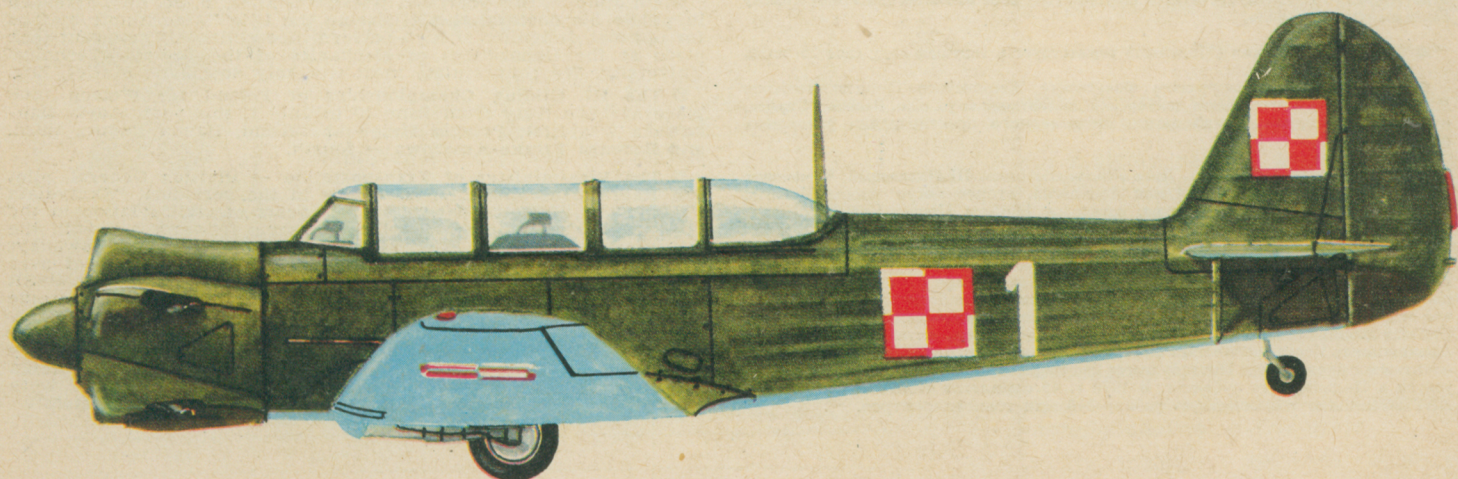
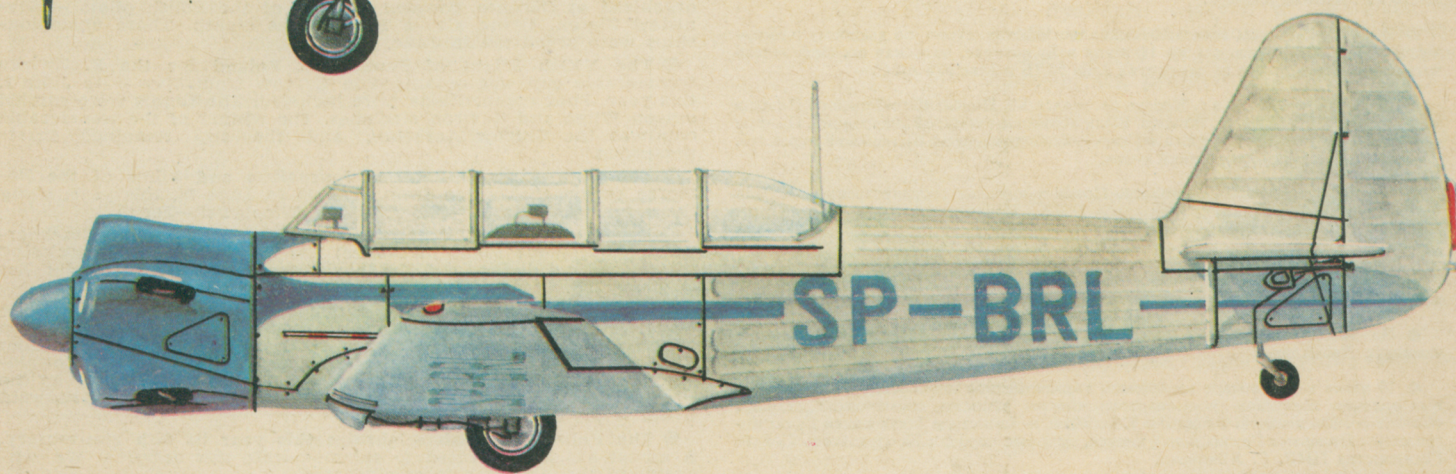
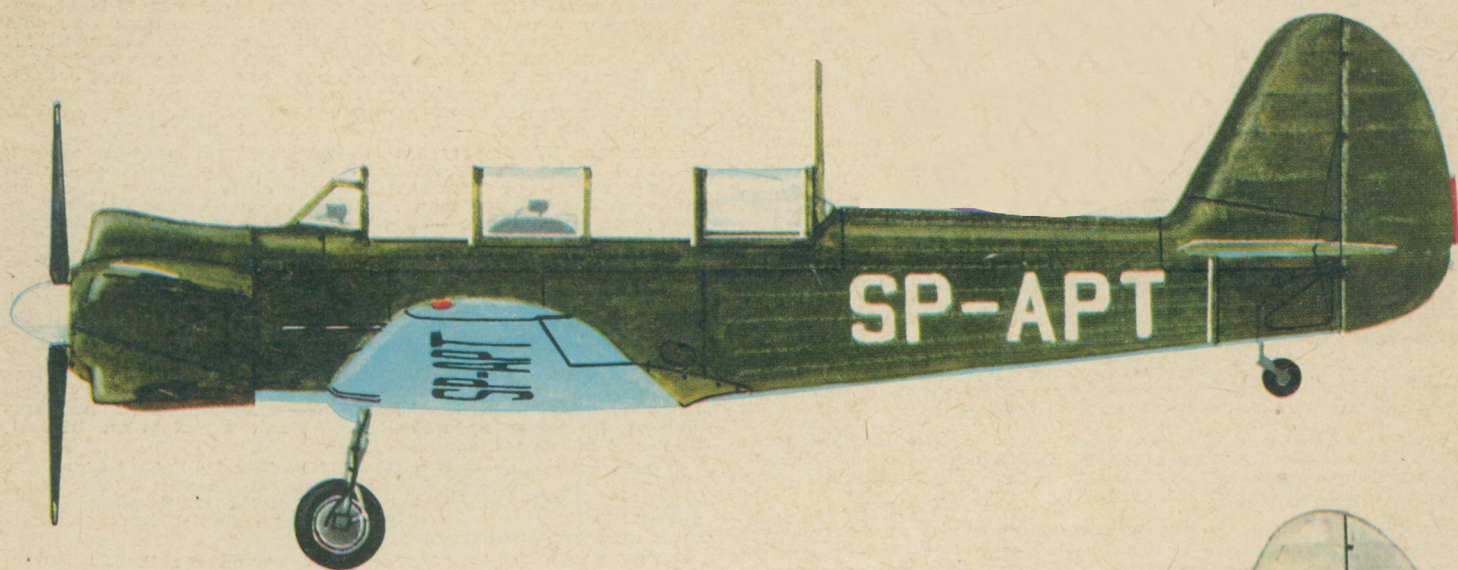


TECHNIKA

10'79

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





● Два новых вертолета построены на заводе ПЗЛ-Свидник. Около половины июня совершил первый полет прототип 8-местного вертолета ПЗЛ Кания, который является вариантом Ми-2, отличающимся типом двигателей. Конструктором его является мгр инж. Станислав Маркиш. Серийный выпуск вертолета ПЗЛ Кания начнется в 1980 году. Он будет выпускаться в нескольких вариантах — пассажирском, транспортном, санитарном, сельскохозяйственном, связном и в качестве вертолета-крана.

● В августе окончилась постройка 12- до 14-местного вертолета ПЗЛ В-3, спроектированного под руководством инж. Станислава Каминьского.

● Газета «Голос Свидника» так характеризует новый вертолет ПЗЛ Кания: «Это легкий многоцелевой вертолет с двумя двигателями мощностью в 311 квт (425 ЛС) каждый. Он включает много технических новостей разработанных на заводе и узлы проверенные многолетней эксплуатацией. Новыми являются м. пр. стеклопластиковые лопасти несущего винта и хвостового винта, стеклопластиковый стабилизатор и костьль; новые главные приводные валы, системы силовой установки, управление двигателями, а также электрооборудование и пилотажно-навигационное оборудование. Благодаря новым элементам достигнута высокая эффективность вертолета при сравнительно невысокой стоимости эксплуатации».

● Золотые медали для планера Янтарь Стандарт 2 и самолета ПЗЛ М-18 Дромедер. На Международной Ярмарке в г. Познань наиболее современные изделия были удостоены золотыми медалями. 13 изделий польского и 17 зарубежного производства получили эти высокие награды. В группе польских изделий, зачисленных среди наиболее совершенных были планер Янтарь Стандарт 2 и сельскохозяйственный самолет ПЗЛ М-18 Дромедер, которые получили золотые медали.

● 17 июня на аэродроме в г. Мелец состоялось открытие I чемпионата Польши по парашютному многоборью. В чемпионате участвовали команды состоящие из трех человек каждая. Чемпионат был закрыт 23 июня. Первые место занял Богдан Олешук, второе — Веслав Стажец, третье — Станислав Вербель.

● В Варшаве состоялся трехдневный международный симпозиум Интеркосмоса, в котором участвовали специалисты из Польши, Болгарии, Чехословакии, ГДР, Венгрии и СССР. Рассматривались результаты исследований и экспериментов проводимых в рамках Интеркосмоса.

● С 18 по 20 июня в Париже состоялось заседание Международной Авиационной Федерации — ФАИ. В заседании участвовал президент Аэроклуба ПНР, вице-президент ФАИ, ген. брига. пил. др Юсеф Собарай.

● Польский планерист Станислав Витек занял на планере Фока 5 четвертое место в классе «Клуб» на I Планерном Чемпионате Европы, состоявшемся в июне м-це в Швеции. Другой польский планерист — Станислав Зентек занял восьмое место на таком-же планере.

● В международных соревнованиях социалистических стран по высшему пилотажу, которые состоялись с 1 по 11 июня в Будапеште, польская команда заняла четвертое место, летая на самолетах Злини 50ЛБ и Злини 526 АФС.

● С 30 мая на 2 июня в г. Кракув состоялся XX Полёт Юго-Западной Польши за переходный кубок им. Ф. Жwirkо. Были проведены четыре конкуренции. Полёты состоялись на самолетах Бильба и Гаврон. Победу одержал Краковский Аэроклуб, у которого и остался переходный кубок.

● По поводу 35-летия Народной Польши высокие государственные ордена были признаны активистам Аэроклуба ПНР. Кавалерский Крест Ордена Возрождения Польши получил Бернард Кошэвски, Золотой Крест Заслуги — Генрик Дубель.

● С 15 по 24 июня на трассе Жешув-Мелец-Лудзь-Влоцлавец-Торунь состоялся 20 Поморский Самолетный Raid Журналистов и Пилотов.

● На заводе ВСК-Мелец начался серийный выпуск сельскохозяйственного самолета Дромедер.

● 19 июля в Бельведере состоялось торжественное присвоение государственных орденов советским космонавтам, членом экипажа космической станции «Салют-6». Космонавты Владимир Ковалёнок и Александр Иванчиков были награждены Ордерами Грουνвальда I класса, которые передал Председатель Совета Государства ПНР, Г. Яблоньски.

● Аэроклуб ПНР торжествует в текущем году свое 60-летие. По этому поводу была выпущена медаль.

● Журнал «Моделаж» (Моделист) торжествует в текущем году свое 25-летие.

● 20 июня на Механическом Факультете Жешовского Политехнического Института состоялась защита докторской диссертации мгра инж. Веслава Стафея, по теме: «Аглорифмический метод оптимального пректирования рекордных планеров».

● С 19 июня по 1 июля в г. Лисе Конты состоялся III Планерный Чемпионат Польши Женщин. Победила Аделя Данковска, второе место заняла Пелегия Маевска, третье — Ханна Бадура, четвертое Барбара Принке-Кусба.

● Вицеминистр Коммуникации ген. див. пил Ян Рачковски в материале «35 лет гражданской авиации в службе отечества» опубликованном в журнале «Скшидлота Польска» (№ 29) указал м. пр. что «гражданская авиация народного хозяйства располагает сегодня 300 самолетами и выполняет обработку свыше 5 млн га, что ставит нашу страну на втором месте среди социалистических стран за СССР. Связная авиация располагает около 100 самолетами и вертолетами... Предприятие Авиационных Услуг располагает 20 самолетами и 15 вертолетами, а строительно-монтажное предприятие Инстал имеет два тяжелых вертолета Ми-6 и выполняет услуги в Польше и за рубежом. В 1978 г. 45 самолетов Польских Авиалиний ЛЕТ выполнило транспортную работу 240 млн тоннокилометров».

● Two new helicopters were built in PZL-Swidnik. On 3 June flew for the first time the 8-seat PZL Kania (Kitty Hawk) helicopter, a developed reengineered version of Mi-2. The leading designer of Kania is S. Markisz. A local newspaper, the „Glos Swidnika” published a characteristic of this new design, which runs as follows: ...”this is a light, general utility helicopter, powered by two engines of 311 kW (426 HP) each. It is featured by numerous technical advantages which were devised at the Swidnik design bureau (OBR WSK), but includes at the same time several units which have proved their value during many years of service. The new assemblies are, among other, the following: laminated blades of the main rotor and of the tail rotor, laminated stabilizer and tail skid, new main shafts, power system appliances, engine control devices, electrical equipment, and flying technique-radio-navigation appliances. Owing to the advanced elements installed, it was possible to achieve high efficiency of the machine along with relatively low operational costs...”. In August was finished the construction of the 12-13-seat PZL W-3 helicopter under the leadership of S. Kaminski.

● Gold medals for the Jantar Standard 2 and PZL M-18 Dromader. On the occasion of this year Poznan International Fair gold medals have been awarded to domestic and foreign exhibitors for the most modern products. Thirteen home-made products and seventeen items of foreign production have been thus distinguished. The Polish products, acknowledged as the most modern, included the Jantar Standard 2 glider and the agricultural airplane PZL M-18 Dromader — both were awarded gold medals.

● On June 17, this year, the Mielec airfield witnessed the opening of the I Polish Championships in Parachuting Multi-Competition. Three-person teams participated in the championships. The event ended on June 23. The joint classification disclosed that the leading score was as follows: 1 — Bogdan Oleszczuk, 2 — Wieslaw Starzec, 3 — Stanislaw Werbel.

● A three-day international research symposium concerned with space problem (Interkosmos) was held in Warsaw. This event was attended by specialists from Poland, Bulgaria, Czechoslovakia, G.D.R., Hungary and the Soviet Union. The discussion at the symposium pertained to the results of studies and experiments conducted by Interkosmos.

● From June 18 to June 20, this year, the Council of the International Federation of Aviation (FAI) held a session in Paris. Brigadier general, pilot dr. Józef Sobieraj, president of the Aeroclub of the Polish People's Republic, and vice-chairman of FAI, took part in the session.

● A Polish airman — Stanislaw Witek flying a Foka 5 glider was fourth at the I Gliding Championships of Europe in club class, organized at Oerebro, Sweden. Second of the Polish pilots — Stanislaw Zietek, flying also a Foka 5 was eighth. Those championships were organized in June, this year.

● The XX-th Flight of South-West Poland for the F. Zwirko transferable cup was organized in Cracow from May 30 to June 2, this year. Four competitions were included. The flights were carried out on Wilga and Gawron airplanes. The winner of the transferable cup was the Cracow Aeroclub, and the cup remained in its possession.

● The Vith Aircraft Raid of Journalists and Pilots of the Pomorze region took place from June 15 to June 24, this year, along the air route Rzeszów—Mielec—Łódź—Włocławek—Toruń.

● According to the TV news bulletin, the Mielec WSK (Transportation Equipment Plant in Mielec) has sent in a report disclosing that serial production of the agricultural aircraft Dromader has been started.

● On July 19, this year, a ceremony of decorating with state distinctions the USSR cosmonauts, members of the crew of the "Salut 6" orbiting station, took place in Warsaw, in the Pompeian Hall of the Belvedere Mansion. The cosmonauts Wladimir Kowalonnok and Aleksander Iwanczenkow were decorated personally by the President of State Council — Mr. H. Jablowski with the Grunwald Order — 1st class.

● The Polish Aeroclub celebrates this year its 60th anniversary. A medal has been minted to commemorate this occasion. We congratulate the Aeroclub most sincerely.

● On June 20, this year, Mr. Wieslaw Stafiej, M. Sc. Eng. defended in public his doctoral thesis bearing the title "Algorithmic method for optimal designing of high-performance glider". This event took place at the Department of Mechanics of the Rzeszów Technical University. We congratulate most sincerely doctor W. Stafiej, Eng.

● The III Gliding Championships of Poland for Women took place at Lisie Kąty from June 19 to July 1, this year. Adela Dankowska was first, Pelagia Majewska second, Hanna Badura third, and Barbara Prinke-Kusibowa — fourth.

● The Vice-minister of Transportation — Division General, pilot Jan Raczkowski published an article in the periodical "Skrzydłata Polska" (No 29) entitled "Thirty five years of civil aviation in the service of the Country", in which he came forward, a.o. with the following information: "General utility aviation disposes nowadays of 300 aircraft and has carried out operations on an area of over 5 million hectares. This ranks our country second to the USSR among the Socialist countries. Executive aviation possesses some 100 airplanes and helicopters, while the Aviation Services Agency disposes of 20 airplanes and 13 helicopters, and the building-engineering administration of the Instal company has two heavy helicopters of Mi-6 type and performs services also in foreign countries. In 1978, forty five aircraft of Polish Airlines LOT were busy with transport jobs covering nearly 240 million kilometers".



Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5. Skr. poczt. 1004  
Tel. 27-25-41

Wydawca:

WYDAWNICTWO CZASOPISM  
I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH SIGMA  
PRZEDSIĘBIORSTWO NACZELNEJ  
ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

SPIS TREŚCI

	Str.
Do członków Sekcji Lotniczej SIMP . . . . .	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Ceny jednostkowe tłokowych samo- lotów lekkich w 1979 r. w dol. . . . .	4
A. Glass: Szybowce i samoloty sportowe na Salonie Paryskim 1979 (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA) . . . . .	5
J. Staszek: Profile nadkrytyczne . . . . .	9
A. Papiorek: Włókno węglowe — materiał nie tylko dla lotnictwa NOWOŚCI TECHNICZNE: Instalacja przeciwpożarowa do samolo- tów wojskowych. Regulacja łopaty wirnika śmigłowca w locie . . . . .	11
KARTOTEKA TLiA: Iliuszyn Il-76 — ZSRR . . . . .	15
McDonnell-Douglas YC-15 — USA. . . . .	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Ruch lotniczy (I) . . . . .	19
KSIĄŻKI LOTNICZE . . . . .	20
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Właściwości mechaniczne dREW- na (II) . . . . .	21
H. Zimakovski: Metoda przewidywania rzeczowych wyników przewozowych przy zmianie podaży (PROBLEMY LOT) . . . . .	24
PROTOTYPY: Rolladen-Schneider LS3-17 — RFN . . . . .	26
PROJEKTY: BAe. Jetstream 31 — W. Brytania . . . . .	27
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK . . . . .	27
NOWOŚCI TECHNICZNE: Śmigło z zagiętymi końcami. Klejenie zamiast nitowania . . . . .	28
A. Glass: Szybowce transportowo-desantowe (Z DZIEJÓW TECH- NIKI LOTNICZEJ) . . . . .	29

Na okładce: Samoloty Jak-18 — rys. K. Cieślak

WYDAWNICTWO  
CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH  
NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA



**SIGMA**

ul. Świętokrzyska 14a  
00-950 Warszawa  
skrytka pocztowa 1004

**Redaktor naczelny:**  
mgr inż. *Andrzej Glass*

**Sekretarz Redakcji:**  
*Emilia Łazarewicz*

**Redaktorzy działowi:**  
mgr inż. *K. Dąbrowski*, dr inż. *A. Gołędzi-  
nowski*, mgr inż. *A. Kardymowicz*, mgr inż.  
*W. Kordziński*, dr inż. *J. Morawski*, inż. *K.  
Szumielewicz*, mgr inż. *J. Staszek*

**Rada Programowa:**  
mgr inż. *M. Augustynowicz*, mgr inż. *A. Glass*,  
dr inż. *H. Grzegorzczak*, mgr inż. *J. Grzego-  
rzewski*, mgr inż. *F. Gwiżdż*, dr inż. *B. Jan-  
celewicz*, mgr inż. *E. Kołodziński*, dr inż.  
*T. Kostia*, mgr inż. *J. Kowalczyk*, mgr inż.  
*T. Królikiewicz* (przewodniczący), mgr inż.  
*R. Legięcki*, mgr inż. *A. Misiorek*, mgr *Z. Paw-  
lak*, inż. *R. Woltński*.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1. W-wa. Zam. 13-1145/79. Nakład 5000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. A1. C-94.

Cena pojedynczego egz. zł 20.—

Prenumerata roczna zł 240.—

INDEKS 37909



A. GLASS

**Gliders and light aircraft at the Paris air salon in 1979**

The successive report covering the International Aviation — Space Salon in Paris deals with the respective exhibits, such as: gliders, motor-gliders, amateur-built craft, training — light aircraft, aerobatic, touring, and piston engined primary training and advanced training aircraft.

STASZEK J.

**Supercritical airfoil sections**

The paper discusses the roots of the concept of a supercritical airfoil section and research works carried in the USA and France.

PAPIOREK A.

**Carbon fiber — material not only for aviation**

The paper presents carbon fiber against other materials used to reinforce composites and discusses its production methods, properties and application.

ZIMAKOWSKI H.

**A method for predicting genuine transportation results with regard to change of supply**

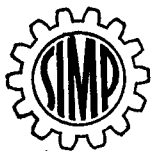
Air transport complies with economic requirements provided the program of aircraft services system will be correlated with the demand for transport services. The article deals with some mathematical aspects of economically sound servicing of passengers in air traffic.

A. GLASS

**Transport — assault gliders**

The transport gliders, utilized for landing troops and equipment, had been developed during the II-nd World War (twenty five thousand of those craft were built), but their production was dropped after the end of the war. The history of their development, and the leading types which had been produced in series are the subject of this article.





MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIV PAŹDZIERNIK 1979

# TECHNIKA

# 10'79

# lotnicza

# i ASTRONAUTYCZNA

## Do Członków Sekcji Lotniczej SIMP

W najbliższych miesiącach Sekcja Lotnicza wspólnie z całym naszym Stowarzyszeniem przystąpi do akcji sprawozdawczo-wyborczej wieńczącej wyniki naszej stowarzyszeniowej działalności w okresie obecnej kadencji i wyznaczającej kolejny jej etap.

Aktualna sytuacja w lotnictwie polskim, ustalenie kompleksowego perspektywicznego programu rozwoju i działalności przemysłu lotniczego, przystąpienie do unormowania wielu problemów lotnictwa: obsługi i napraw sprzętu, lotnisk i infrastruktury lotniskowej oraz zaplecza technicznego lotnictwa, kadr lotniczych, stwarza korzystne warunki — ale również i zobowiązuje nas.

Działalnością naszą w okresie dyskusji nad przyszłością polskiego przemysłu lotniczego, ustalania i realizacji tez i uchwał VI i VII Kongresu Techników Polskich wykazaliśmy, że środowisko specjalistów lotniczych potrafi skoncentrować się wokół najbardziej aktualnych problemów polskiego lotnictwa i przyczynić się do ich skutecznego rozwiązywania.

Akcja sprawozdawczo-wyborcza zobowiązuje nas do dokonania szczegółowej analizy naszego działania i jego wyników.

Dokonując tej analizy, ustalając programy dalszej naszej pracy „mierzymy siły na zamiary” dążąc do pełnego wykorzystania jakże cennych inicjatyw społecznych.

Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP zwraca się do Kolegów z prośbą, aby organizując w kołach i oddziałach zebrania sprawozdawczo-wyborcze nadać im odpowiednio poważny charakter uwzględniający wymianę poglądów i dyskusję na aktualne lotnicze tematy ogólnokrajowe oraz zagadnienia dotyczące Waszego regionu, jak również i wymianę poglądów dotyczących form i metod naszej pracy stowarzyszeniowej.

Wydaje się celowe zaproszenie na Wasze zebrania przedstawicieli władz lokalnych, kierownictwa instytucji, władz partyjnych i związkowych decydujących o kształtowaniu polityki rozwoju naszej lotniczej działalności.

W celu zapewnienia objęcia dyskusją najbardziej ważkich problemów lotnictwa, Zarząd Sekcji Lotniczej zaleca uwzględnienie w dyskusji załączonych tez.

