W dziale 4. Normalizacja wyposażenia i urządzeń technologicznych m.in. w artykule „Normalizacja w rozwoju produkcji i eksploatacji obrabiarek sterowanych numerycznie” przedstawiono normalizację mechanicznych i hydraulicznych elementów obrabiarek sterowanych numerycznie oraz systemów sterowania, a także normalizację w przygotowaniu programów dla obrabiarek sterowanych numerycznie.

„Normalizacja” 1974 nr 2—3

# AGRO-AVIATION SERVICES PEZETEL



PEZETEL's range of services covers:

- pest control of cotton, rice, wheat, maize, beans, coffee, bananas and others,
- fertilizing with powders, granulates and liquids,
- locust control,
- water hyacinth control,
- defoliation,
- destruction of weeds,
- bird control,

- tse-tse fly control,
- reduction of evaporation on large water surfaces,
- spreading of seeds.

PEZETEL uses the following application methods:

- conventional spraying,
- ultra-low volume spraying,
- dusting,
- spreading of granulates.

PEZETEL IS ALWAYS READY TO MEET YOUR DEMAND AT ANY TIME

PEZETEL employs aircraft and ground equipment (cisterns, tractors, trailers, loading equipment) made in Poland, taking full responsibility for the maintenance and servicing and guaranteeing the highest quality of agro-aviation services rendered.

PEZETEL also offers:

- organization of an agro-aviation base provided with aircraft and ground equipment. Overhauls and supplies of spare parts guaranteed,

- training of applicator pilots and mechanics,
- transport services for scientific expeditions and photographic surveying,
- photogrammetric survey.

PEZETEL operates more than 120 An-2, PZL-101, PZL-104 fixed wing aircraft and Mi-2 helicopters. New designs are expected very soon. An area of 7 000 000 acres has been treated in the season 1973/74, mainly in the Arab Republic of Egypt, Sudan, Algeria, Ethiopia, Iran and Poland.