Przesyłamy lotnicze pozdrowienia

Za Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP

Sekretarz  
mgr inż. W. Zaremba

Wiceprzewodniczący  
mgr inż. A. Misiorek

Tezy  
do dyskusji w akcji sprawozdawczo-wyborczej  
dotyczące problematyki lotniczej

Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP zaleca, aby w kołach i oddziałach Sekcji Lotniczej SIMP, jako uzupełnienie i rozwinięcie ogólnych tez do dyskusji ujętych w „Wytocznych Zarządu Głównego SIMP w sprawie akcji sprawozdawczo-wyborczej poprzedzającej XXIV Walny Zjazd Delegatów SIMP”, uwzględnić następującą problematykę lotniczą:

1. Rozwój krajowej myśli konstrukcyjnej i opanowywanie umiejętności efektywnego wykorzystania licencji zagranicznych.
2. Lotnicze zaplecze badawczo-rozwojowe procesu wytwarzania i użytkowania — istniejący stan, konieczny rozwój, warunki i efektywność działania.
3. Czynniki ograniczające tempo wdrażania do produkcji nowych typów sprzętu lotniczego oraz tempo wprowadzania ich do eksploatacji.
4. Jakość produkcji i efektywność stosowanych systemów i metod oceny kontroli.
5. Nowoczesność procesów technologicznych stosowanych w krajowym przemyśle lotniczym.
6. Materiały stosowane w produkcji lotniczej i ich wpływ na proces wytwarzania oraz wartość użytkową wykonywanych produktów.
7. Awionika.
8. Nowoczesność i efektywność stosowanych systemów i procesów obsługi oraz użytkowania sprzętu lotniczego.
9. Stosowane w kraju systemy napraw sprzętu lotniczego i ich wpływ na efektywność jego wykorzystania.
10. Gospodarka paliwowa w lotnictwie.
11. Wykorzystanie lotnictwa w różnych dziedzinach gospodarki narodowej — skuteczność istniejących systemów i konieczność rozwoju działalności lotniczej w tym zakresie.
12. Lotnicze kadry techniczne.
13. Czasopisma i wydawnictwa lotnicze.
14. Propaganda lotnicza — oddziaływanie na społeczeństwo ze szczególnym uwzględnieniem młodzieży.
15. Dotychczasowe formy, metody i kierunki działania poszczególnych ogniw Sekcji Lotniczej SIMP oraz postulaty w tym zakresie.





## POLSKA

● Dwa nowe śmigłowce powstały w PZL-Świdnik. W połowie czerwca br. wykonał pierwszy lot prototyp 8-miejscowego śmigłowca PZL Kania, który jest wersją rozwojową Mi-2 o zmienionym typie silników. Konstrukctorem jego jest mgr inż. Stanisław Markisz. Produkcja seryjna PZL Kania zostanie uruchomiona w 1980 r. Będzie on produkowany w kilku wersjach: pasażerskiej, transportowej, sanitarnej, rolniczej, dyspozycyjnej oraz do prac dźwigowych. W sierpniu br. zakończono budowę prototypu 12÷14 miejscowego śmigłowca PZL W-3, zaprojektowanego pod kierunkiem inż. Stanisława Kamińskiego.

● „Głos Świdnika” na swoich łamach tak charakteryzuje swą nową konstrukcję jaką jest PZL Kania „...jest to lekki wielozadaniowy śmigłowiec napędzany dwoma silnikami o mocy 311 kW (428 KM) każdy. Łączy on w sobie wiele rozwiązań technicznych opracowanych w świdnickim OBR WSK z zespołami sprawdzonymi przez wieloletnią eksploatację. Nowe zespoły to m.in. laminowane łopaty wirnika nośnego i śmigła ogonowego, laminatowy statecznik i płoza ogonowa, nowe wały główne, instalacje układu napędowego, sterowanie silnikami oraz wyposażenie elektryczne i osprzęt pilotażowo-radio-nawigacyjny. Dzięki nowym elementom osiągnięto wysoką sprawność maszyny przy stosunkowo niskich kosztach eksploatacji...”.

● Złoty medal dla Jantara Standard 2 i PZL M-18 Dromadera. Na tegorocznych Międzynarodowych Targach Poznańskich przyznawano wystawcom krajowym i zagranicznym złote medale za najbardziej nowoczesne wyroby. 13 wyrobów produkcji krajowej oraz 17 produkcji zagranicznej otrzymało te wysokie odznaczenia. W grupie polskich wyrobów zaliczonych do najbardziej nowoczesnych znalazły się szybowiec Jantar Standard 2 oraz samolot rolniczy PZL M-18 Dromader — odznaczone złotymi medalami.

● W dniu 17 czerwca br. na mieleckim lotnisku odbyło się otwarcie I Mistrzostw Polski w Wieloboju Spadochronowym. W Mistrzostwach startowały trzyosobowe ekipy. Imprezę zakończono 23 czerwca. W łącznej klasyfikacji czelowe miejsca zajęli: 1 — Bogdan Oleszczuk, 2 — Wiesław Starzec, 3 — Stanisław Werbel.

● W Warszawie odbyło się 3-dniowe międzynarodowe sympozjum naukowe Interkosmos, w którym uczestniczyli specjaliści Polski, Bułgarii, Czechosłowacji, NRD, Węgier i ZSRR. Na sympozjum omówiono wyniki badań i eksperymentów prowadzonych przez Interkosmos.

● W dniach 18÷20 czerwca br. obradowała w Paryżu Rada Międzynarodowej Federacji Lotniczej FAI. W posiedzeniu wziął udział prezes Aeroklubu PRL, wiceprezydent FAI — gen. bryg. pil. dr Józef Sobieraj.

● Polak — Stanisław Witek na I Szybowcowych Mistrzostwach Europy w klasie klubowej w Oerebro (Szwecja) na szybowcu



Śmigłowiec PZL Mi-2 SP-SAP na tegorocznym Lotniczo-Kosmicznym Salonie w Paryżu  
Fot. A. Glass

Foka 5 zajął czwartą lokatę. Drugi z Polaków — Stanisław Ziętek na Focze 5 zajął ósme miejsce. Mistrzostwa te zostały rozegrane w czerwcu br.

● W międzynarodowych zawodach państw socjalistycznych w akrobacji samolotowej, które odbyły się w dniach 1÷11 czerwca br. w Budapeszcie, w klasyfikacji drużynowej polscy piloci na samolotach Zlin 50L i Zlin 526 AFS zajęli czwarte miejsce.

● W dniach od 30 maja do 2 czerwca br. został rozegrany w Krakowie XX Lot Południowo-Zachodniej Polski o puchar przechodni im. F. Zwirki. Przeprowadzono cztery konkurencje. Loty odbywały się na Wilgach, Gawronach. Zwyciężył Aeroklub Krakowski, w którego posiadaniu pozostał puchar przechodni.

● Z okazji 35-lecia Polski Ludowej wysokimi odznaczeniami państwowymi zostali udekorowani działacze Aeroklubu PRL. Krzyżem Kawalerskim Orderu Odrodzenia Polski — Bernard Koszewski, Złotym Krzyżem Zasługi — Henryk Dubiel.

● W dniach 15÷24 czerwca br. na trasie Rzeszów — Mielec — Łódź — Włocławek — Toruń odbył się VI Pomorski Samolotowy Rajd Dziennikarzy i Pilotów.

● Jak doniósł w dniu 21.VII.br. Dziennik TV z mieleckiej WSK nadszedł meldunek o podjęciu seryjnej produkcji samolotu rolniczego Dromadera.

● Dnia 19 lipca br. w Warszawie w Sali Pompejańskiej w Belwederze odbyła się uroczystość dekoracji odznaczeniami państwowymi przebywających w Polsce radzieckich kosmonautów, członków załogi stacji orbitalnej „Salut 6”. Kosmonauta Władimir Kowalonok i Aleksander Iwanczenkow otrzymały z rąk przewodniczącego Rady Państwa H. Jabłońskiego Ordery Grunwaldu I Klasy.

● Aeroklub PRL obchodzi w roku bieżącym jubileusz 60-lecia. Z tej okazji wybito pamiątkowy medal. Gratulujemy Jubileuszu.

● Czasopismo „Modelarz” obchodzi w roku bieżącym ćwierćwiecze swojej pracy redakcyjnej. Redakcja TLiA składa gratulacje.

● W dniu 20 czerwca br. w Wydziale Mechanicznym Politechniki Rzeszowskiej odbyła się publiczna obrona pracy doktorskiej mgra inż. Wiesława Stafieja nt. „Algorytmiczna metoda optymalnego projektowania szybowców wyczynowych”. Dr. inż. W. Stafiejowi składamy gratulacje.

● W dniach 19 czerwca do 1 lipca br. w Lisich Kątach rozegrano III Szybowcowe Mistrzostwa Polski Kobiet. Zwyciężyła Adela Dankowska, drugie miejsce zajęła Pelagia Majewska, na trzecim miejscu uplasowała się Hanna Badura, na czwartym zaś Barbara Prinke-Kusibowa.

● Wiceminister Komunikacji gen. dyw. pilot Jan Raczkowski w materiale pt. „35 lat lotnictwa cywilnego w służbie ojczyzny” opublikowanym w „Skrzydlatej Polsce” (nr 29) podał m.in., że „...lotnictwo usługowe dysponuje dziś 300 samolotami i wykonało zabiegów na powierzchni ponad 5 mln ha, co stawia nasz kraj na drugim miejscu po ZSRR wśród państw wspólnoty socjalistycznej. Lotnictwo dyspozycyjne ma ok. 100 samolotów i śmigłowców, Przedsiębiorstwo Usług Lotniczych dysponuje 20 samolotami oraz 15 śmigłowcami, zaś zespół budowlano-montażowy przed. Instal ma dwa ciężkie śmigłowce Mi-6 i świadczy usługi na eksport. W 1978 r. 45 samolotów PLL LOT wykonało pracę przewozową równą prawie 240 mln tonokilometrów.



## CZECHOSŁOWACJA

● Na potrzeby Aeroflotu powstała nowa wersja samolotu krótkiego startu Turbolet oznaczona L-410 UVP (ukoroczony wzrost i posadka) o rozpiętości powiększonej do 19,5 m i z kadłubem przedłużonym o 0,47 m oraz powiększonym usterzeniem. Samolot przeznaczony jest do użytkowania z lotnisk górskich i położonych w gorącym klimacie. Ponadto została wykonana wersja sanitarna Turboleta.





## FRANCJA

● Aerospatiale prowadzi prace projektowe nad naddźwiękowym samolotem pasażerskim Super-Concorde przewidzianym dla 200 pasażerów. Samolot ma osiągać prędkość powyżej  $M=2$  i mieć zasięg 7400 km. Samolotów Concorde dotychczas zbudowano 16; brak zamówień na dalsze.

● Prototyp samolotu szkolno-treningowego Fouga-90 otrzymał silniki Astafan 4G o ciągu 720 daN każdy w miejsce silników Astafan 2G o ciągu 695 daN, co dało w wyniku wzrost osiągnięć samolotu.

● Socata rozpoczęła produkcję samolotów sportowych TB-10 Tobago i TB-9 Tampico różniących się mocą silnika.

● Aerospatiale rozpoczął projektowanie 30-40-miejscowego samolotu komunikacji lokalnej AS-35 napędzanego dwoma silnikami turbośmigłowymi o mocy 1100÷1470 kW (1500÷2000 KM), które mają być rozwinięciem silnika Turbomeca Makila. Samolot ma układ zbliżony do samolotu Transall. Przy prędkości 460 km/h samolot ma przewozić 3,5÷4,5 tony ładunku na odległość do 1500 km.

● W końcu 1978 r. francuski przemysł lotniczy zatrudnił 102 907 pracowników, w tym w budowie płatowców 57 768, w budowie silników lotniczych 21 634 i w produkcji wyposażenia 23 505. Spośród nich 20 600 było zatrudnionych przy budowie rakiet a 1970 przy realizacji programów kosmicznych. Wartość produkcji wyniosła ponad 0,5 mld dol., z czego ponad połowę stanowił eksport.

● Francuskie lotnictwo wojskowe zamówiło 50 łokowych samolotów szkolno-treningowych TB-30 Epsilon, którego prototyp znajduje się w projektowaniu.

● Wytwórnia motoszybowców Fournier wznowiła swoją działalność. Jako swą pierwszą pracę ulepszyła prototyp dwumiejscowego motoszybowca RF-9. W związku ze wzrostem zainteresowania dwumiejscowym samolotem szkolno-treningowym RF-6B-100 rozważana jest możliwość podjęcia jego produkcji.

● Zamówienia na Airbus A-300B przekroczyły już 250 sztuk. Produkcja w ub. roku wynosiła dwa samoloty miesięcznie, zaś w 1983 r. ma osiągnąć 8 samolotów miesięcznie. Zapotrzebowanie na A-300 i A-310 oceniane jest na 850 szt. Na A-310 są już 52 zamówienia i 55 opcji (zamówień wstępnych). Po wyprodukowaniu 600 samolotów A-300 i A-310 (łącznie) produkcja znacznie przyniesie zyski.

● Oblatana 31 marca br. odmiana śmigłowca Dauphin z chowanym podwoziem, oznaczona SA-365N Dauphin 2 została zbudowana na konkurs na śmigłowce do patrolowania wybrzeży USA. W czerwcu br. US Coast Guard zamówił 90 śmigłowców tego typu za 215 mln dol. Śmigłowiec ma amerykańskie silniki LTS 101 oraz amerykańską awionikę. Konkurentem w konkursie był Bell 222. Coast Guard przednio zamówił we Francji samoloty patrolowe Falcon 20.

● Aerospatiale zamierza wznowić produkcję samolotu służbowego Corvette w zmodyfikowanej wersji przeznaczonej na rynek amerykański.



## JAPONIA

● Oblatany w sierpniu ub. roku odrzutowy samolot służbowy Mitsubishi MU-300 otrzymał nazwę Diamond. Latem br. wytwórnia przystąpiła do jego produkcji seryjnej.



## KANADA

● Canadair uzyskał zamówienia na 120 dużych samolotów służbowych Challenger. Cena samolotu wynosi 7 mln dol., a w wersji luksusowej o milion więcej. Samolot nazywany jest „Business Jumbo”, gdyż jest pierwszym szerokokadłubowym samolotem służbowym.

● Canadair opracował projekt samolotu Dash X, 32-miejscowego górnopłata z dwoma silnikami turbośmigłowymi po 1030÷1320 kW (1400÷1800 KM). Ma on wypełnić lukę między samolotami Twin Otter i DHC-7 Dash 7.



## FRN

● Mały samolot pasażerski VFW-Fokker VFW-614 był projektowany jako następca Dakoty z nadzieją zbudowania 800 szt. Po zbudowaniu 30 VFW-614 produkcję przerwano z braku zamówień. Umowa na budowę licencyjną VFW-614 w Rumunii nie doszła do skutku.

● Prototyp zachodnoniemiecko-japońskiego śmigłowca MBB-Kawasaki BK-117 został oblatany w czerwcu br., wcześniej niż przewidywał program.

● Samolot doświadczalny Dornier TNT, służący do zbadania nowej koncepcji skrzydła TNT, a będący odmianą samolotu Do-28, został oblatany 14 czerwca br. Samolot jest napędzany dwoma silnikami Garrett TPE-331 po 526 kW (715 KM).

● Indie zainteresowane są produkcją samolotu lokalnego transportu Dornier LTA, który ma być zaprojektowany z wykorzystaniem nowej koncepcji skrzydła TNT. Samolot mają napędzać dwa silniki Garrett po 526 kW (715 KM). Produkcję ma podjąć indyjska wytwórnia HAL. Zapotrzebowanie Indii jest określane na 60 samolotów.

● Wytwórnia MBB rozpoczęła współpracę z francuską firmą Aerospatiale przy projektowaniu śmigłowca przeciwzwołowego PAH-2.



## USA

● Wytwórnia McDonnell-Douglas zapowiedziała dalszy rozwój samolotu DC-9. Projektowany jest wydłużony, 180-miejscowy Super DC-9 napędzany dwoma silnikami CFM-56 lub JT8D-217.

● Wytwórnia Silników Tłokowych Teledyne Continental wraz z brytyjską wytwórnią Rolls-Royce opracowuje nową rodzinę 4-cylindrowych silników tłokowych 10-368 o mocy 110÷160 kW (150÷220 KM). Pierwsze silniki mają otrzymać certyfikat w 1980 r.

● Z powodu wzrostu zamówień ponad 100 samolotów wytwórnia Swearingen, produkująca dotychczas 6 samolotów służbowych Metro i Merlin miesięcznie podwaja swą produkcję miesięczną.

● Wytwórnia Rockwell opracowuje nową rodzinę turbośmigłowych samolotów służbowych Rockwell 800, które mają otrzymać nowy płat i nadkrytyczne śmigło Dowty, co ma zapewnić prędkość przelotową rzędu 600 km/h.

● Odrzutowy samolot służbowy Cessna Citation III wykonał pierwszy lot 30 maja br. Dostawy samolotu na rynek rozpoczną się latem 1981 r.

● Uszkodzenie napędu klapki wyważającej steru wysokości było przyczyną wstrzymania na dwa miesiące lotów dwusilnikowych samolotów Cessna 441 Conquest. Wytwórnia dokonała zmian na około stu samolotach znajdujących się w użytkowaniu.

● Wytwórnia Lockheed opracowuje przedłużoną cywilną wersję samolotu transportowego Hercules, która będzie nosić oznaczenie Lockheed L-100-60. Samolot ma być oblatany w 1980 r.

● Nowa odmiana samolotu służbowego Sabreliner, Rockwell Sabreliner 65, otrzymała płat nadkrytyczny i silniki TFE-731-3. Samolot uzyskał certyfikat w lipcu br. Cena samolotu 4 mln dol. Z zamówionych 50 egzemplarzy, 14 będzie dostarczone w br., a 30 w 1980 r.

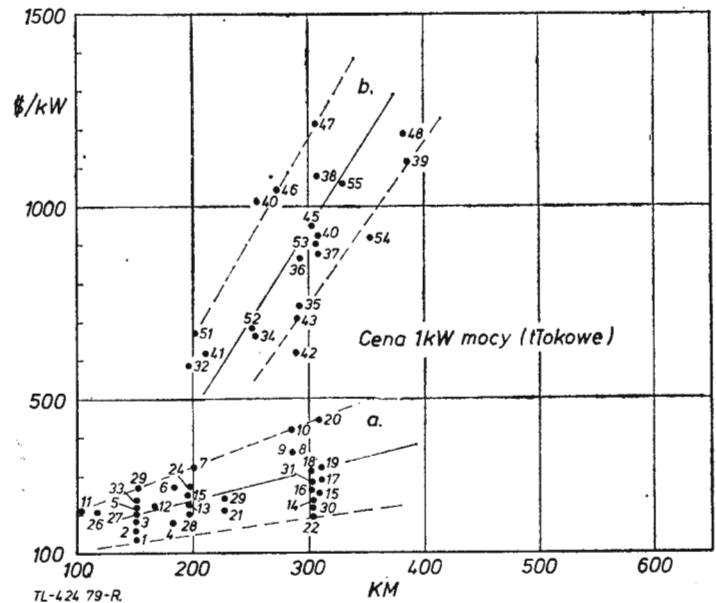
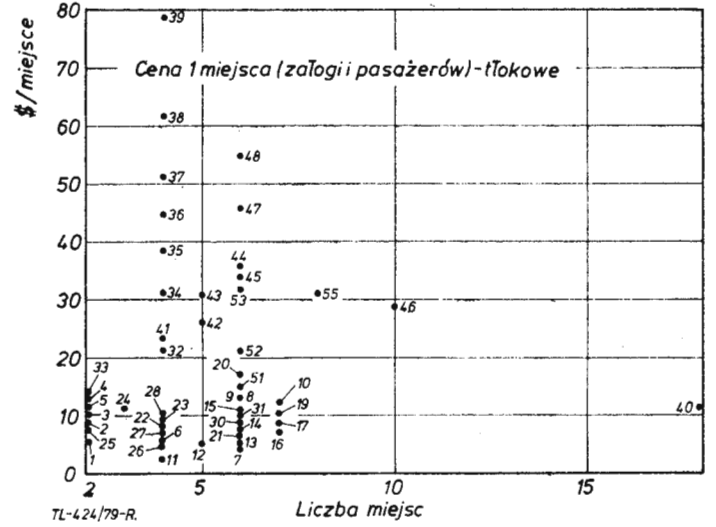
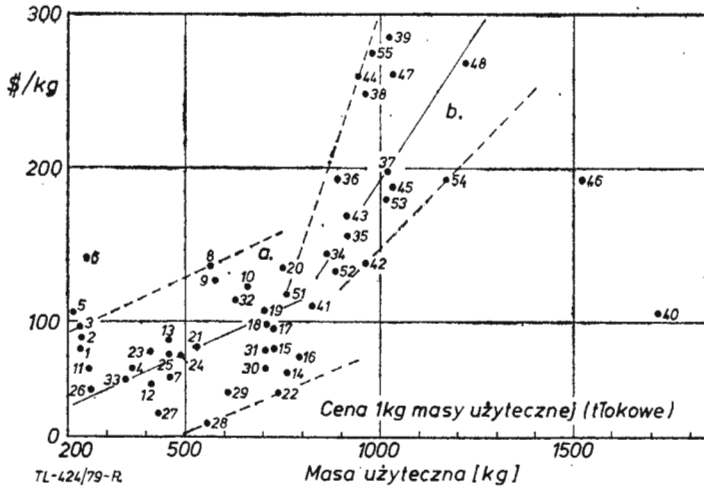
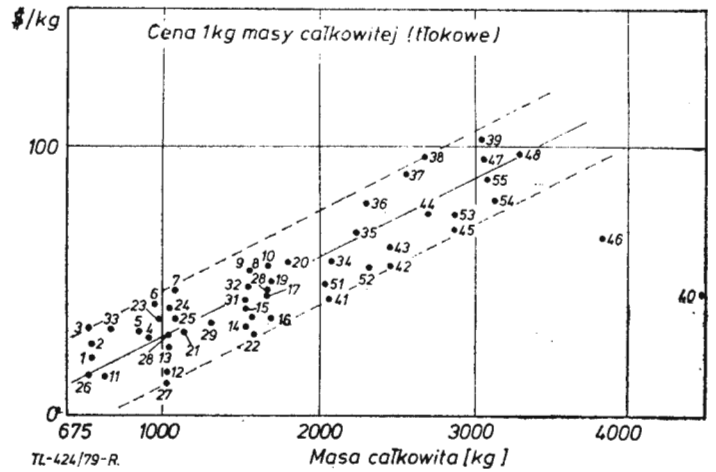
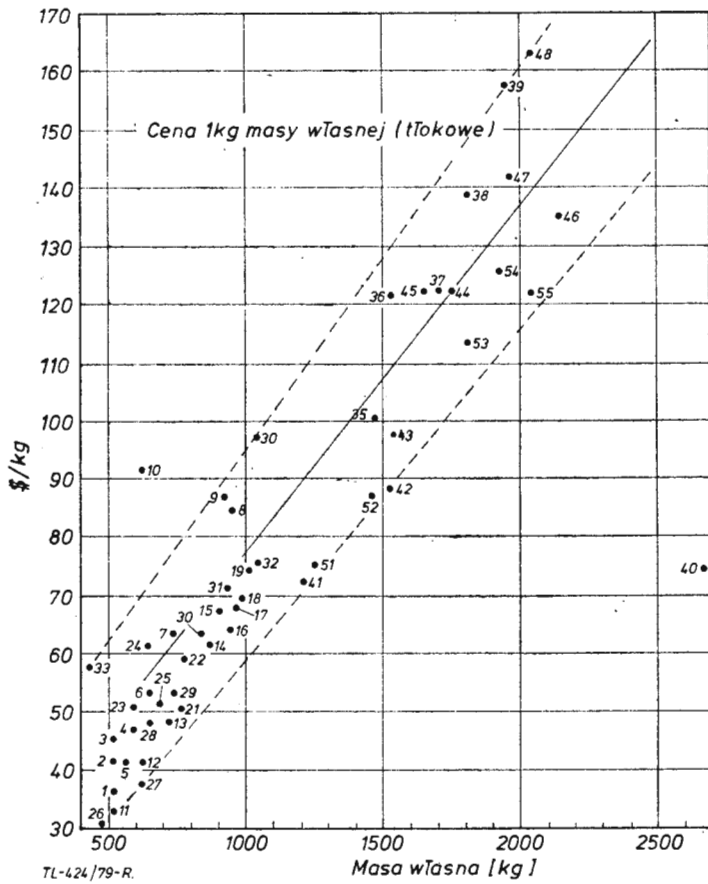
● Wytwórnia Gulfstream wznowia produkcję turbośmigłowego samolotu służbowego Gulfstream 1 w związku ze wzrostem zapotrzebowania na samoloty tej klasy.

● Wytwórnia Gulfstream wznowiła prace nad projektem odrzutowego samolotu służbowego Gulfstream 3. Prototyp ma być oblatany w listopadzie br.

● Wytwórnia Cessna opracowała odmianę samolotu Cessna 172 z chowanym podwoziem.

● Wytwórnia Gulfstream przejęła do dalszego rozwoju samolot służbowy Hustler 500. Prototyp samolotu otrzyma nowy napęd: silnik turbośmigłowy Garrett TPE 331-10 oraz odrzutowy TI15-D1. Przewidywana cena samolotu 1,15 mln dol. Rozważany jest projekt odmiany treningowej tego samolotu Peregrine 600 napędzanego tylko silnikiem odrzutowym.

● 19 kwietnia br. został oblatany prototyp samolotu służbowego Learjet Longhorn 55. Samolot ma zasięg 5750 km i prędkość 853 km/h. Wytwórnia otrzymała już zamówienie na 60 samolotów. Dostawy rozpoczną się w połowie 1980 r. Produkcja ma wynosić cztery samoloty miesięcznie.



Oznaczenia liczb na wykresach

a. Samoloty jednosilnikowe

BELLANCA

1. Citabria Standard
2. Citabria 150
3. Citabria 150S
4. Scout
5. Decathlon

BEECHCRAFT

6. Sundowner 180
7. Sierra 200
8. Bonanza F 33A
9. Bonanza 35B
10. Bonanza A 36

CESSNA

11. 152
12. Skyhawk
13. Hawk XP
14. Stationair 6
15. Turbo Stationair 6
16. Stationair 7
17. Turbo Stationair 7
18. Centurion
19. Turbo Centurion
20. Pressurised Centurion

21. 150 SkyWagon
22. 185 SkyWagon

GULFSTREAM AMERICAN

23. Cheetah
24. Tiger

MOONEY

25. Ranger

PIPER

26. Tomahawk
27. Warrior II
28. Archer III
29. Dakota
30. Six 300
31. Lance II
32. Seminole
33. Super Cub

b. Samoloty dwusilnikowe

BEECHCRAFT

34. Baron B55
35. Baron E55
36. Baron 58
37. Baron 58 TC
38. Baron 58 P
39. Duke B60

BRITTEN-NORMAN

40. BN 2A Islander

CESSNA

41. Skymaster
42. 310
43. Turbo 310
44. 340
45. 402 C
46. Titan
47. 414 Chancellor
48. Golden Eagle
49. Conquest

PIAGGIO

50. P 186

PIPER

51. Seneca II
52. Aztec F
53. Navajo
54. Chieftain

ROCKWELL

55. Commander 700



# Szybowce i samoloty sportowe na Salonie Paryskim 1979

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W kolejnym odcinku sprawozdania z Międzynarodowego Salonu Lotniczo-Kosmicznego w Paryżu omówiono wystawione i produkowane na świecie szybowce, motoszybowce, samoloty amatorskie, samoloty szkolno-sportowe, akrobacyjne, turystyczne oraz tlokowe szkolno-treningowe.

Paryski Salon Lotniczo-Kosmiczny jest miejscem prezentacji najnowszych projektów i prototypów oraz najważniejszych konstrukcji produkowanych seryjnie. Mimo swego ogromu nie stanowi on przeglądu wszystkiego, co znajduje się w produkcji, lecz jak każda impreza handlowa pokazuje wybrane konstrukcje. Aby dać możliwie pełny obraz działalności współczesnego przemysłu lotniczego na świecie, przedstawiając konstrukcje lotnicze zaprezentowane na Salonie Paryskim będziemy również mówić o tym, co wytwórnie o swej produkcji podawały do wiadomości z okazji Salonu, a nawet o konstrukcjach i wytwórniach, które na Salonie nie występowały, lecz odgrywają rolę w światowej produkcji lotniczej.

## Szybowce

Szybowce zawsze są marginesem wystaw lotniczych i nie ma takiej wystawy, gdzie wszystkie wytwórnie szybowcowe świata prezentują swój sprzęt. Stąd i na Salonie zazwyczaj tylko kilka firm pokazuje swe szybowce. Być może najwłaściwszym miejscem na wystawę szybowców byłyby Szybowcowe Mistrzostwa Świata.

Na tegorocznym Salonie można było zobaczyć szybowce francuskie, zachodniemieckie i rumuńskie. Produkcja szybowców francuskich skupia się w dwóch wytwórniach. Jedną to Isoire Aviation Siren, wystawiająca szybowce znane już z poprzedniego Salonu: dwumiejscowy laminatowy Siren E-78 Silene z miejscami obok siebie oraz 13-metrowy laminatowy Siren D-77 Iris. Silene jest produkowany seryjnie; na Salonie wystawiono egz. nr 3. Natomiast Iris nosi nr fabr. 01. Dziesięć sztuk Silene zamówiły aerokluby brytyjskie. Jest to swego rodzaju sukces, gdyż dotychczas Anglicy nie kupowali szybowców francuskich. Drugą wytwórnią Carmam produkuje szybowce laminatowe konstrukcji J. Pottier. Nowym prototypem wytwórni był JP-15-38, szybowiec klasy standard z balastem wodnym. Wytwórnia ta produkuje szybowce jednomiejscowe klasy klub JP-15-36A ze stałym podwoziem i klasy standard z chowanym podwoziem JP-15-36 AR. Zbudowano ich 25 sztuk. Pokazano też prototyp szybowca klubowego JP-15-34 przeznaczony do budowy amatorskiej z zestawu materiałów dostarczanych przez wytwórnię. W projektowaniu

znajduje się szybowiec JP-15-40 klasy zawodniczej 15 m z klapami.

Zachodniemiecka wytwórnia Schleicher, produkująca szybowce laminatowe klasy otwartej ASW-17, klasy standard ASW-19, klasy 15 m zawodniczej ASW-20 i dwumiejscowe ASK-21, była reprezentowana przez francuską firmę Centrair, która buduje z licencji szybowiec ASW-20F wystawiony na Salonie. Największy obecnie zachodniemiecki producent szybowców, wytwórnia Grob, wystawiła swe dwa najnowsze szybowce: 15-metrowy zawodniczy Speed Astir oraz dwumiejscowy Twin Astir. Wytwórnia ta produkuje ponadto szybowce Club-Astir i klasy standard Astir II.

Nie była reprezentowana wytwórnia Glasflügel produkująca szybowce klasy standard Hornet i klasy zawodniczej Mosquito oraz wytwórnia Schempp-Hirth produkująca szybowce klasy zawodniczej Mini-Nimbus i klasy otwartej Nimbus 2. Ostatnio wytwórnia ta zbudowała prototypy szybowców z dźwigarami z laminatów węglowych Mini-Nimbus C i Nimbus 2C. Także wytwórnia Lemke-Schneider znana z szybowców LS-1 i LS-3 oraz wytwórnia Glaser-Dirks produkująca

szybowce DG-100 i DG-200 nie występowały na Salonie. Wśród producentów szybowców laminatowych także nie było naszej wytwórni PZL-Bielsko z szybowcami SZD Jantar Standard 2B i Puchacz. Fińska wytwórnia Eiri zaprezentowała wersję motoszybowcową szybowca PIK-20.

Spośród producentów szybowców metalowych udział w Salonie wzięli tylko Rumuni, wystawiając szybowiec dwumiejscowy IS-28B2. Amerykańska wytwórnia Schweizer, która swe szybowce sprzedaje na rynku amerykańskim, nie bierze udziału w wystawach europejskich. Wytwórnia ta produkuje szybowce jednomiejscowe klasy klub SGS-1-34 i SGS-1-35C, klasy standard SGS-1-35A oraz szkolne dwumiejscowe SGS-2-32 i SGS-2-33. Szwajcarska wytwórnia Pilatus po zbudowaniu 280 szybowców B-4 PC-11 licencją na nie wraz z oprzyrządowaniem produkcyjnym sprzedała Japonii, która za rok rozpocznie dostawy tych szybowców.

## Motoszybowce

Główny producent motoszybowców, zachodniemiecka wytwórnia Scheibe, produkująca dwumiejscowe moto-



Rys. 1. Francuski szybowiec laminatowy klasy standard J. Pottier C15-38

Fot. A. Glass



Rys. 2. Francuski szybowiec dwumiejscowy Siren E-78 Silene z miejscami obok siebie

Fot. A. Glass



Rys. 3. Dwumiejscowy laminatowy Twin-Astir

Fot. A. Glass

szybowce szkolne Falke (Motorfalke) nie uczestniczyła w Salonie.

Francuska wytwórnia Fournier, która wznowiła działalność po przeszło rocznej przerwie, pokazała ulepszony prototyp dwumiejscowego motoszybowca RF-9. Różni się on w wielu szczegółach od prototypu pokazanego na Salonie dwa lata temu. Masa własna RF-9 została obniżona o 45 kg, zmieniono i ulepszono konstrukcję podwozia, grzbietowe hamulce aerodynamiczne zastąpiono płytowymi Schempp-Hirth, zmieniono osłonę kabiny. Doskonałość tego motoszybowca wynosi 32, co stawia go w światowej czołówce.

Wytwórnia rumuńska ICA-Brasov zademonstrowała dwa metalowe motoszybowce: pokazywany już na zeszłorocznej wystawie w Hanowerze dwumiejscowy IS-28M1 z miejscami jedno za drugim (starszy od niego IS-28M2 ma miejsca załogi obok siebie) oraz prototyp jednomiejscowego IS-29EM, do którego wykorzystano skrzydła od szybowca IS-29E3 o rozpiętości 20 m. Wersja IS-29DM ma mieć 15-metrowe skrzydła od IS-29D2. Pokazany na Salonie fiński seryjny laminatowy PIK-20E napędzany jest silnikiem Ro-



Rys. 4. Rumuński jednomiejscowy metalowy motoszybowiec IS-29 EM

Fot. A. Glass

ich procent powstał w wytwórniach SAN i Robin, a ta ostatnia nadal produkuje wersje wywodzące się od pierwszego Jodela. Również amatorski Emeraude z 1952 r. przemienił się w produkowane przez przemysł samoloty akrobacyjne CAP-10 i CAP-20. O ile w USA dążeniem konstruktorów-amatorów jest budowa samolociku do polatania przyjemnościowego, co ułatwia produkcja zestawów materiałów do budowy i sprzedaż gotowej dokumentacji konstrukcyjnej — to francuscy

Nipper. Prototyp zbudowała grupa uczni licealnych w ciągu 2500 h w okresie dwóch lat. P-80 dwa lata temu został zbudowany w ciągu 7 dni na terenach wystawowych poprzedniego Salonu Paryskiego. Kilkanaście sztuk tego dolnopłata budują francuscy amatorzy. Wersja dwumiejscowa tego samolotu nosi oznaczenie P-180.

Bardzo interesujące były samoloty laminatowe. J. Grinvals zbudował czteromiejscowy dolnopłat Orion ze śmigłem pchającym, umieszczonym na końcu kadłuba a napędzanym za pośrednictwem długiego wału. Wywodzi się on z konstrukcji Taylora. Opis tego samolotu był zamieszczony w TLiA 6/79 s. 21. Calvel zaprezentował jednomiejscowy górnopłat Le Frelon z silnikiem 18 kW (25 KM) umieszczonym nad płatem i napędzającym śmigło pchające. Tył kadłuba tego samolotu ma postać cienkiej rury. Trzecią konstrukcją laminatową był dwumiejscowy Tom-Pouss z miejscami obok siebie, pchającym śmigłem, klapolotkami, wzniesionymi końcówkami skrzydeł (winglet), podwójnymi belkami ogonowymi i usterzeniem motylkowym typu odwróconego.



Rys. 5. Rumuński dwumiejscowy metalowy motoszybowiec IS-28M1

Fot. A. Glass

tay 501 o mocy 32 kW (43 KM) chowanym w kadłub.

Włoski Caproni pokazał prezentowany już dwa lata temu odrzutowy motoszybowiec dwumiejscowy Calif A-21SJ.

### Samoloty amatorskie

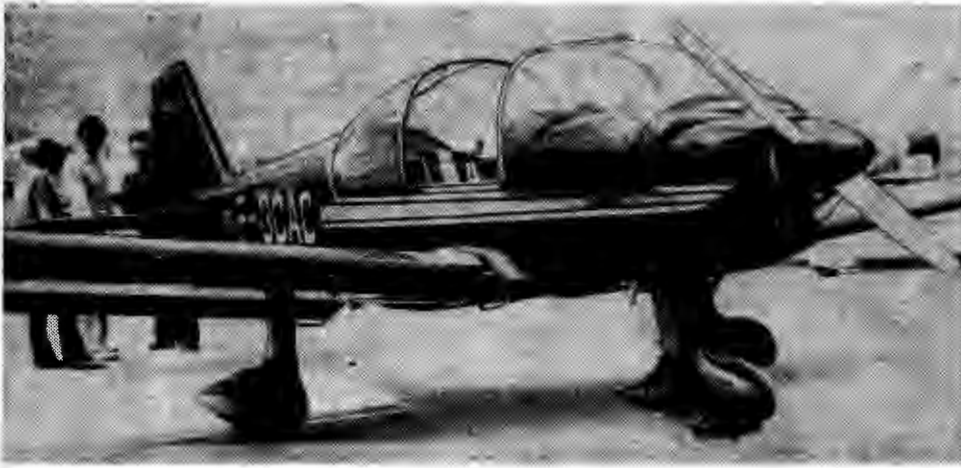
Choć konstrukcje amatorskie głównie budowane są w USA (ponad 5000 szt.), jednak mają też wielu zwolenników w Europie, a szczególnie we Francji. 30 lat temu rozwinięty we Francji ruch budowy samolotów Jodel przeszedł dużą ewolucję. Choć Jodeli powstało w Europie ponad 1000 szt., jednak duży



Rys. 6. Amerykański dwumiejscowy Piper PA-38 Tomahawk

Fot. A. Glass





Rys. 7. Francuski metalowy Robin R2112

Fot. A. Glass

I. Labath zaprezentował doświadczalną jednomiejscową kaczkę Stolmoth z usterzeniem motylkowym.

### Samoloty sportowe i szkolne

Na Salonie została wystawiona spora liczba samolotów sportowych. Przeważały wśród nich samoloty amerykańskie, a na drugim miejscu znajdowały się francuskie. Samoloty sportowe można podzielić na kilka grup: sportowe dwumiejscowe o mocy silnika ok. 80 kW (110 KM), sportowe czteromiejscowe o mocy silnika 120÷130 kW (160÷180 KM), szkolne dwumiejscowe o mocy 150 kW (200 KM), które zazwyczaj są używane przez lotnictwo wojskowe oraz samoloty akrobacyjne jedno- i dwumiejscowe.

Niezależnie od tego podziału można wyróżnić samoloty, które zdobyły już rynek oraz te, dla których wytwórcy dopiero chcą znaleźć miejsce na rynku. Oczywiście, im wytwórnia jest większa, tym łatwiejsze jest wprowadzenie no-



Rys. 8. Francuski turystyczny TB-10 Tobago

Fot. A. Glass

lekkie samoloty dwusilnikowe. Filią Cessny w Europie jest Reims Aviation we Francji, zaś samoloty Piper zaczyna produkować brytyjska firma Short. Największy popyt mają dwumiejscowe samoloty o mocy silnika 80 kW

Cub produkowany do tej pory; zbudowano go już 40 000 szt.

Samoloty akrobacyjne, jako nieliczne na świecie, miały tylko kilku przedstawicieli. Francuski dwumiejscowy CAP-10B (wersja ulżona) został już zbudowany w serii 90 szt., zaś jednomiejscowego CAP-10L (o zmniejszonej masie własnej) zbudowano dotychczas 10 szt., a zamówiono dalszych 25. Obecnie powstaje prototyp samolotu CAP-21 z kadłubem CAP-20 lecz nowym płatem o grubym profilu. Ponadto we Francji zbudowano 80 samolotów Robin R-2160 Acrobin. Związek Radziecki wystawił swego Jaka-50, lecz nie było czechosłowackiego Zlina Z-50L, którego dotychczas zbudowano 20 szt. Pokazany był też amerykański dwupłatowy Pitts Special.

Następną klasę stanowią samoloty turystyczne, głównie czteromiejscowe. Tu największą nowością był francuski następca samolotu Rallye, pokazany w dwóch odmianach: TB-10 Tobago 132



Rys. 9. Rumuński turystyczny IAR-823 egz. nr fabr. 48

Fot. A. Glass

wego typu do sprzedaży. Natomiast małe warsztaty, choćby zbudowały udany prototyp, z reguły z braku sieci reklamowej i obsługi posprzedażnej oraz możliwości szybkiego rozwoju produkcji, mają poważne trudności. Czasami są one rozwiązywane przez przejęcie samolotu do produkcji przez dużą wytwórnię.

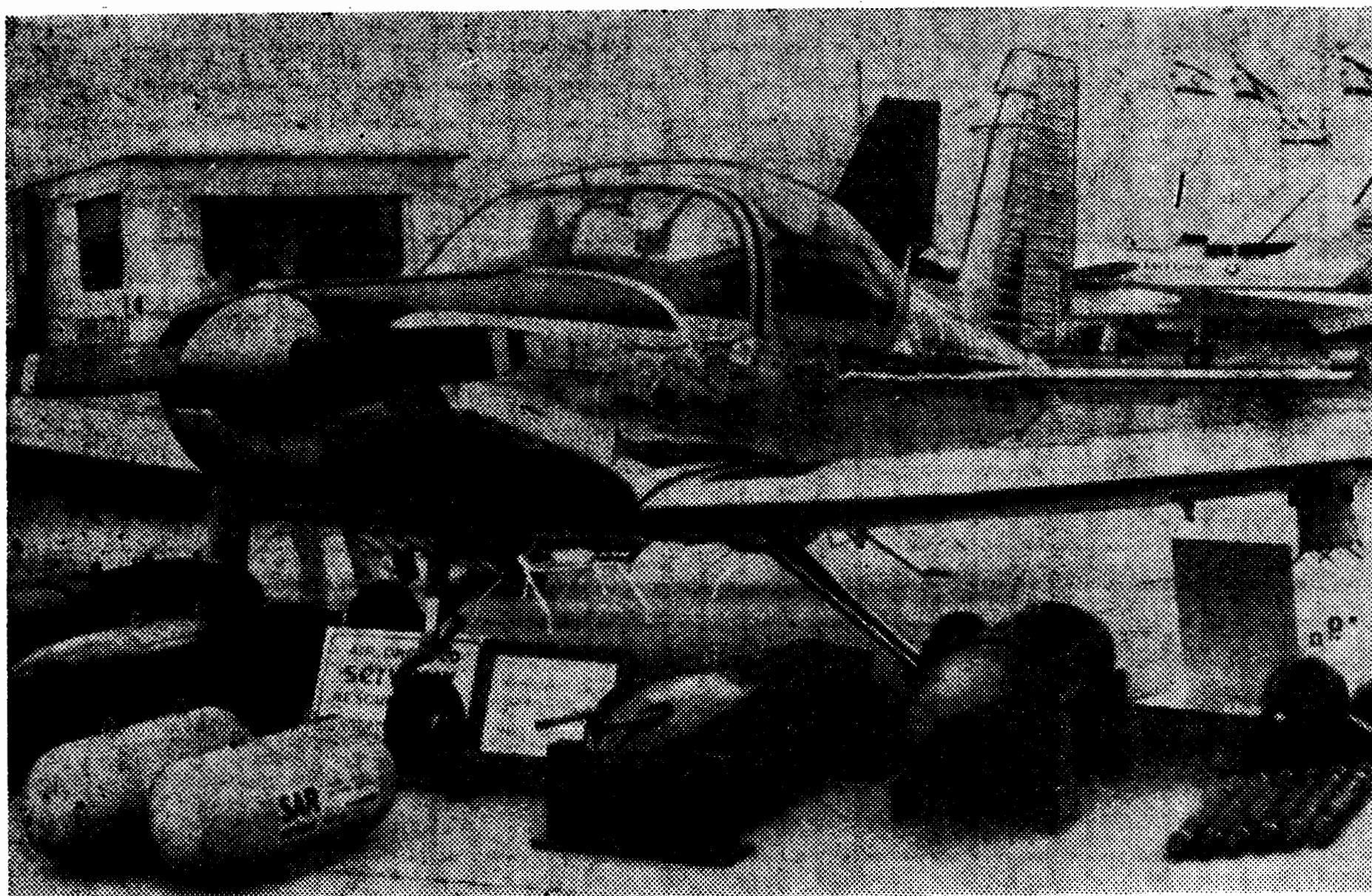
Głównym producentem i nabywcą (80%) samolotów lekkich są Stany Zjednoczone. Największą wytwórnią, dającą prawie połowę światowej produkcji w tej kategorii (8,7 tys. szt. w 1978 r.) jest Cessna, drugie miejsce zajmuje Piper (5,2 tys. szt. w 1978 r.); oczywiście liczby te obejmują również



Rys. 10. Zachodnioniemiecki RS-180 Sportsman

Fot. A. Glass





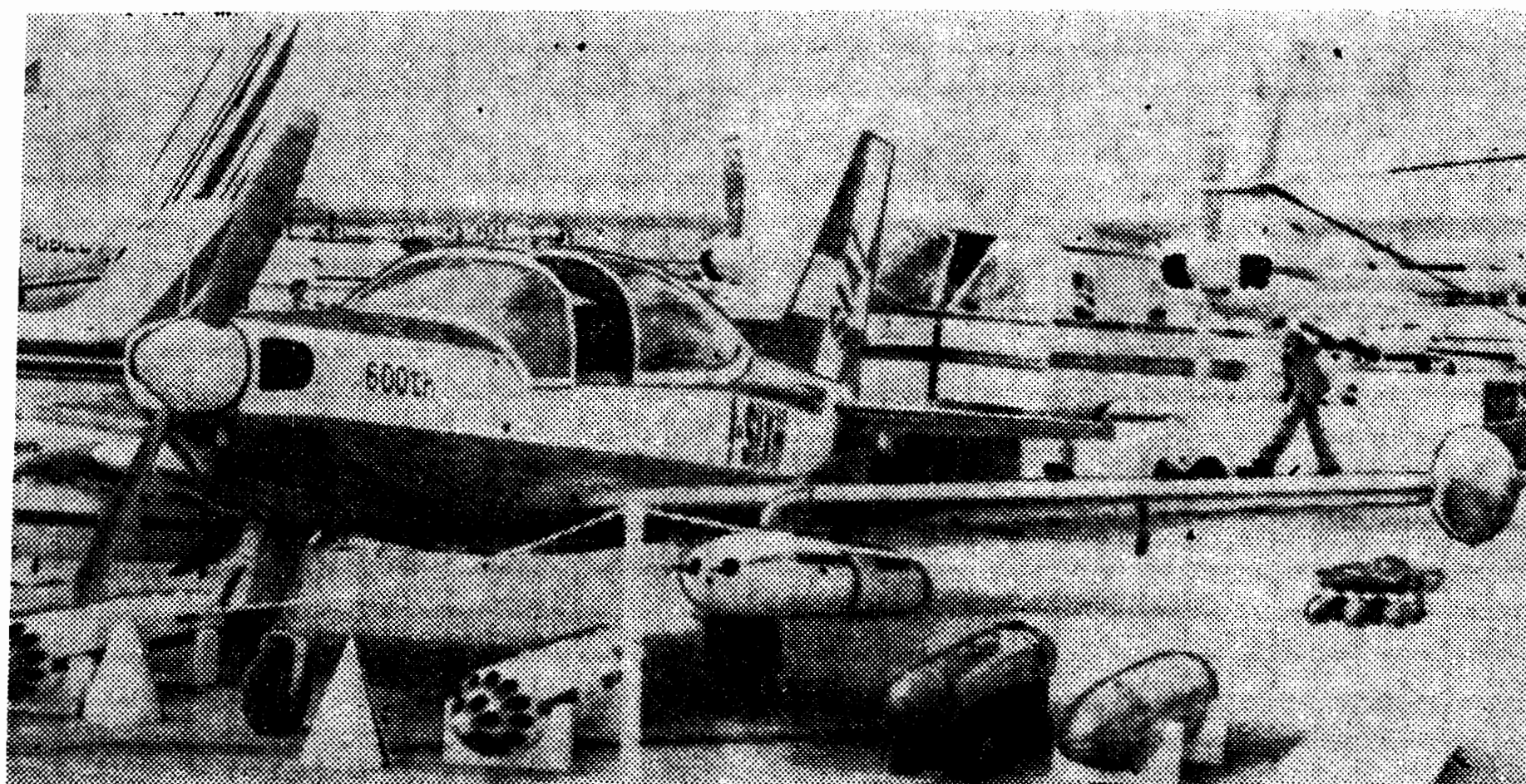
Rys. 11. Fiński szkolno-treningowy Valmet L-70 Vinka Militrainer

Fot. A. Glass

Windecker wystawił swój samolot z tworzyw sztucznych (Eagle) sprzed 10 lat, licząc na znalezienie producenta. Wytwórnia amerykańska Mooney poinformowała, iż przygotowuje nową odmianę swego samolotu Mooney 231.

Wśród tłokowych samolotów szkolno-treningowych przeznaczonych głównie dla wojska zwracał uwagę prototyp samolotu fińskiego Valmet Leko L-70 Vinka (Militrainer). Wystawiano też od lat znane: włoski SIAI SF-260 w wersjach MW i SW, którego zbudowano już 600 szt., brytyjski Bulldog 120, francuski Rallye 235G Guerrier, szwedzki MFI-15 Safari oraz szwajcarski FFA AS-202 Bravo (zbudowano 150 szt.). Nowym francuskim projektem samolotu tej kategorii dla lotnictwa wojskowego, którego model prezentowano, był TB-30 Epsilon. Przemysł RFN przewiduje wznowienie produkcji samolotu MBB Flamingo, którego nowa wersja T1 została oblatana 24 kwietnia br. Samoloty tej klasy dość dokładnie przedstawiliśmy na łamach TLiA na początku ubiegłego roku.

kW (180 KM) i TB-9 Tampico 118 kW (160 KM). W produkcji w tej klasie dominują samoloty sprzed lat, lecz często modyfikowane. Są to: amerykańskie Cessna 172 Skymaster (zbudowano 30 880 szt. 2100 szt. rocznie), wersje rozwojowe samolotu Piper Cherokee: Warrior II, Archer II, Arrow III, rodzina samolotów Beech Bonanza (12 200 szt.) oraz Gulfstream AA-5A Cheetah i AA-5B Tiger; we Francji kilka wersji Robin DR-400 i R-1180 Aiglon; w RFN Sportavia RS-180 Sportsman (wersja rozwojowa samolotu RF-6B); we Włoszech Partenavia P-66C Charlie i nowa odmiana samolotu General Avia F-15F (rozwiniecie samolotu Procaer F-15E Picchio). Rumunia wystawiła swój IAR-823 (egzemplarz o nr fabr. 48), który ma być zbudowany w liczbie ok. 90 szt. na potrzeby krajowe. Amerykański dentysta



Rys. 12. Włoski SIAI SM-260W, egz. nr 600

Fot. A. Glass

TABLICA. Samoloty sportowe

Nazwa	Kraj	Miejsce	Silnik	Moc [kW]	Rozpiętość [m]	Powierzchnia nośna [m²]	Masa		Prędkość podróżna [km/h]	Pułap [m]	Zasięg [km]	Rok oblotu	Zbudowano [szt.]
							własna [kg]	całkowita [kg]					
<b>Samolono-sportowe</b>													
Cessna 152	USA	2	Lyc0 0-235	81	9,97	14,6	521	757	198	4480	1272	1977	3573*)
Piper Tomahawk	USA	2	Lyc0 0-235	82	10,36	11,6	494	757	202	3660	890	1978	1109
Beech 77 Skipper	USA	2	Lyc0 0,235	84	9,14	11,8	490	748	209	3600	900	1975	2
Gulfstream Lynx	USA	2	Lyc0 0-235	84	7,46	9,4	484	726	208	3625	660	1970	ok. 600
Robin 2112	Francja	2	Lyc0 0-235	82	8,33	13,0	530	775	187	3500	940	1979	1
Fournier RF-6B-100	Francja	2	Conti 0-200	74	10,50	13,0	475	740	190	4000	900	1974	40
PZL-110 Koliber	Polska	2	PZL-Franklin 4A	93	9,74	12,8	530	850	170	3200	640	1978	10
<b>Akrobacyjne</b>													
CAP-10B	Francja	2	Lyc0 I0-360	132	8,06	10,8	540	830	250	5000	1200	1968	90
CAP-20LS	Francja	1	Lyc0 AI0-360	147	7,57	10,5	480	650	265	4000	500	1968	10
Robin 2160 Acrobin	Francja	2	Lyc0 0-360	118	8,33	13,0	550	700	242	4500	950	1976	80
Jak-50	ZSRR	1	M-14P	265	9,50	15,0	765	900	300	5500	500	1976	30
Mylius My-102 Tornado	RFN	1	Lyc0 AIO-360	166	7,89	9,4	530	820	295	7500	900	1973	2
Zlin Z-50L	CSRS	1	Lyc0 AEI0-540	191	8,58	12,5	570	720	293	7000	640	1975	20
Pitts S-18 Special	USA	1	Lyc0 I0-360	132	5,28	9,1	326	521	227	6800	507	1947	ok. 150
<b>Turystyczne</b>													
TB-10 Tobago	Francja	4	Lyc0 0-360	132	9,76	11,9	680	1150	235	4500	1290	1977	25
Cessna 172 Skyhawk	USA	4	Lyc0 0-320	118	10,92	16,2	636	1043	225	4330	900	1964	30 880
Gulfstream AA-5B Tiger	USA	4	Lyc0 0-320	110	9,60	13,0	595	1088	257	4200	1210	1974	ok. 1100
Robin R-1180 Aiglon	Francja	4	Lyc0 0-360	132	9,08	15,1	650	1150	245	5030	1624	1976	16
Sportavia RS-180 Sportsman	RFN	4	Lyc0 0-360	132	10,50	14,5	640	1100	235	5400	1210	1973	40
General Avia F-15F	Włochy	4	Lyc0 I0-360	147	9,90	14,0	765	1225	280	5200	1400	1977	1
IAR-823	Rumunia	4	Lyc0 I0-540	213	10,0	15,0	910	1380	300	5600	1800	1973	48

\*) — 28 500 wraz z Cessną 150 produkowaną od 1957 r.