WCT/530/K/7



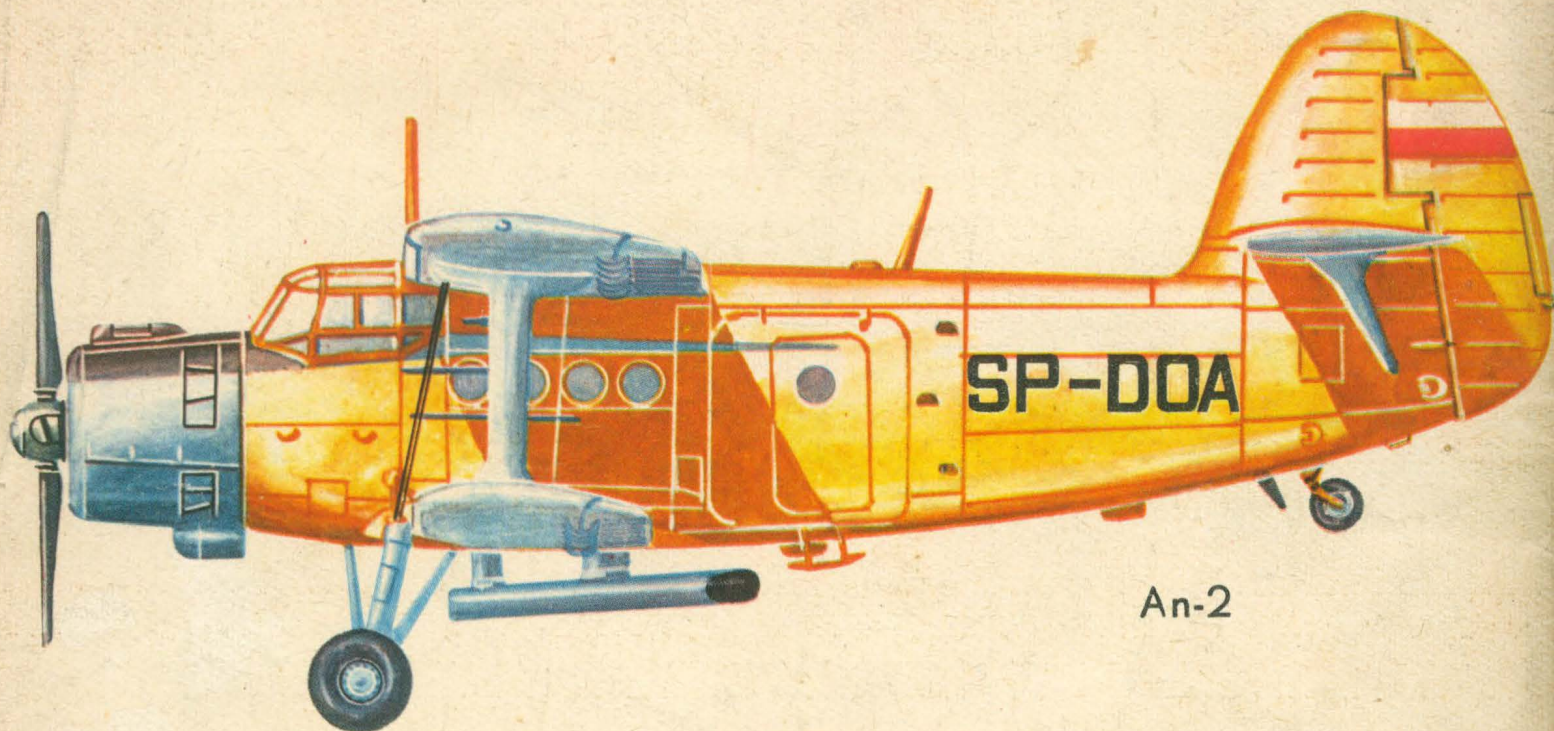
PEZETEL — Member of IAAC

Foreign Trade Enterprise of Aviation Industry,  
ul. Przemysłowa 26, 00-950 Warszawa, Poland

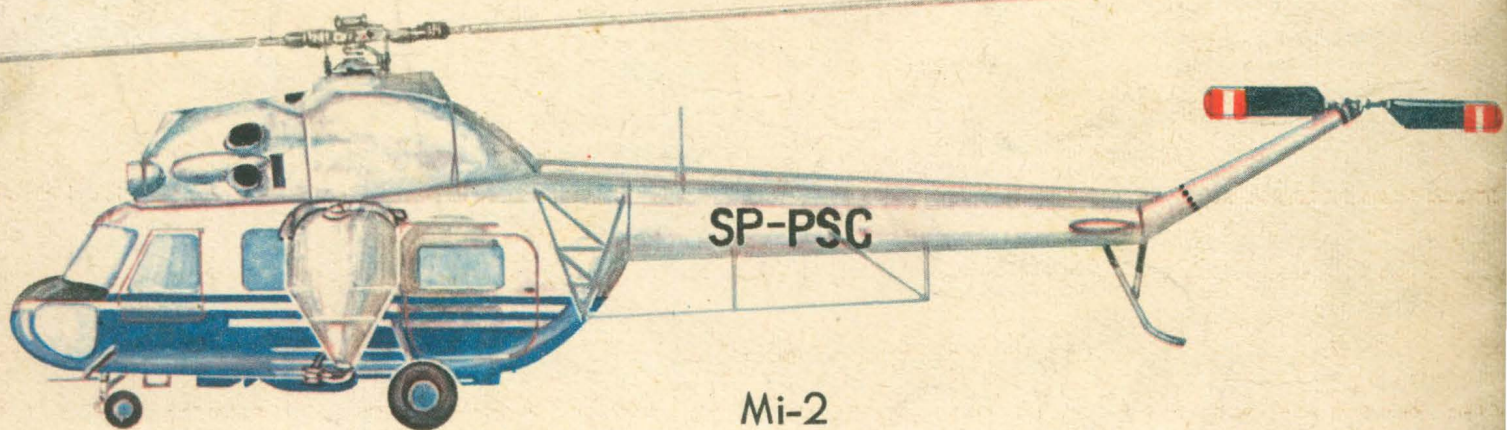
PO Box 371; Cable: Pezetel; Phone: 28-50-71,  
Telex: 81 34 30

# PEZETEL

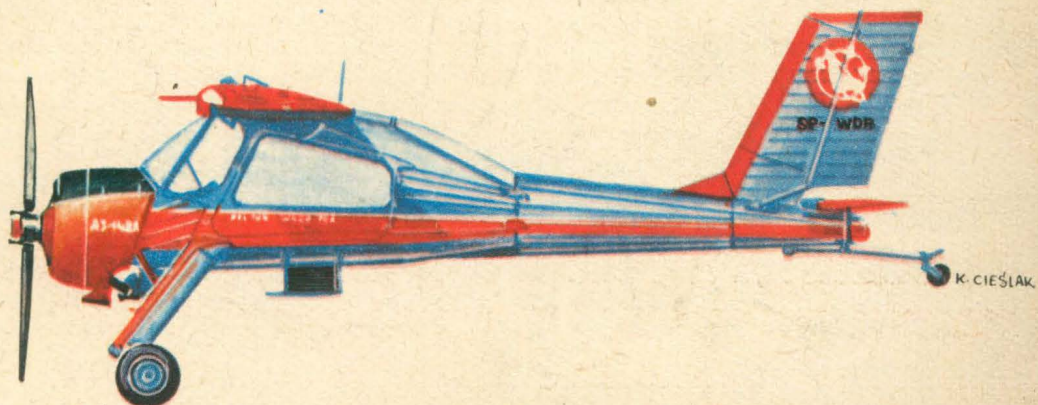
## AGRO-AVIATION SERVICES



An-2



Mi-2



PZL-104 WILGA 35