Mgr inż. JAN STASZEK

**W artykule omówiono istotę koncepcji profilu nadkrytycznego oraz prace badawcze w tej dziedzinie w USA i we Francji.**

Profile nadkrytyczne, jak sama nazwa wskazuje, powinny być stosowane do samolotów latających z wysokimi prędkościami poddźwiękowymi. Tymczasem przymiotnik „nadkrytyczny” został użyty ze względów reklamowo-handlowych do profilu zastosowanego w lotnictwie lekkim w samolocie Piper-Seneca II latającym z prędkością, w której ściśliwość powietrza nie odgrywa żadnej roli. Wynikło to z faktu, że omawiany profil GA-W-1 został zaprojektowany przez R. T. Whitcomba metodą rachunkową, opracowaną dla profili nadkrytycznych.

W miarę zwiększania prędkości lotu przy wysokich prędkościach przydźwiękowych gwałtownie zmniejsza się doskonałość aerodynamiczna. Po pojawieniu się na górnej (grzbietowej) powierzchni skrzydła strefy naddźwiękowej opływu, powstaje fala uderzeniowa, powodująca oderwanie warstwy przyściennej i strug opływu. Powoduje to zwiększanie się oporu i wibracje niebezpieczne dla samolotu. Fala uderzeniowa nie ma stałego położenia i oscyluje ku przodowi i ku tyłowi od położenia średniego, wywołując wibracje. Całość tych zjawisk stanowi tzw. problem ściśliwości przy nadkrytycznych liczbach Macha ( $M_{kr}$  — krytyczna liczba Macha — jest taką wartością prędkości przepływu, przy której lokalna prędkość strug na grzbiecie profilu przekracza prędkość dźwięku).

Opóźnienie pojawiania się problemu ściśliwości jest możliwe przez zwiększanie skosu skrzydła lub zmniejszanie grubości profilu, co powoduje jednak zmniejszenie sztywności skrzydła. Dlatego też należało opracować metodę, pozwalającą stosować grubsze profile zmniejszające masę skrzydła i opanowujące wibracje.

Amerykański aerodynamik R. T. Whitcomb rozpoczął w NASA prace nad nowym rozwiązaniem, zachowującym niewielki poziom oporów, aż do wysokich liczb Macha, przy których zakres naddźwiękowy obejmuje znaczną część grzbietowej powierzchni skrzydła.

15 lat temu w NPL w Anglii Pearcy podczas prób tunelowych profilu z podwójnie wygiętą linią szkieletową (tzw. samostateczny) uzyskał korzystniejszy zakres użytkowych kątów natarcia profilu odwróconego przy wyższej wartości  $M_{kr}$  i niewielkich gradientach ciśnienia na dolnej stronie konturu profilu (rys. 1).

Profile nadkrytyczne mają pewne cechy wspólne, odróżniające je od profili klasycznych:

- linię środkową (szkieletową) o podwójnej krzywiznie z odwrótnym wybrzuszeniem w przedniej części,
- bardzo płaski i wydłużony grzbiet,
- dolny kontur (strona brzuszna) o podwójnej krzywiznie,
- minimalny promień krzywizny niekoniecznie na samej krawędzi natarcia.

Przy braku oddziaływania innych czynników i przy opływie lokalnie naddźwiękowym wzdłuż wygiętej ścianki wypukłej, liczba Macha zwiększa się w miarę zwiększania się krzywizny (rozprężanie Prandtla-Meyera). Jednym z czynników zmniejszenia tego wzrostu jest spłaszczanie konturu profilu na stronie grzbietowej. Natomiast duża krzywizna (mały promień krzywizny) na nosku profilu nadkrytycznego powoduje, że linia  $Ma = 1$  wzrasta szybciej na samym początku. Linia ta stanowi granicę odbicia fal rozprężania, wychodzących ze ścianek skrzydła, zaś odbite fale zgęszczeniowe wracają do tego samego miejsca na profilu, przeciwstawiając się przyspieszeniu Prandtla-Meyera. W przypadku małych gradientów ciśnień, sprężanie w tylnej części obszaru okołodźwiękowego może się odbywać płynnie, bez tworzenia fali uderzeniowej w postaci skokowego wzrostu ciśnienia.

Zaprogramowanie rozkładu ciśnień musi więc uwzględniać niewielkie gradienty w tylnej części profilu w celu zmniejszenia intensywności fal uderzeniowych (rys. 2 i 3).

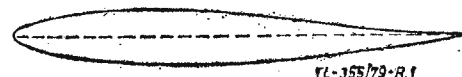
Na pracę profili nadkrytycznych mają również wpływ czynniki powodujące np. stopniowe narastanie wpływu lepkości z wzajemnym oddziaływaniem u podstawy fali uderzeniowej ( $\lambda$ ) oraz na krawędzi spływu. Zjawiska te nie zawsze można przewidzieć na podstawie obliczeń czy prób tunelowych wykonywanych najczęściej przy  $Re$  niższych od uzyskiwanych w locie. Kształty tylnej części profili, umożliwiające zachowanie „czystej lepkości” na krawędzi spływu, nie są najlepiej dobrane do przepływu okołodźwiękowego. Zastosowanie konkretnego profilu wymaga dostosowania jego charakterystyk do przewidzianych prędkości. Jest to warunek szczególnie trudny do spełnienia dla profili o tak szerokim zastosowaniu, jak profile nadkrytyczne. W przypadku profili o dużej grubości względnej (rzędu 17%) spód jest bardzo „wrażliwy” na małe współczynniki  $C_2$ , skąd wynikają ograniczenia lotów szybkich na niewielkiej wysokości, szczególnie dla samolotów z niewielkim obciążeniem powierzchni skrzydła.

Trzeba wiedzieć, że poza Stanami Zjednoczonymi, gdzie próby w locie są przeprowadzane od 1971 r., niewiele wiemy o stateczności opływu w locie przy tego typu profilach.

Nowe profile nie były dotychczas wykorzystywane, ponieważ dopiero w ostatnich latach rozwinęła się elektroniczna technika obliczeniowa i zaczęto konstruować coraz dośkonalsze kalkulatory. Z braku doświadczenia i dostatecznych możliwości obliczeniowych, profile aż do końca lat sześćdziesiątych były opracowywane empirycznie. W taki właśnie sposób były opracowywane bazy katalogowe klasycznych profili NACA, profile Pearcy oraz pierwsze próby Whitcomba. Nowe, nadkrytyczne profile nie są wynikiem analiz katalogowych, lecz ustalonych programów rachunkowych.

Od 1963 r. podjęto we Francji w ONERA badania podstawowe zmierzające do opracowania profili lepszych niż amerykańskie NACA zarówno pod względem prędkości przydźwiękowych, jak i prędkości niewielkich. Profile te różniły się od profili NACA większym promieniem krzywizny na krawędzi natarcia. Pierwsze próby w locie samolotu ze skrzydłem nadkrytycznym miały miejsce dopiero w latach 1971–1972. Badania te, będące wynikiem prac Whitcomba, były prowadzone wspólnie przez US Navy, NASA i North American Rockwell. Próby prowadzono na samolocie T-2C, w którym zostało zmodyfikowane skrzydło seryjne, a profil był wynikiem obliczeń Whitcomba. Po zakończeniu badań przekazano prasie, że 17% profil nadkrytyczny wykazał lepsze własności przy prędkościach przydźwiękowych niż 12% profil samolotu seryjnego.

W USA prowadzono także i inne badania, jednak wyniki nie publikowano. M.in. zostały zbadane w locie: jeden z samolotów Crusader i F-111 z nowymi skrzydłami. Dwa ostatnie projekty wojskowego samolotu transportowego MC Donnell YC-15 i Boeing YC-14 zostały wyposażone w skrzydła nadkrytyczne.

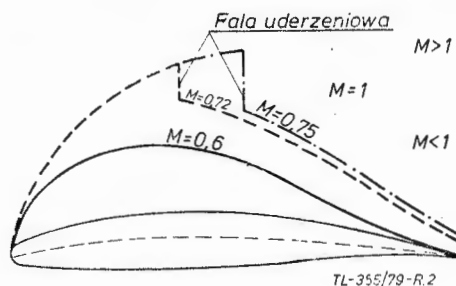


Rys. 1. Profil Pearcy

We Francji badania ogólne rozpoczęto wiele lat temu przy poparciu DRME. Pozwoliły one opracować w Aerospatiale metodę obliczeń odwróconych, czyli określania kształtu profilu na podstawie założonego rozkładu ciśnień. Następnym etapem było opracowanie w Suresnes i Toulouse metody odwróconej dla rzeczywistych możliwości nadkrytycznych.

Zadowalające wyniki dały próby tunelowe; potwierdziły one częściowo wyniki metod obliczeniowych, lecz wymagały dalszych prób w locie.

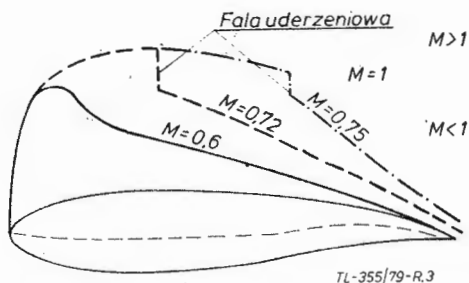
Zainteresowanie badaniami sztabu generalnego lotnictwa BPE (Bureau Programmes Etudes) oraz ONERA (Office Nationale d'Etudes et Recherches Aeronautiques) pozwoliło rea-



Rys. 2. Rozkład ciśnień na profilu konwencjonalnym NACA 63A612

lizować próby w Aerospatiale. Sztab wyraził również zgodę na wypożyczenie od wojsk lotniczych samolotu T-33 do badań (rys. 4).

Próby z T-33 rozpoczęły się zaprojektowaniem w Aerospatiale grubego profilu nadkrytycznego (17%) oraz wykonaniem dodatkowych prób w tunelu ciśnieniowym o działaniu nieciągłym S-3 w Modane. Warunki prób odbiegały od rzeczywistości ze względu na niewielkie wymiary modelu (zmniejszenie interferencji ścianek tunelu oraz uniknięcie jego dławienia).



Rys. 3. Rozkład ciśnień na profilu nadkrytycznym 17%

W takich samych warunkach zostały również zbadane dwa profile klasyczne NACA 65-213, tzn. zastosowane do seryjnego skrzydła T-33 o grubości 13%, i NACA 65-217 o grubości 17% (jak profil nadkrytyczny). Profil nadkrytyczny ma liczbę rozbieżności Macha<sup>1)</sup> większą niż profile NACA 65-217 i NACA 65-213 i ma ona wartość stałą dla  $C_z$  od 0,2 do 0,5.

Przygotowanie samolotu do prób w locie polegało na nałożeniu na skrzydło pogrubiających nakładek z balsy, co dało wzrost masy o 350 kg. W celu uzyskania czystości aerodynamicznej skrzydła zdjęto klapy i zbiorniki z końców skrzydeł.

Podczas prób w locie wykonywano dwa rodzaje pomiarów: porównawcze pomiary całkowite ciągów i pomiary lokalne na profilu umieszczonym w przybliżeniu w połowie rozpiętości.

Pomiary porównawcze osiągnięto wykonywano na samolocie seryjnym i ze zmienionym skrzydłem. Parametry silników pozwoliły na ustalenie wielkości ciągu z dostateczną dokładnością do określenia oporu. Badano również zachowanie się samolotu przy manewrach w zakresie osiągalnych liczb Macha.

Pomiary lokalne miały na celu ustalenie całkowitego bilansu aerodynamicznego pracy profilu nadkrytycznego. Umieszczenie profilu pomiarowego pozwala określić jego pracę w warunkach dwuwymiarowego przepływu przy wyliczalnym kącie natarcia.

Podobne pomiary absolutnie porównywalne zostały wykonane z modelami w skali 1:10 całego samolotu w tunelach o przepływie dwuwymiarowym. Kończąc operację T-33 dysponowano już więc danymi umożliwiającymi porównanie obliczeń z dwuwymiarowymi oraz trójwymiarowymi pomiarami w tunelu oraz pomiarami w locie.

Profil badany na samolocie miał 60 punktów pomiaru ciś-

<sup>1)</sup> Liczbą rozbieżności Macha (Mach de divergence) nazywamy liczbę Macha, od której rozpoczyna się gwałtowny wzrost współczynnika oporu spowodowany efektami ściśliwości. Liczba ta jest z reguły większa od  $M_{kr}$ .

nień rozmieszczonych na pokryciu zgodnie z rozkładem na modelu badanym w tunelu. Pozwoliło to na otrzymanie dokładnego wykresu ciśnień przy wszystkich użytkowych liczbach Macha i kątach natarcia.

Dotychczas otrzymano następujące wyniki:

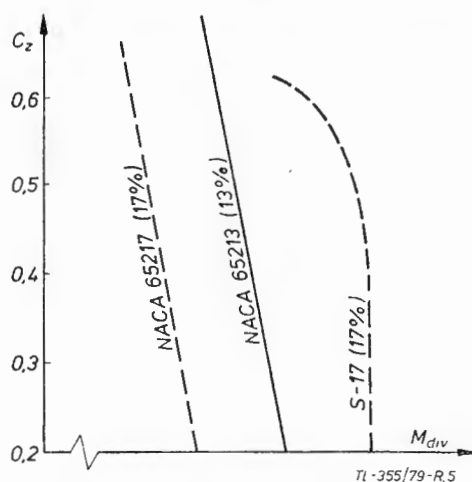
— uzyskano liczbę Macha 0,72/0,73 w locie poziomym na



Rys. 4. Model samolotu T-33 ze skrzydłem nadkrytycznym

wysokości 12 200 m. Osiągi te nie stanowią jeszcze spodziewanego maksimum, chociaż są dobre jeżeli wziąć pod uwagę nowy, gruby profil i brak jakichkolwiek zakłóceń;

— zachowanie się samolotu przy małych prędkościach (również przy oderwaniach) jest doskonałe. Maksymalna nośność wzrosła o 20% w stosunku do samolotu seryjnego i sterowanie samolotem jest wyjątkowo przyjemne;



Rys. 5. Porównanie liczb rozbieżności Macha ( $M_{div}$ ) profilu nadkrytycznego S-17 z konwencjonalnymi profilami NACA

— skuteczność lotek jest równie dobra jak w samolocie seryjnym. Charakterystyki lotu zostały zachowane lub nieco poprawione na małych prędkościach;

— rejestracja ciśnień pozwoliła otrzymać informację dotyczącą gradientów ciśnień. Ma to podstawowe znaczenie przy opracowywaniu koncepcji nowych profili tego typu.

Rozszerzenie zakresu lotów na wysokości poniżej 12 000 m pozwoli na osiąganie większych liczb  $R_e$  i da cenne wskazówki aerodynamiki nadkrytycznej przyszłych samolotów transportowych o dużych wysokościach przelotowych.

#### LITERATURA

1. P. CONDOM: L'Aile supercritique. *Aerospatiale* nr 77, Octobre 1977.
2. J. STASZEK: Optyw profilu przy nadkrytycznych liczbach Macha. *Technika Lotnicza* nr 7, 1949 r.
3. J. STASZEK: Postęp techniczny w budowie samolotów. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* nr 4, 1976 r.



# Włókno węglowe — materiał nie tylko dla lotnictwa

Mgr inż. ANDRZEJ PAPIOREK  
PDPSz PZL-Bielsko

Artykuł przedstawia włókno węglowe na tle innych materiałów stosowanych do zbrojenia kompozytów, omawia metody jego wytwarzania, własności i zastosowanie.

Jednym z największych osiągnięć w dziedzinie tworzenia nowych materiałów są materiały kompozytowe, a spośród nich — kompozyty zbrojone włóknami (FRP — *fibre reinforced plastics*). Kompozytem nazywamy materiał składający się z dwóch (lub więcej) wyraźnie różniących się faz fizycznych, z których jedna jest rozproszona w drugiej — fazie ciągłej zwanej spoiwem (matrycą, osnową).

Zastosowanie materiałów zbrojonych włóknami pozwala na wykorzystywanie jednocześnie dwóch czynników:

- wzrostu wytrzymałości materiałów przy zmniejszeniu średnicy drutu (włókna), związanego ze zmniejszaniem się liczby defektów strukturalnych (rys. 1),
- sterowanej anizotropii materiału.

Spśród wielu możliwych do zastosowania zbrojeń włóknistych największe znaczenie uzyskały: kevlar (PRD-49), włókno borowe, włókno szklane, włókno węglowe. Kevlar jest włóknem organicznym (aramidowym) o wyjątkowo wysokich własnościach mechanicznych przy rozciąganiu. Wadą kevlaru, obok wysokiej wciąż jeszcze ceny (~20 dol. USA za 1 kg), są niskie własności przy ściskaniu. Występujące w strukturze najnowocześniejszych amerykańskich samolotów bojowych włókno borowe nie znalazło jak dotąd szerszego zastosowania w lotnictwie cywilnym ze względu na wyjątkowo wysoką cenę. Zbrojeniem najbardziej rozpowszechnionym jest włókno szklane. Również w Polsce od wielu lat produkuje się wyroby z kompozytu zbrojonego szkłem (szybowce, jachty, zbiorniki ciśnieniowe i in.). W technice lotniczej włókno to jest stosowane głównie w kompozycji z żywicami epoksydowymi, dzięki czemu uzyskuje się kompozyt o wysokich własnościach mechanicznych.

Do powszechnego użycia wchodzi obecnie włókno węglowe. Charakteryzują się one wyjątkowymi własnościami mechanicznymi, szczególnie zaś wytrzymałością właściwą i sztywnością właściwą (rys. 2 i tabl. 1). Ponieważ jednak w konstrukcjach lotniczych ważna jest zarówno wytrzymałość, jak i sztywność, przydatność poszczególnych materiałów najlepiej oceniać na podstawie rys. 3.

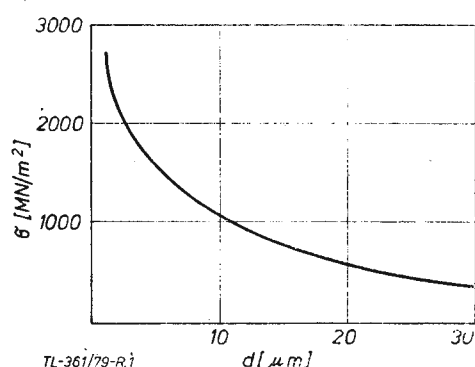
TABLICA 1. Dane dotyczące materiałów lotniczych, materiałów zbrojących oraz własności kompozytów nimi zbrojonych

Materiał	$\rho$ [g/cm <sup>3</sup> ]	$E$ [MN/m <sup>2</sup> ]	$R_m$ [MN/m <sup>2</sup> ]	$E/\rho$ [m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> ]	$R_m/\rho$ [m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> ]
Drut fortepianowy	7,8	$2,07 \cdot 10^6$	2420	26,5	0,31
Stal lotnicza	7,8	$2,07 \cdot 10^6$	1400	26,5	0,17
Dural	2,8	$0,73 \cdot 10^6$	520	26,1	0,19
Elektron	1,8	$0,45 \cdot 10^6$	290	25,0	0,17
Wolfram	19,3	$3,5 \cdot 10^6$	3800	18,2	0,20
Drewno	0,7	$0,12 \cdot 10^6$	70 : 100	15,0 : 19,0	0,1 : 0,14
Szkło E (włókno)	2,55	$0,72 \cdot 10^6$	980 : 1300	28,5	0,4 : 0,51
Tytan	4,5	$1,1 \cdot 10^6$	940	24,5	0,21
Bor (włókno)	2,62	$4,0 \cdot 10^6$	1300	152,7	0,50
Kevlar	1,45	$1,35 \cdot 10^6$	2700	91,1	1,9
Węgiel (włókno)	1,7 : 1,9	$2,1 \cdot 10^6$ : $4,0 \cdot 10^6$	2500 : 3200	117,1 : 210,5	1,5 : 1,7
Kompozyt szkło-epoks.	2,01	$0,44 \cdot 10^6$	780	21,7	0,4
Kompozyt węgiel-epoks.	1,45	$1,8 \cdot 10^6$	1680	120,0	1,2
Kompozyt kevlar-epoks.	1,35	$0,9 \cdot 10^6$	1620	66,7	1,2

Uwaga: udział objętościowy zbrojenia w kompozytach  $\Psi = 60\%$

Dla konstruktora, a czasem i technologa, bardzo duże, często decydujące znaczenie mają również inne cechy tworzywa, np. trwałość zmęczeniowa, zdolność tłumienia drgań, przewodność cieplna i elektryczna (rys. 4, 5, 6, 7).

Włókno węglowe znane było od dawna i używane w postaci włókien głównie do filtrów powietrza. Już w XIX w. spowodowało ono rewolucję techniczną dzięki wynalazkowi Tomasza Edisona, który zastosował je w żarówce. Metody wytwarzania włókien węglowych przez zwęglanie włókien organicznych dawały włókna o bardzo słabych własnościach mechanicznych. Choć nie mogły być one stosowane jako materiał konstrukcyjny, jednak dostrzegano możliwości



Rys. 1. Wzrost wytrzymałości materiałów zbrojonych włóknami węglowymi przy zmniejszaniu średnicy drutu (włókna)

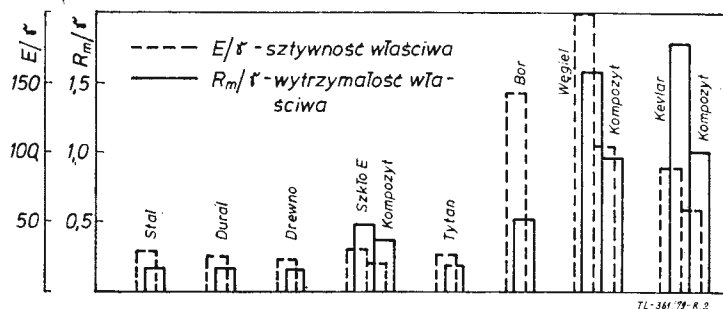
tkwiące w węglu włóknistym i prowadzono odpowiednie badania (szczególnie w latach 1945÷1960). Badania te doprowadziły do opracowania kilku metod wytwarzania włókien węglowych, różniących się przede wszystkim materiałem wyjściowym (tabl. 2).

Najlepsze własności ma włókno wytworzone z włókien PAN, tj. włókien poliakrylonitrylowych (anilany). Wytwarzanie włókien węglowych z włókien PAN odbywa się w dwóch etapach:

- utlenianie poliakrylonitrylu,
- uwęglanie włókna.

Strukturę materiału wyjściowego (włókna PAN) pokazano na rys. 8.

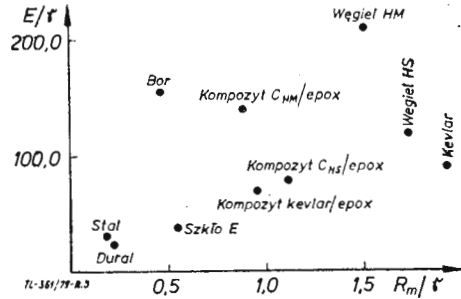
Pierwszy etap — utlenianie — polega na łączeniu (wiązanii poprzecznym) sąsiednich łańcuchów (rys. 9). Utlenianie zachodzi w temp. 200÷250°C. Jego wynikiem jest powstanie włókien z poprzecznie połączonych łańcuchów (rys. 10). Podczas utleniania wymagane jest rozciąganie włókien PAN ze względu na „spulchniające” działanie ciepła (rys. 11).



Rys. 2. Własności mechaniczne włókna węglowego w porównaniu z innymi materiałami: a) wytrzymałość właściwa — udział objętościowy zbrojenia w kompozycie  $\Psi = 60\%$ ; b) sztywność właściwa — udział objętościowy zbrojenia w kompozycie  $\Psi = 60\%$

TABLICA 2. Własności włókien węglowych otrzymanych różnymi metodami

Materiał wyjściowy	Lignina	PAK	Sztuczny jedwab	Celuloza	PAN
Średnica włókna [μm]	13	7,5	6,6	7,0	7,0 ÷ 8,0
Gęstość ρ [g/cm³]	1,6	1,61	1,63	1,81	1,7 ÷ 1,9
R <sub>m</sub> [MN/m²]	600	1150	2000	850	2700
E [MN/m²]	0,562 · 10 <sup>8</sup>	0,705 · 10 <sup>8</sup>	0,35 · 10 <sup>8</sup>	0,42 · 10 <sup>8</sup>	2,0 ÷ 4,2 · 10 <sup>8</sup>

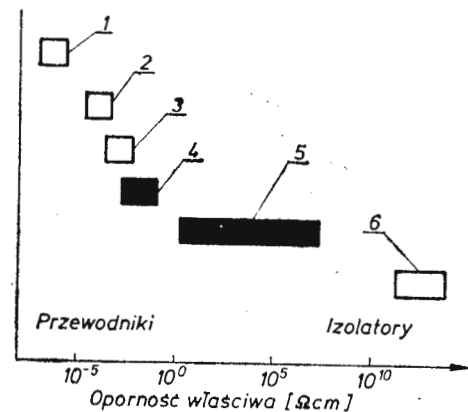


Rys. 3. Przydatność poszczególnych materiałów w konstrukcjach lotniczych (udział objętościowy zbrojenia w kompozycie Ψ = 60%)

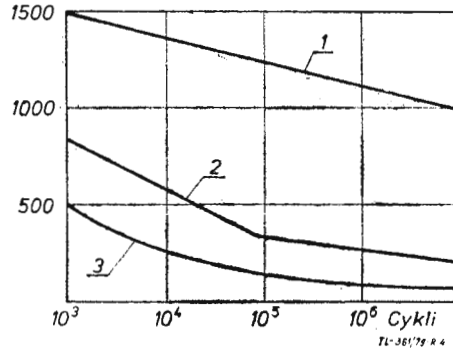
Drugim etapem jest przeprowadzane w atmosferze obojętnej i temperaturze powyżej 1200°C uwęglanie włókien. Przemiany zachodzące podczas uwęglania pokazuje rys. 12. Ogrzewanie włókna węglowego w temperaturze ok. 2000°C prowadzi do grafytyzacji włókna (wzrostu modułu sprężystości). Wpływ temperatury uwęglania na własności włókna węglowego przedstawia rys. 13.

Wytwarzanie włókna węglowego jest procesem bardzo trudnym, gdyż na własności włókna ma wpływ wiele czynników. Podstawowym czynnikiem jest jakość materiału wyjściowego (włókna PAN), a przede wszystkim orientacja włókien oraz uporządkowanie łańcuchów. Wysoka cena włókien produkowanych z włókien PAN sprawia, że przemysł interesuje się również kilkakrotnie tańszymi włóknami „PAK-owymi”, produkowanymi ze smoły węglowej metodą wyciągania z roztworu (analogicznie do produkcji włókna szklanego). Włókno węglowe produkowane jest w trzech podstawowych odmianach, tzn. włókno normalne, wysokomodulowe i wysokowytrzymałe.

Istotną cechą wszelkiego typu zbrojeń jest ich adhezja do spoiwa stanowiącego równie istotny składnik kompozytu. Niestety, znane spoiwa polimerowe wykazują słabą adhezję do węgla (grafitu). Konieczna jest więc odpowiednia obróbka gotowego włókna — powszechnie stosuje się utlenianie powierzchni. Powoduje to powstanie aktywnych centrów na powierzchni włókien, w których możliwa jest adhezja polarna. Jednocześnie znacznie wzrasta energia powierzchniowa włókien, co poprawia zwilżalność powierzchni. Obróbka ta nie daje jednak efektów, jeśli włókno jest następnie przez pewien czas przechowywane. Utleniona powierzchnia jest



Rys. 6. Przewodność elektryczna: 1 — Al, Cu, 2 — stali, 3 — nichromu, 4 — włókna węglowego, 5 — kompozytu węglowego, 6 — kompozytu szklanego

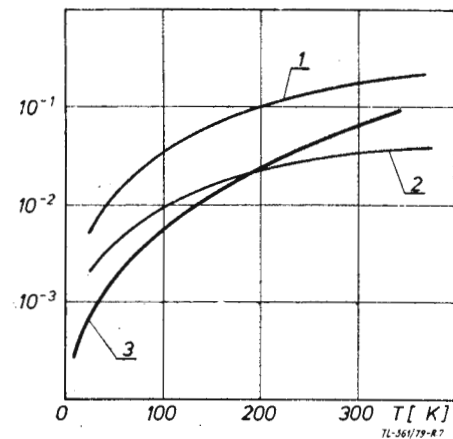


Rys. 4. Wytrzymałość zmęczeniowa σ [MN/m²]: 1 — kompozytu węglowego, 2 — kompozytu szklanego, 3 — duralu

tura nałożona na włókno nie tylko zabezpiecza jego powierzchnię przed wchłanianiem wody, ale też, działając jak elastyczna powłoka, zmniejsza skłonność kruchych włókien do pęknięcia. Schemat ciągu produkcyjnego włókna węglowego przedstawia rys. 14.

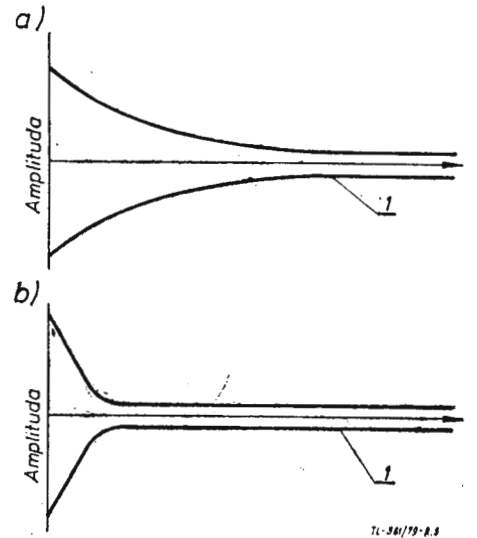
Ciepło właściwe włókna węglowego jest prawie stałe dla wszystkich typów włókien i wynosi 0,17 cal/g K, przewodność elektryczna zmienia się od 40 do 80 Ω/m, przy czym jest mniejsza dla włókien wysokomodulowych. Współczynnik rozszerzalności cieplnej jest ujemny i wynosi -1,62 ÷ -0,78 · 10<sup>-6</sup>/K.

Pierwszym odbiorcą włókien węglowych był przemysł kosmiczny, wymagający materiałów o szczególnie wysokich własnościach przy małej gęstości i to niezależnie od kosztów. Po raz pierwszy zostały one zastosowane w kompozycie z żywicami fenolowymi na przednie części rakiet kosmicznych oraz dysze wylotowe silników, czyli na elementy wysoko obciążone, pracujące w wysokich temperaturach. Pierwszym handlowym gatunkiem włókna węglowego był Thorneł 25 firmy Union Carbide. Rozwój przemysłowej produkcji włókien węglowych sprawił, że ich cena zaczęła szybko spadać i wynosi obecnie ok. 80 ÷ 140 dol. USA za kg włókna ciągłego (rowingu) oraz 200 ÷ 300 dol. za kg włókna w postaci



Rys. 7. Przewodność cieplna γ [W/cm K]: 1 — stali, 2 — kompozytu szklanego, 3 — kompozytu węglowego

bowiem silnie higroskopijna, zaś wchłaniana woda zatyka centra aktywne uniemożliwiając ich udział w połączeniu włókna ze spoiwem. Konieczne jest więc natychmiastowe pokrycie włókna spoiwem zaraz po jego utlenieniu. Apre-

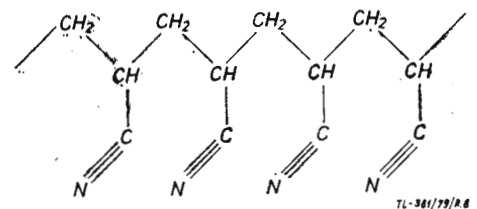


Rys. 5. Zdolność tłumienia drgań a) stali, b) kompozytu węglowego; 1 — czas

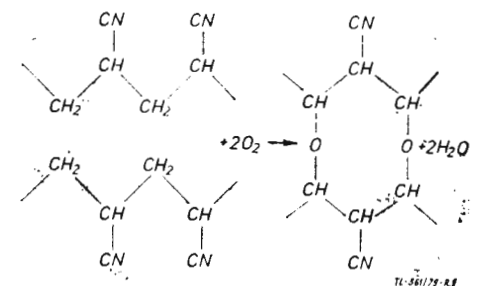
ture nałożona na włókno nie tylko zabezpiecza jego powierzchnię przed wchłanianiem wody, ale też, działając jak elastyczna powłoka, zmniejsza skłonność kruchych włókien do pęknięcia. Schemat ciągu produkcyjnego włókna węglowego przedstawia rys. 14.

Ciepło właściwe włókna węglowego jest prawie stałe dla wszystkich typów włókien i wynosi 0,17 cal/g K, przewodność elektryczna zmienia się od 40 do 80 Ω/m, przy czym jest mniejsza dla włókien wysokomodulowych. Współczynnik rozszerzalności cieplnej jest ujemny i wynosi -1,62 ÷ -0,78 · 10<sup>-6</sup>/K.

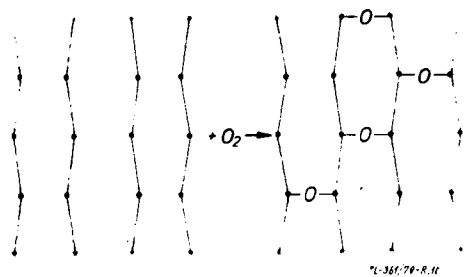
Pierwszym odbiorcą włókien węglowych był przemysł kosmiczny, wymagający materiałów o szczególnie wysokich własnościach przy małej gęstości i to niezależnie od kosztów. Po raz pierwszy zostały one zastosowane w kompozycie z żywicami fenolowymi na przednie części rakiet kosmicznych oraz dysze wylotowe silników, czyli na elementy wysoko obciążone, pracujące w wysokich temperaturach. Pierwszym handlowym gatunkiem włókna węglowego był Thorneł 25 firmy Union Carbide. Rozwój przemysłowej produkcji włókien węglowych sprawił, że ich cena zaczęła szybko spadać i wynosi obecnie ok. 80 ÷ 140 dol. USA za kg włókna ciągłego (rowingu) oraz 200 ÷ 300 dol. za kg włókna w postaci



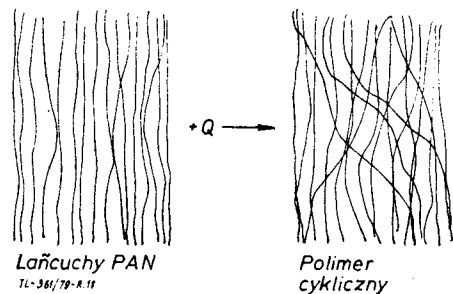
Rys. 8. Struktura materiału wyjściowego (włókna PAN)



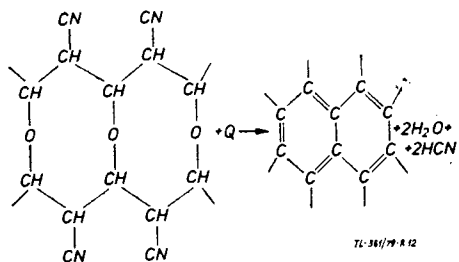
Rys. 9. Łączenie (wiązanie poprzeczne) sąsiednich łańcuchów podczas utleniania poliakrylonitrylu



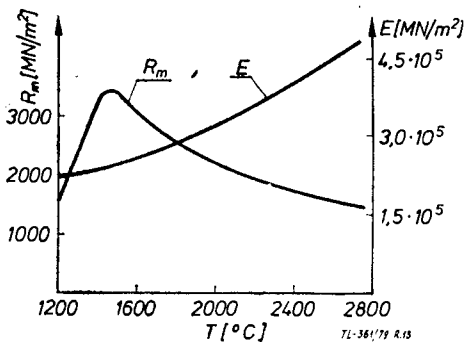
Rys. 10. Włókna powstałe z połączonych poprzecznie łańcuchów



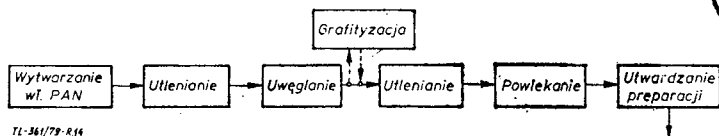
Rys. 11. Rozciąganie włókien PAN



Rys. 12. Przemiany zachodzące podczas uwęglania włókna węglowego



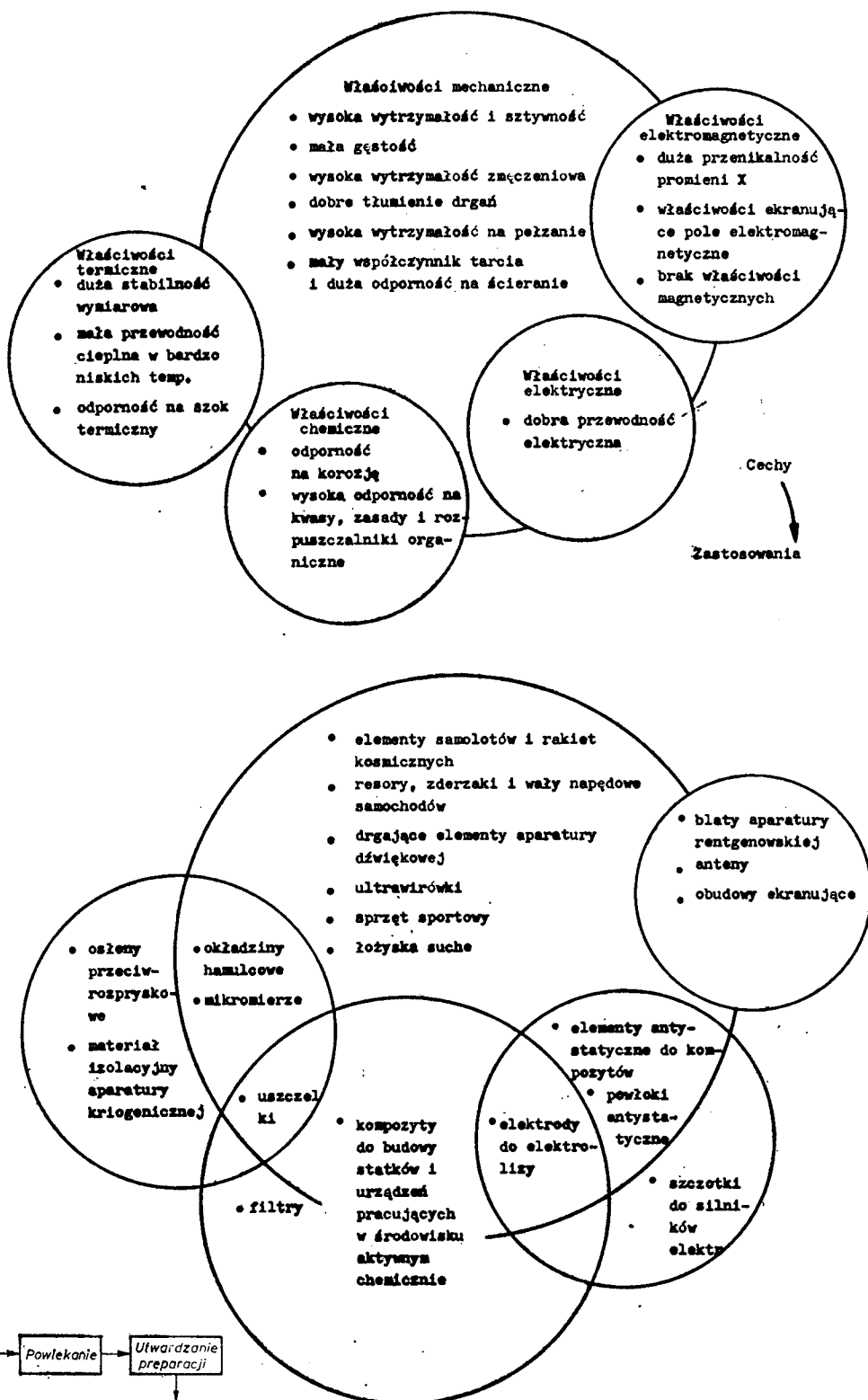
Rys. 13. Wpływ temperatury uwęglania na własności włókna węglowego



Rys. 14. Schemat ciągu produkcyjnego włókna węglowego

TABLICA 3. Dane dotyczące dostępnych w Polsce włókien węglowych

Producent	Gatunek wł.	$R_m$ [MN/m <sup>2</sup> ]	$E$ [MN/m <sup>2</sup> ]	Gęstość $\rho$ [g/cm <sup>3</sup> ]	średnica $d$ [ $\mu$ m]
TORAY (Japonia)	T300 6000	2600	$2,22 \cdot 10^5$	1,74	7,0
	T500 6000	3140	$2,26 \cdot 10^5$	1,81	7,0
	M 40 3000	2060	$4,12 \cdot 10^5$	1,84	6,5
SIGRI (RFN)	SIGRAFIL HF	2450	$2,16 \cdot 10^5$	1,7	8,0
	SIGRAFIL HM	1960	$3,43 \cdot 10^5$	1,9	8,0
COURTALDUS (W. Bryt.)	GRAFIL A	1960 ÷ 2550	$1,86 \cdot 10^5 \div 2,45 \cdot 10^5$	1,74	7,9
	GRAFIL HM	1670 ÷ 2160	$3,43 \cdot 10^5 \div 4,02 \cdot 10^5$	1,95	7,5
ZEW (Polska)	KBW-13	1180	$0,65 \cdot 10^5$	1,7	8,0



Rys. 15. Cechy i zastosowanie włókien węglowych



**TABLICA 4. Elementy najczęściej wykonywane z kompozytu węglowego oraz przykładowe konstrukcje, w których występują**

Część lub zespół	Typ samolotu
Dźwigar	Harrier, PIK 20, SB 10, SB 11
Lotka (sterlotka)	Viggwa, Concorde, SB 11
Kłapa	SB 11, A-4, F-18
Pokrywy luków podwozia	F-111, F-5, F-18, F-14, Concorde, An-28 (luk bagażowy)
Hamulce aerodynamiczne	F-5, A-7, F-18, F-15, Alpha-Jet
Statecznik pionowy	F-111, F-16, B-1, A-4, Boeing 737
Statecznik poziomy	F-111, F-16, B-1, L-1011, MRCA-Panavia, Alpha-Jet
Ster kierunkowy	F-16, A-9, F-18, F-15, DC-10, Alpha-Jet, SB 11
Ster wysokości	Boeing 727, SB 11
Elementy pokrywy skrzydła	B-1, F-5, A-7, Harrier, Concorde, SB 11, F-15, F-111 (tył), B-1 (przód), F-5 (cz. centr.), SB 11
Elementy kadłuba	
Obudowy urządzeń elektrycznych	F-18, An-28
Sloty	F-18
Łopaty wirnika	SA 360
Podłoga	produkowana na zamówienie towarzystw lotniczych do dużych samolotów transportowych (Boeing 747, DC-10, L-1011) przez BME — W. Brytania

tkaniny. Obecna produkcja włókna węglowego wynosi ok. 1500 t rocznie, zaś prognozy przewidują, że na początku lat osiemdziesiątych produkować się będzie 3000÷4000 t, co spowoduje dalszy spadek ceny.

Przemysł lotniczy zużywa obecnie 45% produkcji rocznej włókna węglowego, lecz przewiduje się wzrost zużycia do 80%. Świadczy o tym rosnąca liczba konstrukcji, w których zastosowano kompozyt zbrojony włóknem węglowym (tabl. 4).

Firmy szybowcowe na życzenie klienta często wzmacniają swoje szybowce włóknem węglowym. Szybowcami seryjnymi, które mają wersje wzmacniane węglem są: AS-W17, Nimbus II, Mini Nimbus, Janus B, PIK-20.

W najbliższych latach spodziewany jest szybszy spadek ceny włókna węglowego, gdyż materiałem tym zainteresował się ostatnio również przemysł samochodowy. Do niedawna najwięcej włókna węglowego zużywano do produkcji sprzętu sportowego. Rys. 15 w sposób kompleksowy pokazuje cechy i zastosowania włókien węglowych.

Rozszerzający się zakres zastosowań włókna węglowego spowodował zainteresowanie się nim polskiego przemysłu lotniczego. Od kilku już lat w PDPSz PZL-Bielsko prowadzone są badania nad tym materiałem, w celu zastosowania go w polskich szybowcach. Samolot An-28, który ma być produkowany w naszym kraju, również zawiera elementy wykonane z kompozytu węglowego (tabl. 4). Włókno to jest znakomitym materiałem na śmigła, łopaty śmigłowców, goleń sprężyste itp.

W Polsce rośnie zapotrzebowanie na włókno węglowe, rozważa się więc możliwość uruchomienia jego krajowej produkcji, tym bardziej że zebrano już sporo doświadczeń. Mimo spadającej wciąż ceny wydaje się, że zaspokojenie potrzeb naszego przemysłu importem z II obszaru płatniczego będzie trudne i na dłuższy czas nieopłacalne.

Opracowanie technologii włókna węglowego (o wymaganych przez lotnictwo własnościach) trwa kilka lat. Aby w pierwszej połowie lat osiemdziesiątych przemysł nasz mógł stosować polskie włókno węglowe, decyzje należy podjąć już dziś.

#### LITERATURA

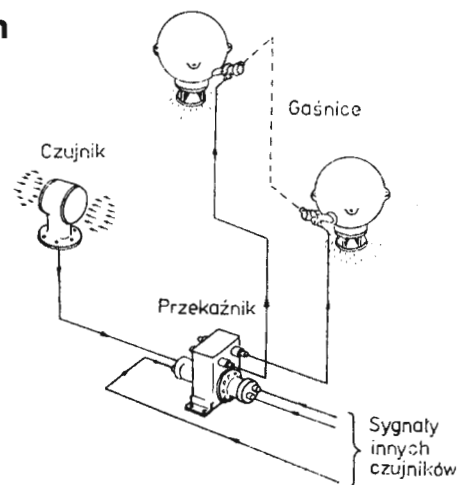
1. R. M. GILL: Carbon fibres in composite materials. London Ilife Books 1973.
2. W. DAPPEN: Untersuchungen an PRD-49 Fasern und Laminaten Kunststoffe BD 63 1973.
3. Torayca Technical Data Sheets, Toray Industries Inc.
4. Grafil Data Sheets, Courtaulds Limited.

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### Instalacja przeciwpożarowa do samolotów wojskowych

Brytyjska firma Thermal Control opracowała system przeciwpożarowy o nazwie Cobra, który zapobiega powstaniu pożaru w przestrzeni otaczającej zbiorniki paliwowe samolotów wojskowych. Pocisk, zanim przebije zbiornik, pozostawia w powietrzu żarzące się cząstki metalu, które w ciągu milisekund powodują zapłon wyciekającego ze zbiornika paliwa, a po upływie 200 ms — pożar.

W instalacji Cobra zastosowano piezoelektryczny czujnik, zanurzony w paliwie, który reaguje na falę ciśnieniową, powodowaną przez pocisk, uruchamiając przez przełącznik gaśnice typu BTM. Środek gaśniczy, freon 1301, tłumi wszelkie reakcje chemiczne, nawet gdy otoczenie zbiorników jest wskutek przestrzeleń połączone z atmosferą. Gaśnice zostają uruchomione po 1,5÷2,0 ms od chwili przestrzelenia zbiornika i w ciągu 8 ms opróżniają się w 90%. Zależnie od układu przestrzeni wokół zbiorników całkowite jej wypełnienie może trwać do 30 ms, podczas gdy do stłumienia pożaru wystarcza 10÷15 ms. Instalacja pracuje niezależnie od elektrycznej sieci pokładowej, ponieważ impuls oddziałujący na przełącznik powstaje przez przetworzenie ciśnienia na energię elektryczną. Masa czujnika wynosi 0,175 kg, przełącznika 0,5 kg i gaśnicy 0,4÷0,9 kg w zależności od typu.



Firma Boeing-Vertol zamówiła system Cobra do produkowanych dla RAFu śmigłowców CH-47 Chinook.

W.K.

### Regulacja łopat wirnika śmigłowca w locie

Nowe lub remontowane łopaty wirnika nośnego śmigłowców są wstępnie ustawiane na stoisku w warunkach odpowiadających zawisowi. W locie poziomym śmigłowca na łopaty działają dodatkowe siły aerodynamiczne, które zmieniają ich kąt ustawienia, co może powodować drgania struktury śmigłowca. Drgania te zmniejsza się przez bardzo dokładne wyregulowanie długości popychaczy piasty wirnika. Regulację tę przeprowadza się na ziemi, na zatrzymanym wirniku, sprawdzając ją następnie za pomocą próby w locie. Z praktyki wiadomo, że dla zapewnienia prawidłowej pracy wirnika trzeba przeprowadzić wiele takich prób.

W związku z tym firma Henschel Flugzeugwerke opracowała urządzenie, które znacznie ułatwia regulację łopat wir-

nika. Składa się ono z zestawu regulowanych popychaczy, układu zasilania i układu zdalnej regulacji. Przed próbą w locie popychacze wirnika zastępuje się popychaczami regulowanymi, a na piastie wirnika montuje się układ zasilania, który jest elektrycznie połączony z popychaczami. W ten sposób za pomocą układu zdalnej regulacji można w czasie lotu zmieniać długość popychaczy, a tym samym ustawienie łopat i sprawdzać wpływ zmian na zachowanie się śmigłowca. Pozwala to na optymalizację — z uwagi na drgania — ustawienia łopat w czasie jednego krótkiego lotu. Długość oryginalnych popychaczy wirnika ustawia się zgodnie z długością popychaczy wyregulowanych w locie i zamontowuje się je w piastie wirnika.

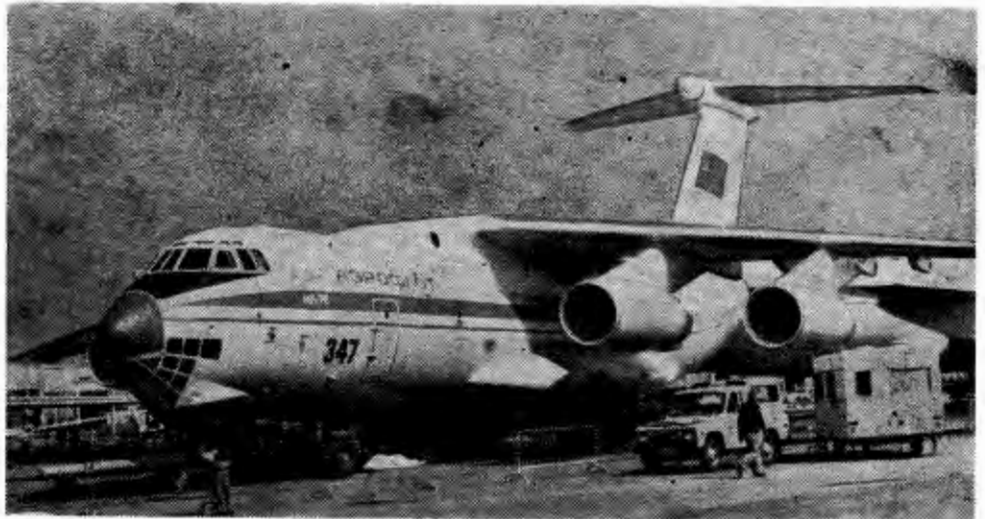
W.K.

**Ciężki samolot transportowy skróconego startu i lądowania**

**KONSTRUKCJA.** Czterosilnikowy odrzutowy całkowicie metalowy grzbietopłat.

**Plat.** Obrys trapezowy z załamaniem krawędzi spływu na połączeniu segmentów, skos 25° w 25% ciężki, wznios ujemny. Konstrukcja pięcioczęściowa, półskorupowa wielodźwigarowa (fail safe). Środkowy segment skrzydła tworzy jedną całość z kadłubem i jest odpowiednio oprofilowany owiewkami. W kesonach pozostałych segmentów mieszczą się integralne zbiorniki paliwowe. Pod segmentami wewnętrznymi umieszczone są po dwa półskorupowej konstrukcji wsporniki silników. Klapy konstrukcji metalowej, trójszelinowe, czterosegmentowe. Klapy zajmują 75% rozpiętości skrzydła. Segmenty klap znajdują się na środkowych i zewnętrznych segmentach skrzydła. Przed klapami, na górnej powierzchni skrzydeł usytuowane są spoilerki składające się łącznie z 16 segmentów (po 4 na każdym segmente skrzydła). Lotki wyważone masowo, wyposażone w klapy odciążająco-wyważające. Na całej rozpiętości skrzydła sloty złożone z 10 segmentów (po 2 segmenty na wewnętrznych i po 3 na zewnętrznych segmentach skrzydeł). Mechanizacja skrzydła zapewnia uzyskanie współczynnika siły nośnej  $C_z = 3,1$ .

**Kadłub.** Przekrój kołowy, konstrukcja półskorupowa (fail safe). W przedniej części kadłuba umieszczona jest bogato oszklona dwukondygnacyjna kabina załogi — na górnej kondygnacji znajdują się miejsca pilotów, na dolnej — pomieszczenie nawigatora. Nawigator ma zapewnioną pełną widoczność do przodu, w dół i na boki. Szyby kabiny pilotów wyposażone są w wycieraczkę. Pod kabiną nawigatora mieści się radar pokładowy osłonięty laminatową kopułą wystającą spod kadłuba. Za pomieszczeniem radaru znajduje się wnęk podwozia przedniego. Za kabiną załogi rozciąga się obszar ładownia o wzmocnionej konstrukcji podłogi, wykonanej ze stopów tytanowych. Umożliwia to przewóz ładunków ciężkich lub pojazdów o dużych naciskach na osi. Wnętrze ładowni wyposażone jest w liczne uchwyty, zaczepy i ściągacze do mocowania ładunku, składany rolkowy transporter podłogowy oraz urządzenia dźwigowe ułatwiające samodzielny załadunek i przemieszczanie ładunków wewnątrz samolotu. Są to dwie wciągarki podnoszące masy do 3000 kg każda i cztery wciągarki podnoszące masy do 2500 kg każdy. Ładownia samolotu projektowana jest do przewozu standardowych kontenerów ISO o długości do 12 m, różnego rodzaju materiałów budowlanych i innych przedmiotów o długości do 18 m, maszyn budowlanych, ciężkich pojazdów gąsienicowych a nawet żurawi samojezdnych. Tył kadłuba w części dolnej ma obszerny wykrój umożliwiający załadunek. Wykrój ten jest zamknięty przednią pokrywą-trapem i dwiema tylnymi pokrywami otwieranymi na boki. W razie potrzeby trap wjazdowy może służyć jako dodatkowy podnośnik — jego konstrukcja i moc silników umożliwia podnoszenie na nim mas do 30 000 kg. Ta możliwość znacznie ułatwia wjazd do ładowni pojazdom o dużych gabarytach i pojazdom gąsienicowym (które mają ograniczoną sterowność podczas przejazdu przez załamanie trap-pokład ładowni). Drzwi do ładowni znajdują się po obu stronach przedniej części kadłuba. Ładownia zaopatrzona jest w kilka par okien, po 2 okna z każdej strony stanowią wyjścia awaryjne. Z obu boków i pod spodem środkowej części kadłuba umieszczone są opływowe gondole podwozia głównego i agregatów instalacji pokładowych.



Fot. A. Glass

**Usterzenie** w układzie T. Oba usterzenia skośne o obrysach trapezowych. Kąt zakłaniania statecznika poziomego zmienny. Konstrukcja półskorupowa (fail safe). Wszystkie stery wyposażone są w klapy wyważające i odciążające aerodynamicznie.

**Sterowanie.** Układy sterowania wyposażone w niezależne wzmacniacze hydrauliczne (bez zasilania centralnego). Istnieje możliwość awaryjnego sterowania ręcznego nawet w przypadku awarii wszystkich wzmacniaczy hydraulicznych.

**Podwozie** wielozespołowe, 20-kołowe, chowane do kadłuba. Sterowanie podwoziem hydrauliczne. Podwozie przednie jednogoleńnicowe z czterema kołami usytuowanymi współosiowo. Wymiary kół:  $1,100 \times 0,330$  m. Podwozie główne składa się z dwóch par identycznych zespołów, każdy z nich ma analogiczne rozmieszczenie kół jak podwozie przednie. Układ taki pozwala na pełne wykorzystanie nośności gruntu przy stosunkowo niewielkich oporach toczenia. Koła główne niskociśnieniowe o wymiarach  $1,300 \times 0,480$  m. Amortyzacja olejowo-powietrzna, amortyzatory w goleniach. Koła podwozia głównego wyposażone w hamulce hydrauliczne. Chowanie podwozia: przednie — do luku pod przednią część kadłuba, główne — do luków w owiewkach pod środkową część kadłuba z obrotem wózków wokół osi goleni o 90°, po schowaniu płaszczyny kół są prostopadłe do osi samolotu. Po wypuszczeniu podwozia jego wnętrza są ponownie szczelnie zamknięte pokrywkami, w celu uniknięcia ich zanieczyszczenia (śnieg, lód, błoto) mogącego doprowadzić do awarii.

**Zespół napędowy.** 4 silniki turbowentylatorowe Sołowiew D-30 KP o ciągu 117,7 kN (12 000 kg) każdy wyposażone w odwracacze ciągu. Silniki zawieszane w indywidualnych gondolach z otwieranymi pokrywami. Pomocniczy agregat turbiny umieszczony w lewej gondoli przykadłubowej. Agregat ten umożliwia rozruch silników oraz zasilania energią wszystkie układy samolotu podczas postoju i przeglądu, zapewniając mu całkowitą autonomię podczas korzystania z lotnisk całkowicie pozbawionych obsługi naziemnej.

**Instalacje.** Paliwowa — skrzydłowe zbiorniki integralne. Hydrauliczna — wzmacnia-

cze układów sterowania płatowcem, silowniki i silniki napędu klap, slotów, podwozia, drzwi, trapu, pokrywy i wciągników ładunkowych. Wzmacniacze układów sterowania płatowcem są niezależnymi agregatami wyposażonymi w elektropompy i nie mają centralnego zasilania hydraulicznego. Elektryczna — prądnice silnikowe, prądnice pomocnicze napędzane turbiną pomocniczą, przetwornice prądu stałego i akumulatory. Instalacja elektryczna zasilająca elektropompy wzmacniaczy sterowania płatowcem, wyposażenie radioelektryczne i oświetlenie samolotu.

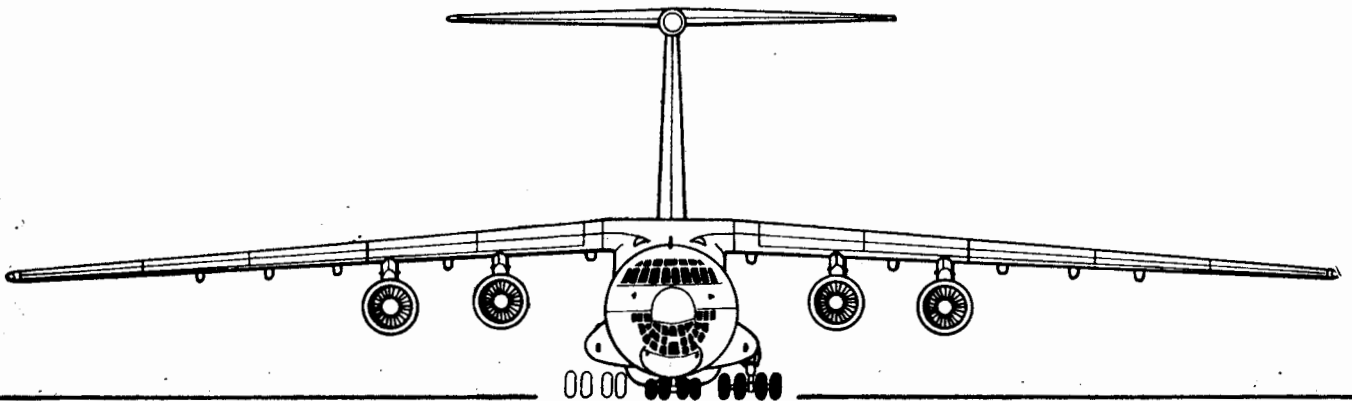
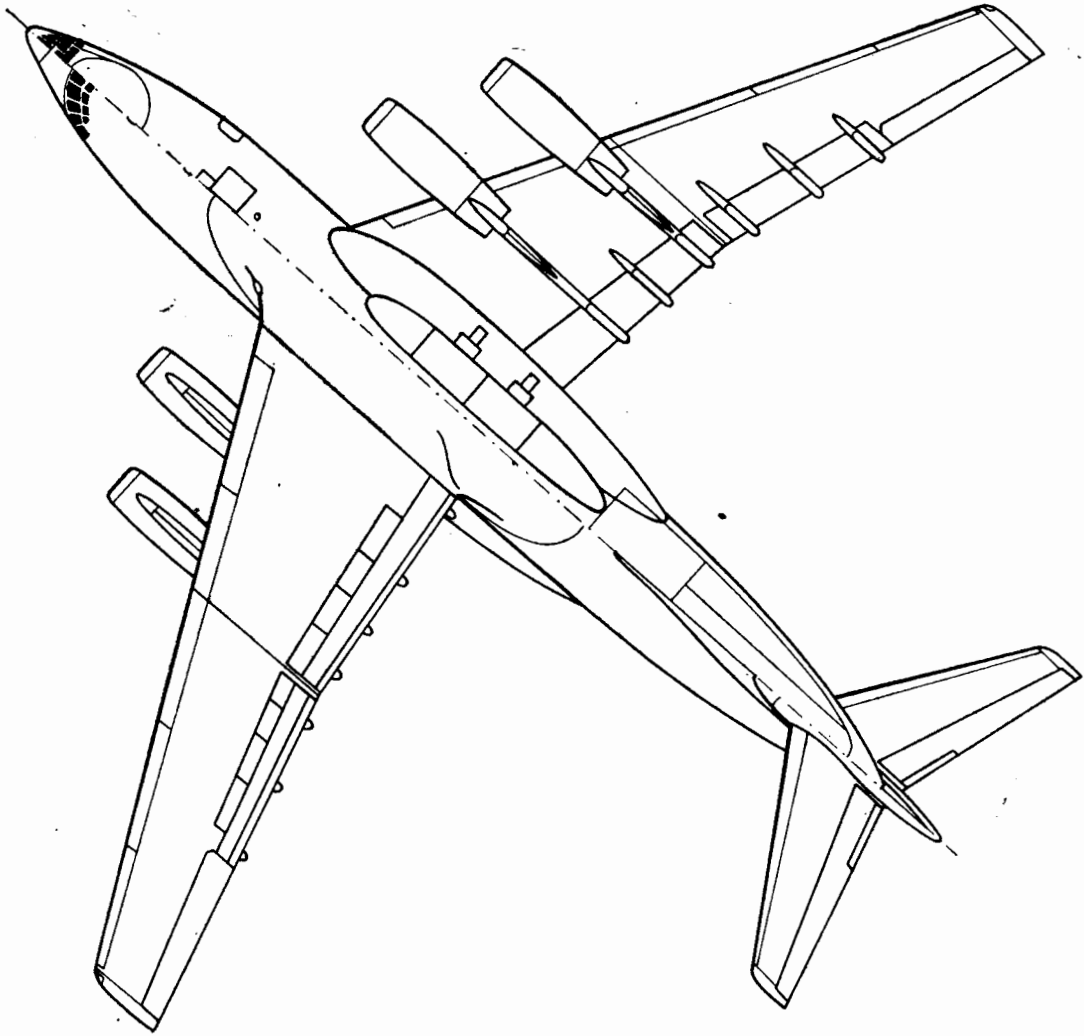
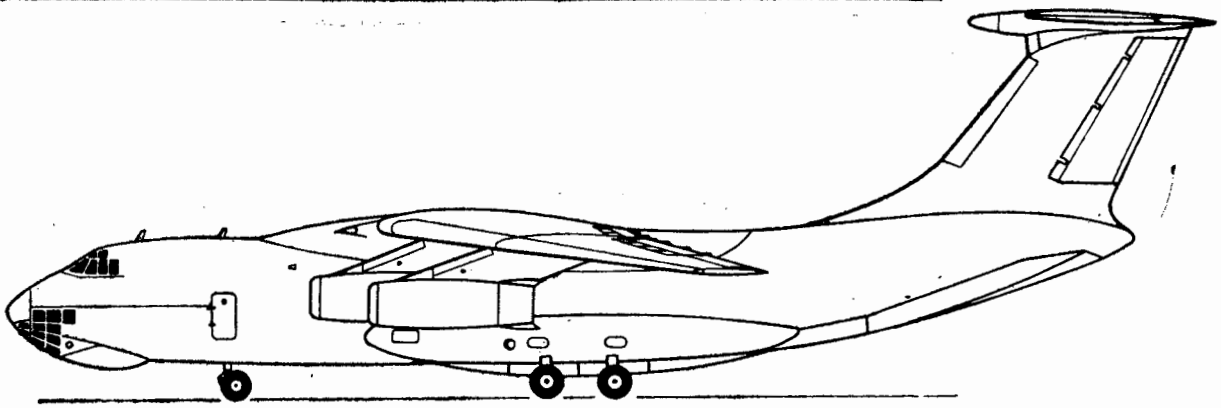
**Wyposażenie.** Pilot automatyczny, radar meteorologiczno-nawigacyjny, wyposażenie do lotów w trudnych warunkach atmosferycznych, urządzenia do automatycznego lądowania (na odpowiednio wyposażonych lotniskach), kalkulator nawigacyjny umożliwiający automatyczny lot po zadanej trasie.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Ze względu na duże zapotrzebowanie na przewozy lotnicze na dużych odległościach w syberyjskiej części ZSRR biuro konstrukcyjne Iluzyna przystąpiło pod koniec lat sześćdziesiątych do opracowania nowego ciężkiego samolotu transportowego o skróconym startcie i lądowaniu przystosowanego do operowania z lotnisk gruntowych i mogącego zastąpić używane dotychczas samoloty An-12. Samolot otrzymał oznaczenie Il-76, a jego prototyp oblatano 25 marca 1971 r. Próby samolotów prototypowych trwały do roku 1973, na ich podstawie do produkcji seryjnej skierowano ulepszoną wersję (z powiększoną ładownią) oznaczoną Il-76T. Eksploatowane dotychczas w najtrudniejszych warunkach klimatycznych i terenowych Środkowej i Wschodniej Syberii samoloty Il-76T zdobyły szybko wysoką opinię użytkowników, pilotów i obsługi. Jest to samolot o udźwignięciu użytecznym 4-krotnie większym niż An-12, a przy tym latający ze znacznie wyższymi prędkościami i prostszy w obsłudze. Obliczono, że koszt 1 tonokilometra jest w przypadku użycia Il-76 o 25% niższy niż w przypadku An-12. Samolot ten bywa konkurencyjny dla floty rzecznej, często nawet łatwiej. W roku 1975 grupa radzieckich spadochroniarzy, używając samolotu Il-76, pobliża światowy rekord wysokości skoku, uzyskując wynik 15 386 m. Głównym konstruktorem samolotu jest inżynier G. W. Nowożyłow.

**DANE TECHNICZNE**

Rozpiętość	50,50 m	Obciążenie powierzchni nośnej maks.	566,7 kg/m <sup>2</sup>
Długość	46,59 m	Obciążenie ciągu maks.	361,1 kg/kN (3,54 kg/kg)
Wysokość	14,76 m	Naciski na podłogę dopuszczalne od ładunku	1450 do 3100 kg/m <sup>2</sup>
Długość ładowni (bez trapu)	20,00 m	Naciski dopuszczalne na osi (przy transporcie pojazdów)	7500 do 11 000 kg
Długość ładowni (z trapem)	24,50 m	Prędkość przelotowa	750-850 km/h
Szerokość ładowni	3,40 m	Prędkość podejścia do lądowania	220 km/h
Wysokość ładowni	3,46 m	Pułap przelotowy	9000-13 000 m
Wymiary luku ładunkowego	3,40x3,45 m	Pułap maks.	ok. 15 500 m
Pojemność ładowni	235,3 m <sup>3</sup>	Diugość startu (lotnisko gruntowe, pełny ładunek)	850 m
Powierzchnia skrzydła	300,0 m <sup>2</sup>	Diugość lądowania (warunki jak wyżej)	450 m
Wydłużenie skrzydła	8,5	Zasięg z maks. ładunkiem	5000 km
<b>Masy:</b>		Zasięg maks.	ok. 10 000 km.
startowa maks.	170 000 kg		
ładunek maks.	40 000 kg		

T.M.





**Ciężki samolot transportowy o skróconym starcie i lądowaniu**

**KONSTRUKCJA.** Czterosilnikowy całkowicie metalowy grzbietopłat o napędzie odrzutowym.

**Skrzydło.** Obrys trapezowy, profil nadkrytyczny Whitcomba, lekki wznios ujemny, skos 5°54' w 25% cięciwy. Konstrukcja trójdzielna, całkowicie metalowa, dwudźwigarowa fail safe. Konstrukcja kesonu wg polskiego patentu prof. Misztala. Integralne zbiorniki paliwowe w zewnętrznych częściach skrzydła. Struktura wzmocniona siłowymi żebrami frezowanymi, z których wyprowadzone są daleko w przód wysięgniki zawieszania silników konstrukcji półskorupowej. Na całej rozpiętości krawędzi natarcia znajduje się slot złożony z pięciu segmentów (na każdym skrzydle). Kłapy o dużej rozpiętości (zajmują one 75% krawędzi spływu) są dwuszczelinowe i po otwarciu tworzą kaskadę znajdującą się w strumieniu gazów wylotowych z silników. Konstrukcja kłap wykonana ze stopów tytanowych. Każda kłapa jest podparta na czterech wspornikach specjalnej konstrukcji, umożliwiających jej właściwe wychylenie. Maksymalny kąt wychylenia kłap wynosi 52°. Przed kłapami na górnej powierzchni skrzydeł umieszczone są spoilery, złożone z sześciu segmentów. Lotki konstrukcji metalowej, wyważone masowo. Mechanizacja płata ma decydujący wpływ na wytwarzanie siły nośnej, gdyż tylko 54% siły nośnej powstaje w wyniku opływu skrzydeł. Pozostałe 46% powstaje w wyniku opływu kłap (26%) i zagłębienia strumienia gazów wylotowych ku dołowi (20%). Przyspieszenie opływu kłap (nadmuch z silników) powoduje intensywniejszy opływ profilu skrzydła i zapobiega oderwaniu (efekt Coandy).

**Kadłub.** Przekrój kołowy. Konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa fail safe. Laminatowy nosek osłania antenę radaru pokładowego, za którym znajduje się wnęk podwozia przedniego oraz zespoły instalacji hydraulicznej. Nad wnęką podwozia mieści się kabina załogi, adaptowana z samolotu Douglas DC-10. Dla polepszenia widoczności kabina została zaopatrzona w dwie pary bocznych okien usytuowanych z przodu, poniżej poziomu podłogi. Za kabiną załogi mieści się toaleta i schodki prowadzące na poziom podłogi ładowni. Na grzbiecie kadłuba, nad kabiną, umieszczone jest złącze do tankowania paliwa podczas lotu. Całą długość wnętrza kadłuba zajmuje obszerna ładownia. Jej podłoga jest wzmocniona, co umożliwia przewóz ładunków o dużych naciskach jednostkowych (pojazdy wojskowe, wozы gasienicowe). Podłoga wyposażona jest w rolkowy transporter ułatwiający przemieszczanie ładunków wewnątrz kadłuba oraz w liczne zaczepy do unieruchamiania ładunku. Po obu burtach ładowni w jej przedniej części rozmieszczono 40 składanych foteli pasażerskich (w razie potrzeby można zamontować jeszcze 110 foteli). Ładownia dostępna jest przez drzwi załogowe po lewej stronie przedniej części kadłuba wyposażone w opuszczaną pokrywę-schody, drzwi desantowe z obu stron tylnej części kadłuba oraz obszerny luk ładunkowy z dołu tylnej części kadłuba. Luk zamykany jest dwudzielną pokrywą, której przednia część jest wzmocniona i służy jako trap wjazdowy a tylna jest unoszona ku górze do wnętrza kadłuba. Samolot może przewozić kontenery, palety ładunkowe, pojazdy, sprzęt wojskowy lub 6 palet i 40 żołnierzy z wyposażeniem. Po wstawieniu do-



datkowych foteli przewozić można do 150 żołnierzy z całkowitym wyposażeniem. Cała ładownia ma tylko kilka pojedynczych okien, będących równocześnie wyjściami awaryjnymi. Kabina załogi i ładownia są szczelne i klimatyzowane. Z obu stron kadłuba pod skrzydłami znajdują się gondole podwozia głównego. Prócz podwozia mieszczą się w nich zespoły instalacji hydraulicznej i klimatyzacyjnej. Wreگی tylnej części kadłuba są skośne — równoległe do dźwigarów statecznika pionowego. Za usterzeniem, poza szczelną częścią kabinową w tylnej części kadłuba, mieści się agregat pomocniczego zespołu napędowego (APU).

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie T. Obrys usterzenia pionowego równoległoboczny, poziomego — trapezowy, wznios usterzenia poziomego — ujemny. Statecznik pionowy konstrukcji wielodźwigarowej fail safe. Statecznik poziomy dwudźwigarowy, o zmiennym kącie zaklinowania. Ster kierunku złożony z czterech wzajemnie wymiennych segmentów zawieszony w 4 punktach. Ster wysokości czterosegmentowy, każdy segment zawieszony w 4 punktach. Podczas lotu z dużą prędkością pracują tylko wewnętrzne segmenty sterów (w celu odciążenia układu sterowania).

**Sterowanie.** Lotki, stery i zmlana kąta zaklinowania statecznika poziomego sterowane elektrycznie. Sloty, kłapy i spoilery napędzane hydraulicznie. Centralny komputer ułatwiający sterowanie płatowcem (system fly by wire). Wszystkie instalacje sterowania wieloobwodowe (z wielokrotnioną w celu podwyższenia niezawodności).

**Podwozie.** Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do wnęki kadłubowej (przednie) i gondol bocznych (główne). Podwozie przednie z kołami bliźniaczymi — jest to modyfikacja podwozia przedniego z samolotu DC-8. Podwozie główne z wózkami czteroskładowymi jest modyfikacją podwozia głównego z samolotu C-141. Podwozia zostały opracowane przez firmę Menasco i obliczone na dużą składową pionową prędkość lądowania (do 4,6 m/s).

**Zespół napędowy.** 4 silniki dwuprzepływowe (stosunek przepływów 2:1) Pratt-Whitney JT 8 D-17 o ciągu 71,2 kN (= 7258 kG) każdy. Silniki wyposażone są w specjalne dysze, umożliwiające dobre wymieszanie gazów wylotowych z opływającym powie-

trzem, co pozwala na obniżenie temperatury przepływu w rejonie kłap do ok. 520 K (= ok. 250°C) i w sterowane hydraulicznie odwracacze ciągu. Pomocniczy agregat rozruchowy Garrett-AiResearch w tylnej części kadłuba.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiorniki integralne w kesonach zewnętrznych części skrzydeł, łączna pojemność 30 400 l, automatyka i pompy na silnikach. Możliwość tankowania paliwa w locie (zawór nad kabiną załogi). Elektryczna — zasila układy sterowania płatowcem, wyposażenie elektroniczne, przyrządy i oświetlenie. Hydrauliczna — cztery niezależne układy zasilające sterowanie płatowcem, podwoziem i odwracaniem ciągu silników oraz do obsługi drzwi załogi, drzwi desantowych, pokryw i trapu luku ładunkowego.

**Wyposażenie.** Radar pokładowy, centralny komputer sterowania płatowcem, pełne wyposażenie do lotów w najcięższych warunkach, układy do automatycznego lądowania, radiostacje różnego typu i przeznaczenia.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Koncern McDonnell-Douglas, obok koncernów Bell, Boeing, Fairchild i Lockheed, wziął udział w konkursie na nowy samolot transportowy rozpisany przez dowództwo lotnictwa USA w ramach programu AMST, opracowanego w 1970 r. Program AMST ma na celu zastąpienie dotychczas używanych przez siły lotnicze USA powietrznych transportowców samolotami nowej generacji i precyzuje warunki, jakim te samoloty mają odpowiadać (udźwig, zasięg, prędkość, pojemność ładowni, stosunek ciągu do masy, długość pasa startowego, liczba załogi). Warunki programu AMST były podane w TLIA nr 10/77 w opisie samolotu YC-14, który jest najpoważniejszym konkurentem YC-15. Prototyp YC-15 oblatano 26 sierpnia 1975 r. (kilka miesięcy wcześniej niż YC-14). Próby samolotów serii prototypowej trwały nadal, m.in. na jednym z samolotów zainstalowano jako lewy zewnętrzny silnik CFM-56 (amerykańsko-francuski). Przewidywane zastosowanie tych silników wymaga jednak modyfikacji skrzydła. Ostateczne zakończenie prób i wybór typu samolotu (YC-14 lub YC-15) ma nastąpić w 1983 r. W opracowaniu znajduje się również cywilna wersja samolotu YC-15.

**DANE TECHNICZNE**

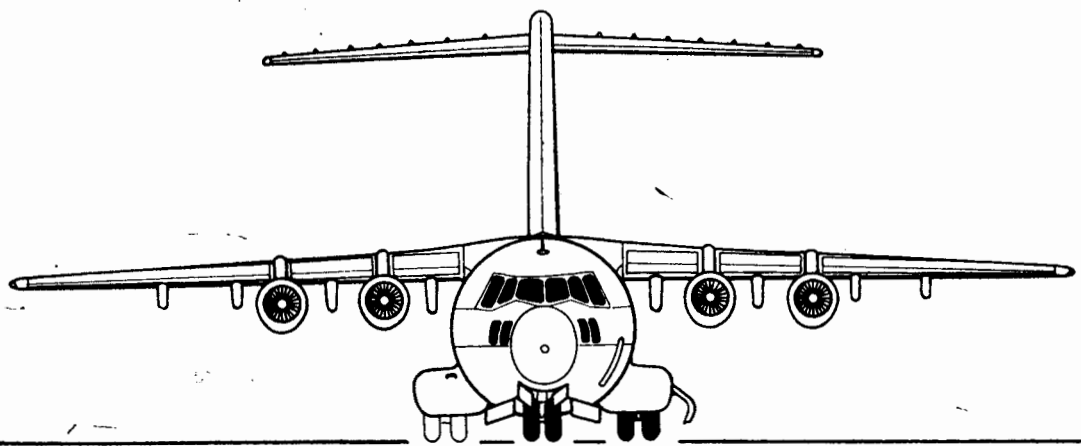
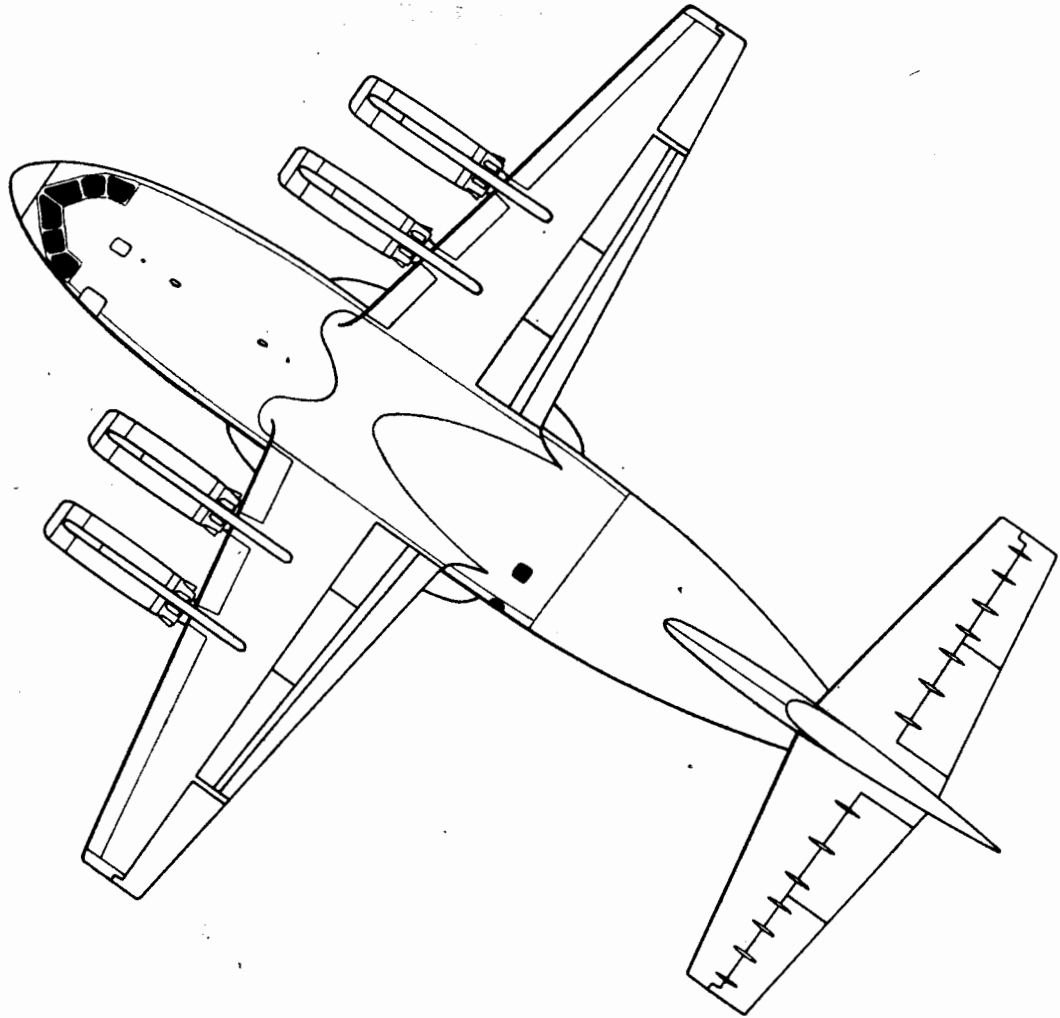
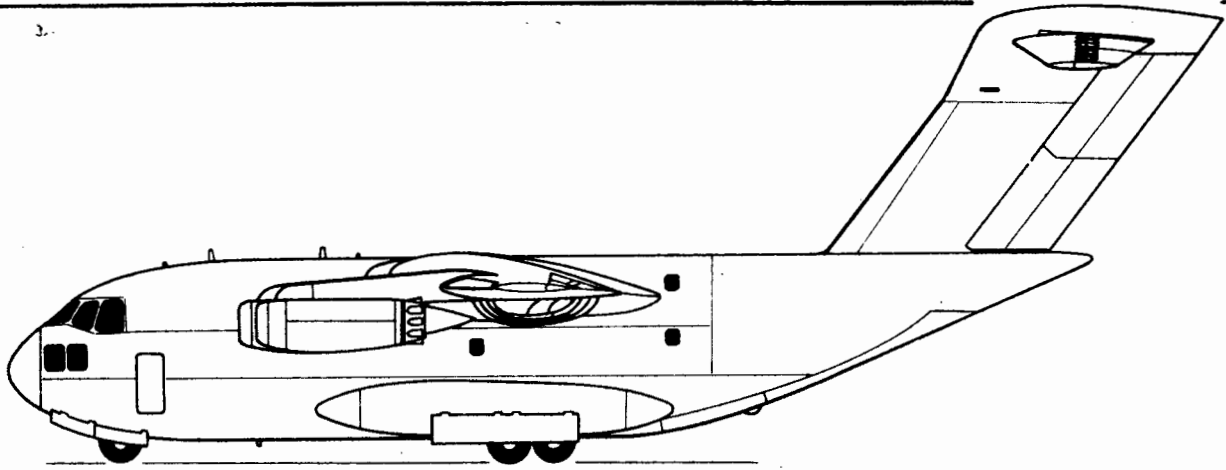
Rozpiętość	33,64 m
Długość	37,9 m
Wysokość	13,20 m
Srednica kadłuba	5,486 m
Długość ładowni	14,34 m
Szerokość ładowni	3,57 m
Rozstaw podwozia	6,05 m
Baza podwozia	12,16 m
Minimalny przeswit pod skrzydłem	3,40 m
Powierzchnia skrzydła	161,85 m <sup>2</sup>
Objętość ładowni	168,48 m <sup>3</sup>
Powierzchnia podłogi ładowni	51,20 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła	7,00

<b>Masy:</b>	
Startowa maks.	98 286 kg
Do lądowania (obliczeniowa)	68 040 kg

Paliwo	23 700 kg
Ładunek maks. (n = 2,5)	28 123 kg
Ładunek maks. (n = 2,25)	35 412 kg
Ładunek (STOL)	12 258 kg
Ładunek norm. (CTOL)	24 062 kg
Obciążenie powierzchni nośnej maks.	608 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie ciągu maks.	345,1 kg/kN (= 3,385 kg/kG)
Stosunek ciągu do masy	ok. 0,3

<b>Osiągi:</b>	
Prędkość przelotowa	805 km/h (0,7 Ma)
Prędkość lądowania	148 km/h
Rozbieg	610 m
Dobieg	610 m
Promień działania (STOL, ładunek 12 247 kg)	741 km
Zasięg maks.	4818 km
Załoga	3 osoby

T.M.



RUCH  
LOTNICZY (I)

- 1 — przestrzeń powietrzna
- 2 — p. p. kontrolowana
- 3 — płaszczyna podchodzenia
- 4 — strefa oczekiwania
- 5 — strefa startu
- 6 — obszar powietrzny kontrolowany
- 7 — strefa ograniczona
- 8 — s. niebezpieczna
- 9 — s. zakazana
- 10 — rejon lotniska
- 11 — strefa kontrolowana
- 12 — strefa kontrolowana
- 13 — strefa lotniska, s. lotów nad lotniskiem
- 14 — obszar informacji lotniczej
- 15 — rejon lotniska
- 16 — strefa podejścia, s. dołotowa
- 17 — oś podejścia, oś pasa startowego
- 18 — droga lotnicza
- 19 — korytarz lotniczy
- 20 — trasa lotnicza
- 21 — brama lotnicza (wlotowa, wylotowa)
- 22 — załamanie trasy
- 23 — służba ruchu lotniczego
- 24 — kontrola r. l.
- 25 — służba ruchu l. obszaru
- 26 — s. kontroli rejonu lotniska
- 27 — s. k. lotniska
- 28 — s. zbliżania
- 29 — s. informacji lotniczej
- 30 — s. sygnalizacji
- 31 — s. łączności kontroli ruchu lotniczego
- 32 — centrala informacji lotniczej
- 33 — centrum kierowania ruchem lotniczym
- 34 — dyspozytornia kontroli zbliżania
- 35 — wieża kontroli (lotniska)
- 36 — lotniczy personel ruchu
- 37 — zawładowca lotniska, z. portu
- 38 — kontroler ruchu lotniczego
- 39 — sygnalista (na płycie dworcowej)
- 40 — przepisy ruchu
- 41 — dowódca statku
- 42 — zapobieganie zderzeniom
- 43 — prawo pierwszeństwa
- 44 — kursy zbieżne
- 45 — kurs spotkaniowy
- 46 — wyprzedzanie
- 47 — odchylenie od linii drogi
- 48 — zmiana prędkości (rzeczywistej)
- 49 — zmiana poziomu lotu
- 50 — zmiana trasy
- 51 — przepisy ruchu na trasach lotniczych
- 52 — system organizacji lotów
- 53 — minimalna odległość
- 54 — przepisy lotu wg przyrządów
- 55 — p. l. z widzialnością (ziemi)
- 56 — warunki (meteorologiczne) dla lotu wg przyrządów
- 57 — w. (m.) dla lotu z widzialnością (ziemi)
- 58 — widzialność w locie
- 59 — w. na ziemi, w. ziemi
- 60 — start w terenie przygodnym
- 61 — lądowanie w terenie przygodnym

(K.D.)

AIR  
TRAFFIC (I)

- 1 — airspace
- 2 — controlled airspace
- 3 — approach area
- 4 — holding area
- 5 — take-off a.
- 6 — controlled a.
- 7 — restricted a.
- 8 — danger a.
- 9 — prohibited a.
- 10 — terminal a., Terminal Control Area
- 11 — controlled zone
- 12 — Control Zone (CTR)
- 13 — airdrome traffic zone, airport t.z.
- 14 — Flight Information Region (FIR)
- 15 — airdrome vicinity
- 16 — takeoff and approach surfaces
- 17 — runway approach centre-line
- 18 — airway (AWY)
- 19 — air corridor
- 20 — air route
- 21 — (compulsory) border crossing, corridor
- 22 — (route) turning point
- 23 — air traffic service
- 24 — a.t. control s.
- 25 — area c.s.
- 26 — aerodrome area c.s.
- 27 — aerodrome c.s.
- 28 — approach c.s.
- 29 — flight information s.
- 30 — alerting s.
- 31 — ATC communications s.
- 32 — flight information centre
- 33 — air traffic control centre
- 34 — approach control office
- 35 — aerodrome control tower
- 36 — air traffic (control) personnel
- 37 — supervisor, airfield commander
- 38 — air traffic controller
- 39 — marshaller, signalman
- 40 — rules of the air
- 41 — pilot-in-command
- 42 — avoidance of collisions
- 43 — right of way
- 44 — converging
- 45 — approaching head-on
- 46 — overtaking, overrunning
- 47 — deviation from track
- 48 — variation in true airspeed
- 49 — change of cruising level
- 50 — change of route
- 51 — air traffic (control) rules
- 52 — traffic pattern
- 53 — clearance
- 54 — instrument flight rules (IFR)
- 55 — visual f.r. (VFR)
- 56 — instrument meteorological conditions (IMC)
- 57 — visual m.c. (VMC)
- 58 — flight visibility
- 59 — ground v.
- 60 — off-field takeoff
- 61 — off-field landing

(K.D.)

LUFTVERKEHR  
FLUGBETRIEB (I)

- 1 — der Luftraum
- 2 — (der) FS — kontrollierter Luftraum
- 3 — die Anflugzone
- 4 — der Warteraum
- 5 — die Startfläche
- 6 — der FS-Kontrollbezirk
- 7 — das Gebiet mit Flugbeschränkungen
- 8 — das Gefahrengebiet
- 9 — das Luftsperrgebiet
- 10 — der Nahverkehrsbereich
- 11 — die FS-Kontrollzone
- 12 — die Kontrollzone
- 13 — die Flugplatzverkehrszone
- 14 — das FS-Informationsgebiet, das Fluginformationsgebiet
- 15 — die Flughafenzone, die Flugplatzumgebung
- 16 — der (Start und) Anflugraum, der Anflugsektor
- 17 — die Anfluggrundlinie
- 18 — die Luftstrasse
- 19 — der Luftkorridor
- 20 — die Flugroute, die Flugstrecke
- 21 — die (Einflug-, Ausflug-) schneise
- 22 — der Wendepunkt der Flugstrecke
- 23 — die FS-Dienste, die Flugsicherungsdienste, die Flugleitung
- 24 — die Flugverkehrskontrolle, die Flugsicherung, der FS-Kontrolldienst
- 25 — der FS-Bezirkkontrolldienst
- 26 — der Flughafengebiet-Kontrolldienst
- 27 — der Flughafenkontrolldienst
- 28 — die Annäherungskontrolle, der FS-Anflugkontrolldienst
- 29 — der Fluginformationsdienst, der FS-Informationsdienst
- 30 — der Flugarmdienst, der FS-Alarmdienst
- 31 — der FS-Fernmeldedienst
- 32 — die FS-Informationszentrale
- 33 — die FS-Zentrale, die FS-Kontrollzentrale
- 34 — die (FS) Anflugkontroll-(Dienst)Stelle
- 35 — der FS-Kontrollturm
- 36 — das FS-Personal
- 37 — der Flugplatzkommandant, der Flugplatzleiter, der Flugplatzkommandeur
- 38 — der Flugsicherungsplotse
- 39 — der Einwinker
- 40 — die Flugregeln
- 41 — (der) verantwortlicher Luftfahrzeugführer
- 42 — die Vermeidung von Zusammenstößen
- 43 — das Vortrittsrecht, die Ausweichregeln
- 44 — die Kreuzung
- 45 — der Gegenflug
- 46 — das Überholen
- 47 — das Ausweichen
- 48 — die Geschwindigkeitsänderung
- 49 — die Reiseflughöhenänderung
- 50 — die Flugroute-Änderung
- 51 — die FS-Flugregeln
- 52 — das Flugverkehrsverfahren
- 53 — der Mindestabstand
- 54 — die Instrumentenflugregeln
- 55 — die Sichtflugregeln
- 56 — die Instrumentenflugbedingungen
- 57 — die Sichtflugbedingungen
- 58 — die Flugsicht
- 59 — die Bodensicht, die Erdsicht
- 60 — der Aussenstart
- 61 — die Aussenlandung

(K.D.)

ВОЗДУШНОЕ  
ДВИЖЕНИЕ (I)

- 1 — воздушное пространство
- 2 — диспетчерское воздушное пространство
- 3 — зона подходов, полоса п.
- 4 — зона ожидания
- 5 — зона взлёта
- 6 — диспетчерский район
- 7 — ограниченная зона
- 8 — опасная зона
- 9 — запрещенная зона
- 10 — зона аэродрома посадки, район посадки
- 11 — диспетчерская зона
- 12 — диспетчерская зона
- 13 — зона аэродромного движения, воздушная зона аэродрома
- 14 — область полётных информации
- 15 — район аэродрома
- 16 — полоса воздушных подходов, зона подхода
- 17 — ось ВПП, линия захода на посадку
- 18 — авиатрасса, воздушная трасса
- 19 — воздушный коридор
- 20 — воздушная линия, авиалиния, маршрут полёта
- 21 — входной воздушный коридор, выходной в.к.
- 22 — поворотный пункт маршрута
- 23 — служба воздушного движения, диспетчерская служба
- 24 — служба управления воздушным движением
- 25 — районная диспетчерская служба
- 26 — диспетчерская служба района аэродрома
- 27 — д.с. аэродрома
- 28 — служба управления заходом на посадку
- 29 — служба полётной информации
- 30 — служба сигнализации
- 31 — диспетчерская служба связи
- 32 — центр полётной информации
- 33 — центр управления воздушным движением
- 34 — командно-диспетчерский пункт захода на посадку
- 35 — КДП аэродрома, вышка КДП
- 36 — диспетчерский состав, л. персонал
- 37 — начальник аэродрома, руководитель полётов
- 38 — диспетчер воздушного движения, авиадиспетчер
- 39 — сигнальщик, диспетчер стояночной площадки
- 40 — правила (выполнения) полётов
- 41 — командир корабля
- 42 — предотвращение столкновений
- 43 — право первоочередности
- 44 — пересечение маршрутов
- 45 — приближение встречным курсом
- 46 — обгон
- 47 — отклонение от маршрута
- 48 — изменение истинной скорости
- 49 — изменение эшелона
- 50 — изменение маршрута
- 51 — правила полётов по воздушным трассам
- 52 — схема организации движения
- 53 — минимальное (допустимое) расстояние
- 54 — правила полета по приборам
- 55 — правила визуального полета
- 56 — условия полета по приборам
- 57 — простые метеорологические условия, условия визуального полёта
- 58 — видимость в полёте
- 59 — видимость на земле, в. земли
- 60 — взлёт вне аэродрома
- 61 — посадка вне аэродрома, посадка на местности

(К.Д.)

WCT/34/K/79



**KOLIŃSKI I.: Krótki informator historyczny o wojsku polskim, t. 9 — Lotnictwo. Organizacja, uzbrojenie, metryki jednostek lotniczych.** Wyd. MON, 1978. Książka wydana pod egidą WIH, str. 336, cena zł 50.

Wysłęk wojenny lotnictwa polskiego na frontach II wojny światowej ciągle czeka na swego dziejopisarza. Dotychczas nie znalazł się autor lub zespół autorów, który by potrafił w sposób encyklopedyczny opisać ten ogromny wkład polskiego lotnictwa w zwycięstwo wojenne, pomimo, że od zakończenia wojny upłynęło już 35 lat. Dojrzała już drugie pokolenie ludzi urodzonych po wojnie, skąd więc czerpać mają oni wiedzę o tym pasjonującym temacie? A zainteresowanie nim nie maleje. Błyskawicznie znikają z półek księgarskich nieliczne książki o tematyce lotniczej, ogromnym powodzeniem cieszą się czasopisma lotnicze, modelarskie i ogólnowojskowe. Wprawdzie prawie wszystkie etapy wojny lotniczej i szlaku bojowego lotnictwa polskiego od 1.09.1939 do 9.05.1945 zostały opisane przez uczestników wydarzeń, lecz jest to literatura beletrystyczna. Nie ma jednak nadal pozycji kompleksowo ujmującej temat w jednym, wielkim, ilustrowanym (choćby i kilkutomowym) opracowaniu, w którym czytelnik znalazłby wszystko: strukturę organizacyjną, składy osobowe, wykazy zwycięstw i strat, opisy i rysunki sprzętu, znaków, godeł, mundurów, historię walk, fotografie, mapy, dokumenty. Powinna to być encyklopedia absolutnie rzetelna i udokumentowana, a zatem wiarygodna.

Książka I. Kolińskiego niestety do takich nie należy. Historia jest sprawą poważną, a jej wypaczenie jest karygodne. Po przeczytaniu książki I. Kolińskiego nie sposób oprzeć się takiemu wrażeniu. Szczegóły podają niżej:

**Rozdz.: Organizacja i uzbrojenie lotnictwa we wrześniu 1939 r.:** s. 13 jest: „...kpt. pil. Zygmunta Zobrowskiego...”, powinno być: mjr obs. Zygmunta Zbrowskiego; s. 45 jest: „...spośród 11 eskadr 4 były wyposażone w samoloty RWD-14 Czapla...”, powinno być: 5 eskadr (13, 23, 33, 53 i 63); s. 45 jest: „...w armii Poznań znajdowały się dwa plutony...”, powinno być: w armii Poznań był tylko jeden pluton łącznikowy; s. 45 jest: „...w lotnictwie armijnym 1.09.39 były 274 różne samoloty: 67 rozpoznawczych typu Karaś P-23, 104 myśliwskie typu P-11 i P-7, 79 obserwacyjnych typu Lublin R-XIII i RWD-14 Czapla...”, powinno być: w lotnictwie armijnym 1.09.39 było 270 różnego typu samolotów: 64 rozpoznawcze P-23 Karaś, 105 myśliwskich P-11 i P-7, 77 obserwacyjnych R-XIII i RWD-14 Czapla oraz 24 łącznikowe RWD-8; s. 51 jest: „...43 eskadra obserwacyjna i 46 eskadra obs. (bez plutonu)...”, powinno być: 46 eskadra obserwacyjna w składzie 2 plutonów; s. 69 jest: „...w działaniach bojowych dywizjon brygady: III/1 pułku lotniczego i IV/2 pułku lotniczego zestrzeliły 45 samolotów nieprzyjaciela. Straty personalne tych dywizjonów wyniosły 11 ludzi: 8 rannych i 3 zaginionych...”, powinno być: w działaniach bojowych brygady: dywizjon III/1 i IV/1 zestrzeliły 50 samolotów npl. Straty personalne tych dywizjonów wyniosły: 2 poległych, 12 rannych i 6 zaginionych; s. 71 jest: „...55 eskadra — Marynin pod Radzymiinem...”, powinno być: pod Radzynielem; s. 72 jest: „...straty brygady wyniosły 77 samolotów i 421 lotników, w tym: 96 poległo i zaginęło, 18 rannych, część dostała się do niewoli...”, powinno być: Straty brygady wyniosły 67 samolotów bojowych oraz 70 poległych, 18 rannych, 12 zaginionych oraz 32 dostało się do niewoli; s. 73 jest: „...II Dywizjon Liniowy Brygady Bombowej sformowany w 1925 r...”, powinno być: II Dywizjon Liniowy został sformowany w 1921 r. i jako II Dywizjon Bombowy Lekki wszedł w dniu 31.08.39 r. w skład Brygady Bombowej; s. 74 jest: „...dywizjon liczył przypuszczalnie 273 ludzi, w tym 35 pilotów...”, powinno być: w tym 34 pilotów; s. 74 jest: „...tego dnia dywizjon przeniósł się na lotnisko Obory...”, powinno być: był taki zamiar, ale nie tego dnia, lecz 3.09 i z powodu zbombardowania lotniska Obory dywizjon przeniósł się na lotnisko Zaborów; s. 74 jest: „...6.09. zestrzelono 6 samolotów z kolejnej wyprawy bombowej Do-125 i Ju-87...”, powinno być: 6.09. zestrzelono 7 samolotów; 3 Ju-87, 1 Me-110, i Do-17 i 1 He-111. Natomiast nie zestrzelono wcale samolotów Do-215, gdyż ten typ samolotu nie był użyty w wojnie 1939 r.; s. 75 jest: „...III Dywizjon zestrzelił 20 samolotów...”, powinno być: ze-

strzelił na pewno 23 samoloty; s. 75 jest: „...dowódcy eskadr: 121 — kpt. pil. Walerian Jasionowski, a 122 — kpt. pil. Tadeusz Sędzielski...”, powinno być: dowódcy eskadr: 121 — kpt. pil. Tadeusz Sędzielski, a 122 — kpt. pil. Mieczysław Wiórkiwicz. Kpt. pil. W. Jasnowski był oficerem taktyczno-operacyjnym III/2 dywizjonu, a od 2.09 dowódcą III/12 po śmierci kpt. pil. Medweckiego; s. 76 jest: „...kpt. pil. Bernard Groszewski...”, powinno być: por. pil.; s. 78 jest: „...sformowany w 1925 r. w składzie 3 pułku lotn...”, powinno być: dywizjon myśliwski został zorganizowany w 1921 r. z 13 i 15 eskadr myśli., które następnie otrzymały numerację 131 i 132 eskadry; s. 80 jest: „...VI Dywizjon Liniowy Brygady Bombowej...”, powinno być: VI Dywizjon Bombowy Lekki Brygady Bombowej; s. 81 jest: „...20 pilotów poległo i zaginęło, a 7 zostało rannych...”, powinno być: 1 pilot, 4 obserwatorów i 4 strzelców samolotowych poległo, 3 zaginęło i 5 było rannych; s. 82 jest: „...Dywizjon stracił 23 pilotów poległych i zaginionych, 4 rannych a 3 dostało się do niewoli...”, powinno być: Dywizjon stracił 2 pilotów, 6 obserwatorów i 8 strzelców samolotowych (polegli w lotach bojowych); 9 zaginionych, 4 rannych i 3 w niewoli; s. 82 jest: „...dowódcy eskadr: 216 — kpt. obs. Władysław Bukszo...”, powinno być: Dukstoz; s. 83 jest: „...19 pilotów XV Dywizjonu poległo i zaginęło. Znaczna część dostała się do niewoli...”, powinno być: poległo w XV Dywizjonie: 2 pilotów, 3 obserwatorów i 8 strzelców samolotowych. Grupa żołnierzy służb naziemnych (ok. 30) dostała się do niewoli; s. 83 jest: „...Lotniczy Dywizjon Morski...”, powinno być: Morski Dywizjon Lotniczy; s. 85 jest: „...sformowana w 1929 r...”, powinno być: 13 eskadra towarzysząca z istniejącego plutonu towarzyszącego z 1 Pułku Lotniczego; s. 85 jest: „...z lotniska Wierzbno...”, powinno być: Wierzbowo; s. 86 jest: „...23 eskadra obserwacyjna sformowana w 1925 r...”, powinno być: w 1930 r. została sformowana w 2 Pułku Lotniczym 23 eskadra towarzysząca, która latem 1939 r. została przemianowana na 23 eskadrę obserwacyjną; s. 86 jest: „...kpt. obs. Stefan Sudek...”, powinno być: por. obs. Władysław Rewakowicz; s. 87 jest: „...24 eskadra rozpoznawcza sformowana w 1925 r...”, powinno być: w 1936 r. została sformowana w 2 Pułku Lotniczym 24 eskadra liniowa, która latem 1939 r. została przemianowana na 24 eskadrę rozpoznawczą; s. 88 jest: „...26 eskadra rozpoznawcza sformowana przed 1935 r...”, powinno być: rozkazem nr 4359 MSW z dnia 19.07.37 r. powstała 26 eskadra towarzysząca, która latem 1939 r. otrzymała nazwę 26 eskadry obserwacyjnej; s. 88 jest: „...kpt. pil. Stanisław Krzysztyniak...”, powinno być: kpt. obs. Stanisław Rzepa; s. 89 jest: „...31 eskadra rozpoznawcza sformowana w 1925 r...”, powinno być: dnia 7.11.1918 r. powstała na lotnisku Rakowice k. Krakowa 1 Eskadra Bojowa występująca następnie jako 5 Eskadra Wywiadowcza w składzie 3 Pułku Lotniczego (od 1921 r.), od 1925 r. przyjęła nazwę 31 eskadra liniowa, a od lipca 1939 r. — 31 eskadra rozpoznawcza; s. 89 jest: „...personalne latający składał się z 8 pilotów, 7 obserwatorów i 7 strzelców samolotowych...”, powinno być: personel latający 31 Eskadry Rozpoznawczej składał się z 13 pilotów, 14 obserwatorów i 7 strzelców samolotowych; s. 90 jest: „...32 Eskadra Rozpoznawcza sformowana w 1925 r...”, powinno być: w 1919 r. przy 4 Dywizji Strzelców organizuje się 10 Eskadra Wywiadowcza, która w 1921 r. wchodzi w skład formującego się 3 Pułku Lotniczego. Od 1925 r. przyjmuje nazwę 32 Eskadra Liniowa, a od lipca 1939 r. — 32 Eskadra Rozpoznawcza; s. 91 jest: „...33 Eskadra Obserwacyjna sformowana w 1925 r...”, powinno być: w 1935 r. zorganizowano w 3 Pułku Lotniczym 33 Eskadrę Towarzyszącą, która w lipcu 1939 r. przyjęła nazwę 33 Eskadra Obserwacyjna; s. 91 jest: „...kpt. obs. Stanisław Zaleski...”, powinno być: Zaleski; s. 92 jest: „...kpt. pil. Janusz Badowski...”, powinno być: kpt. obs.; s. 92 jest: „...z lotniska Mierzejewo...”, powinno być: Gulczewo; s. 92 jest: „...36 Eskadra Obserwacyjna sformowana przed 1937 r...”, powinno być: rozkazem nr 4359 MSW z dnia 19.07.37 r. sformowano w 3 Pułku Lotniczym 36 Eskadrę Towarzyszącą, przemianowaną w 1939 r. na 36 Eskadrę Obserwacyjną; s. 93 jest: „...41 Eskadra Rozpoznawcza sformowana w 1925 r...”, powinno być: w maju 1924 r. organizuje się w 4 Pułku Lotniczym 41 Eskadra Wywiadowcza, przemianowana następnie na 41 Eskadrę Liniową, a od 1939 r.

na 41 Eskadrę Rozpoznawczą; s. 94 jest: „...42 Eskadra Rozpoznawcza sformowana w 1925 r...”, powinno być: tak jak 41 Eskadra; s. 94 jest: „...kpt. obs. Wacław Walter...”, powinno być: Waltera; s. 95 jest: „...46 Eskadra Obserwacyjna sformowana przed 1937 r...”, powinno być: 46 Eskadra Towarzysząca została sformowana rozkazem z dn. 19.07.1937 r. i w 1939 r. przemianowana na 46 Eskadrę Obserwacyjną; s. 96 jest: „...51 Eskadra Rozpoznawcza sformowana w 1929 r...”, powinno być: w 1932 r. na bazie rozwiązanej 54 Eskadry Liniowej powstała 51 Eskadra Liniowa, przemianowana w 1939 r. na 51 Eskadrę Rozpoznawczą; s. 97 jest: „...53 Eskadra Obserwacyjna sformowana w 1929 r...”, powinno być: w 1932/33 r. organizuje się w 5 Pułku Lotniczym 53 Eskadra Towarzysząca, która w 1939 r. otrzymuje nazwę 53 Eskadra Obserwacyjna; s. 97 jest: „...kpt. pil. Józef Kierzkowski...”, powinno być: Kieszkowski; s. 97 jest: „...55 Eskadra Liniowa sformowana w 1929 r...”, powinno być: 55 Eskadra Liniowa powstała w 1928 r. z przybyłej z 2 Pułku Lotniczego 24 Eskadry Liniowej. W końcu sierpnia 1939 r. weszła w skład Brygady Bombowej jako Samodzielną 55 Eskadra Bombowa; s. 97 jest: „...na lotnisku Marynin k. Radzyna...”, powinno być: k. Radzyna; s. 98 jest: „...63 Eskadra Obserwacyjna sformowana w 1925 r...”, powinno być: w dniu 1.08.1934 r. rozpoczęto w 6 Pułku Lotniczym formowanie 51 Eskadry Liniowej, przemianowana w 1939 r. 63 Eskadry Obserwacyjnej; s. 99 jest: „...kpt. pil. Stanisław F. Wolf...”, powinno być: kpt. obs. Jan Hareziak; s. 99 jest: „...66 Eskadra Obserwacyjna sformowana do 1935 r...”, powinno być: 22.06.1934 r. została zorganizowana w 6 Pułku Lotniczym 66 Eskadra Towarzysząca, przemianowana w 1939 r. na 66 Eskadrę Obserwacyjną; s. 100 brak nazwiska dowódcy 66 Eskadry Obserwacyjnej, powinno być: kpt. obs. Albert Kubieniec; s. 100 jest: „...kpt. pil. Józef Brzeziński...”, powinno być: por. pil.

Na 63 stronach dotyczących lotnictwa z okresu międzywojennego i wojny 1939 r. autor popełnił 52 błędy. Czytając zamieszczone metryki eskadr można błędnie wnioskować, że do 1925 r. nie było w polskim lotnictwie 2, 3, 4 Pułku Lotniczego, a w 1 Pułku był tylko jeden dywizjon myśliwski.

Część książki dotycząca lotnictwa polskiego w Wielkiej Brytanii również zawiera wiele błędów, np.: s. 19 — mapa przedstawia dane nieprawidłowe; w czasie bitwy o Anglię dywizjon 307 nie stał w Exeter, lecz w Kirton in Lindsey, a dywizjonów 309, 315, 316 i 317 w ogóle wtedy jeszcze nie było; s. 20 — liczba 104 bombowców polskich dotyczyła łącznie dwóch nalotów na Kolonię i Essen, a nie jednego; s. 158 — Dywizjon 317 nosił nazwę „Wileński”, a nie „Lwowskiich Puchaczy”; s. 181 — Dywizjon 307 sformowano 5.09. a nie 24.08. Tomlinson pochodził z Afryki Południowej a nie z Anglii. Znak dywizjonu nie był przyjęty z b. dywizjonu myśliwskiego 6 Pułku, ale wymyślono nowy. Na szaliku było wyhaftowane motto, a nie młot. Kpt. Andrzejewski dowodził dywizjonem od 05.1946, a nie 05.1945; s. 183 — godło dywizjonu 308 przyjęto ze 121, a nie 122 eskadry; s. 190 — litery ewidencyjne dywizjonu 317 były JH, a nie IHC. Są także błędy w nazwach miast.

Osobną sprawą jest część graficzno-illustracyjna książki. Rysunki techniczne samolotów są zbyt uproszczone i nieczytelne. Ich opisy techniczne są błędne i nieścisłe, co może być wynikiem niezajomości języka i nomenklatury stosowanej przy tego rodzaju opisach. Np.: „...śmigło wykonane z drzewa, podwozie sztywne, zamocowane na stałe...”; rysunek przedstawia samolot z chowanym podwoziem, a opis podaje: „podwozie stałe”. I dalej: podpis pod kolorową sylwetką Mustanga kpt. Horbaczewskiego: „...Jesienią 1944 r.” jest nieprawidłowy. Samolot ten wtedy już nie istniał, gdyż kpt. Horbaczewski zginął w sierpniu tegoż roku. Przedstawiono tylko niektóre kolorowe rysunki godeł eskadr z 1939 r.; część z nich jest nieprawdziwa. Dotyczy to także godeł dywizjonów lotniczych PSP.

Wydaje się, że zarówno autor tekstu, jak i autor części graficznej korzystali z materiałów zdezaktualizowanych sprzed 15-20 laty.

Książka I. Kolińskiego nie jest pozycją, która może zadowolić czytelnika, nie może też pretendować do miana encyklopedii.

Wiesław Bączkowski

## Właściwości mechaniczne drewna (II)

### Wytrzymałość na ściskanie

Wytrzymałość drewna można badać wzdłuż lub w poprzek włókien w kierunku stycznym lub promieniowym. Zależy ona od wilgotności, gęstości, pochodzenia badanej próbki z określonej partii strzały drzewa (np. dla sosny wytrzymałość na ściskanie maleje wraz ze zbliżaniem się do wierzchołka drzewa). Wytrzymałość części twardej przewyższa znacznie wytrzymałość bielastej partii strzały.

Dla drewna gatunków iglastych wytrzymałość na ściskanie w kierunku promieniowym wynosi 15÷25% wytrzymałości na ściskanie wzdłuż włókien, zaś dla drewna gatunków liściastych — 30÷40%. Wytrzymałość na ściskanie poprzeczne w kierunku stycznym drewna gatunków iglastych jest półtora raza większa od wytrzymałości na ściskanie w kierunku promieniowym. Drewno gatunków o dobrze rozwiniętych promieniach rdzeniowych (dąb, buk, klon i brzoza) jest wytrzymalsze na ściskanie poprzeczne w kierunku promieniowym niż w kierunku stycznym. Drewno liściaste o słabo rozwiniętych promieniach rdzeniowych wykazuje jednakową wytrzymałość na ściskanie poprzeczne, bez względu na kierunek działania sił. Wytrzymałość na: ściskanie, rozciąganie i ścinanie określamy z zależności:

$$R_w = \frac{P}{A}$$

gdzie:  $P$  — siła niszcząca próbkę,  $A$  — powierzchnia przekroju odniesienia,  $R_w$  — wytrzymałość na ściskanie próbki o wilgotności  $W\%$ .

### Wytrzymałość na rozciąganie

Wytrzymałość drewna na rozciąganie osiąga najwyższe wartości wśród mechanicznych własności drewna. Wytrzymałość na rozciąganie w poprzek włókien osiąga 1/20÷1/10 wartości wytrzymałości wzdłuż włókien. Na wytrzymałość na rozciąganie mały wpływ ma wilgotność 15÷20%, a duży — gęstość drewna i jego anatomiczne własności oraz położenie na przekroju poprzecznym (tabl. 4).

Dla drewna rodzajów iglastych granica proporcjonalności przy rozciąganiu wzdłuż włókien wynosi 83% granicy wytrzymałości, dla drewna rodzajów liściastych natomiast — 70%. Wytrzymałość na rozciąganie wzdłuż włókien jest ok. 2,5 raza większa od wytrzymałości na ściskanie wzdłuż włókien. Sękatość zmniejsza wydatnie wytrzymałość drewna na zerwanie (tabl. 5).

### Wytrzymałość na skręcanie

Drewno podlega skręceniu wzdłuż włókien wówczas, gdy oś skręcania jest równoległa do kierunku włókien, natomiast gdy oś skręcania jest prostopadła do kierunku włókien — podlega skręceniu w poprzek włókien. Wytrzymałość na skręcanie wzdłuż włókien jest znacznie większa niż w poprzek włókien (tabl. 6).

Dla drewna iglastego granica proporcjonalności przy skrę-

TA BLICA 4. Wytrzymałość drewna niektórych gatunków na rozciąganie (wg Pierielygina)

Gatunek drewna	Granica wytrzymałości przy badaniach na rozciąganie [MPa]		
	wzdłuż włókien	w poprzek włókien	
		w kierunku promieniowym	w kierunku stycznym
Grab	18,535	9,90	5,98
Klon	16,495	7,06	3,62
Brzoza	15,298	8,04	10,39
Dąb	14,219	5,69	4,02
Osika	14,219	1,66	4,02
Olcha	13,729	3,24	1,76
Buk	13,140	8,73	7,35
Sosna	12,533	2,55	1,96
Modrzew	11,797	6,08	—
Jesion	10,876	2,16	4,02
Wiąz	7,786	3,43	3,63
Świerk	7,198	2,16	2,94

caniu wynosi 1/2 wytrzymałości, a dla drewna liściastego — 1/3.

Wpływ wilgotności drewna na wytrzymałość na skręcanie jest nieznaczny. Wytrzymałość na skręcanie zwiększa się wraz ze wzrostem masy właściwej drewna; określamy ją z zależności:

$$R = \frac{M_s}{W_s}$$

gdzie:  $M_s$  — moment skręcający niszczący próbkę,  $W_s$  — wskaźnik wytrzymałości przy skręcaniu przekroju odniesienia,  $R$  — wytrzymałość na skręcanie próbki.

### Wytrzymałość na zginanie statyczne

Zginanie styczne występuje w przypadku, gdy kierunek sił pokrywa się ze styczną do słoju rocznych, jeśli zaś kierunek sił pokrywa się z promieniami rdzeniowymi, występuje zginanie promieniowe. Przełom przy zginaniu statycznym drewna wysokogatunkowego jest włóknisty, natomiast drewno zleżale i nadgniłe daje przełom gładki. Stosunek między wytrzymałością na zginanie statyczne w poprzek włókien a wytrzymałością na ściskanie wzdłuż włókien wynosi średnio 2,0. Wytrzymałość na zginanie promieniowe dla drewna liściastego jest 2÷4% większa niż wytrzymałość na zginanie styczne, a dla drewna iglastego — 10÷12% (tabl. 7).

Wytrzymałość na zginanie statyczne określamy z zależności:

$$R_w = \frac{M}{W}$$

gdzie:  $M$  — moment zginający niszczący próbkę,  $W$  — wskaźnik wytrzymałości na zginanie przekroju odniesienia,  $R_w$  — wytrzymałość na zginanie statyczne próbki o wilgotności  $W\%$ .

### Wytrzymałość na ścinanie

Kierunek ścinania ma duże znaczenie ze względu na anizotropową budowę drewna. Wyróżnia się następujące przypadki:

— siła działa prostopadle do włókien i usiłuje przeciąć drewno w płaszczyźnie przekroju poprzecznego w kierunku stycznym lub promieniowym,

— siła działa prostopadle do włókien i usiłuje przeciąć drewno w płaszczyźnie przekroju stycznego lub promieniowego,

— siła działa równoległe do włókien i usiłuje przeciąć drewno w płaszczyźnie przekroju stycznego lub promieniowego.

Wytrzymałość drewna na ścinanie równoległe do włókien jest znacznie mniejsza niż wytrzymałość na ścinanie w kierunku prostopadłym (tabl. 8). Duży wpływ na wytrzymałość drewna na ścinanie ma wilgotność bezwzględna drewna (tabl. 9).

TABLICA 5. Wpływ sęków na wytrzymałość drewna sosny (wg Grafa)

Drewno	Gęstość [kg/m³]	Wytrzymałość na rozciąganie		Wytrzymałość na ściskanie podłużne	
		[MPa]	zmniejszenie [%]	[MPa]	zmniejszenie [%]
Bezsęczone	500	76,49	—	39,52	—
Mало sękatе	530	37,65	51	35,40	10
Silnie sękatе	570	11,67	85	30,79	22

TABLICA 6. Wytrzymałość drewna na skręcanie (wg Pierieligina)

Gatunek drewna	Wytrzymałość na skręcanie [MPa]	
	wzdłuż włókien	w poprzek włókien
Buk	24,02	14,80
Dąb	19,71	10,98
Świerk	9,22	3,33
Jodła	13,14	4,51
Jesion	25,89	15,20

TABLICA 7. Wytrzymałość drewna na zginanie statyczne (wg Wanina)

Gatunek drewna	Granica wytrzymałości [MPa]
Grusza	111,30
Grab, jesion i dąb	106,40 ÷ 100,22
Brzoza, modrzew i buk	95,32 ÷ 92,18
Sosna i wiąz	85,31 ÷ 83,55
Świerk i osika	67,96 ÷ 65,99
Lipa, jodła, olcha i cedr	54,12 ÷ 49,22

### Wytrzymałość na rozłupanie

Wytrzymałość na rozłupanie jest to odporność drewna na rozszepianie się wzdłuż włókien pod działaniem klina. Drewno gatunków liściastych łupie się łatwiej w płaszczyźnie promieniowej. W drewnie gatunków iglastych rozszepienie w kierunku stycznym zachodzi łatwiej niż w kierunku promieniowym. Pewne wady drewna (falistość, spiralność, sękatość) powodują zwiększenie wytrzymałości na rozłupanie (rys. 1).

Wytrzymałość na rozłupanie określamy z zależności:

$$R = \frac{P}{A}$$

gdzie:  $P$  — siła niszcząca próbkę,  $A$  — pole przekroju odniesienia,  $R$  — wytrzymałość na rozłupanie.

### Udarność

Miernikiem udarności jest ilość energii potrzebna do złamania drewna w stosunku do przekroju odniesienia. Udarność określamy na podstawie wzoru:

$$U_w = \frac{L}{bh}$$

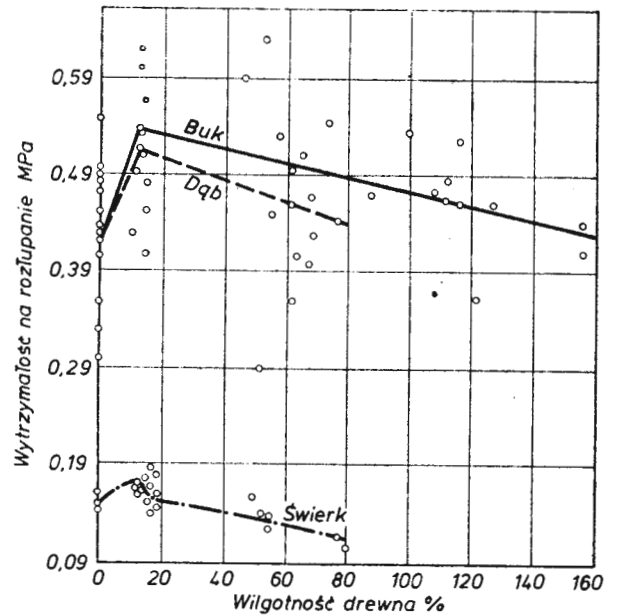
gdzie:  $b$  — wymiar przekroju próbki w kierunku promieniowym,  $h$  — wymiar przekroju próbki w kierunku stycznym,  $L$  — praca zużyta na zniszczenie próbki,  $U_w$  — udarność przy  $W\%$  wilgotności.

Zależność między wilgotnością a udarnością jest silnie zróżnicowana zależnie od gatunku drewna (rys. 2).

Badania wytrzymałości drewna na uderzenie przeprowadza się w kierunku promieniowym i stycznym.

### Twardość

Najczęściej stosowanymi metodami pomiaru twardości drewna są metody Janki i Brinella (twardość czołowa) oraz



Rys. 1. Zależność między wytrzymałością na rozłupanie a wilgotnością drewna (wg Kollmanna)

TABLICA 8. Wytrzymałość drewna na ścinanie (wg Wanina)

Gatunek drewna	Wytrzymałość na ścinanie przy sile działającej [MPa]	
	prostopadle do włókien	równoległe do włókien
Buk	28,44	8,33
Jesion	27,45	6,37
Dąb	26,48	7,37
Lipa	19,61	4,90
Wiąz	6,86	5,98
Jodła	26,48	6,18
Modrzew	22,55	7,06
Świerk	21,57	6,57
Sosna	20,59	5,98

metoda Chalais-Meudon (twardość drewna w kierunku promieniowym i stycznym).

Twardość drewna rośnie proporcjonalnie do wzrostu jego gęstości. Drewno późne oraz o zwięźlejszej strukturze wykazuje większą twardość niż drewno wczesne lub o luźnej strukturze. Twardość drewna na przekroju poprzecznym jest większa niż twardości na przekroju stycznym lub promieniowym (tabl. 10).

### Metoda Janki

Wciskanie kulki o średnicy 11,28 mm na głębokość promienia. Odczyt na tarczy siłomierza [MPa].

### Metoda Brinella

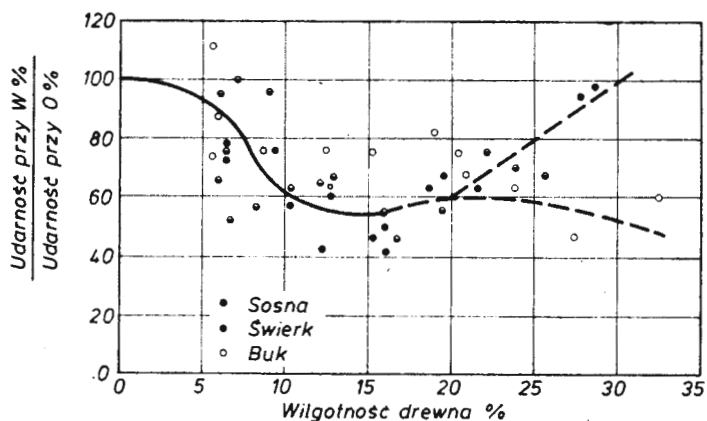
Wciskanie w drewno kulki o średnicy 10 mm pod stałym obciążeniem, pomiar głębokości wcisku. Twardość określamy z zależności:

$$T = \frac{P}{A}$$

TABLICA 9. Wytrzymałość drewna na ścinanie podłużne (wg Göhrego)

Gatunek drewna	Wytrzymałość na ścinanie [MPa] przy wilgotności		Gatunek drewna	Wytrzymałość na ścinanie [MPa] przy wilgotności	
	12%	30%		12%	30%
Sosna	9,80	5,88	Dąb	10,79	7,35
Świerk	6,57	5,10	Jesion	12,55	—
Daglezja	7,75	5,78	Robinia	12,55	+
Modrzew	8,83	—	Topola	6,37	4,71
Buk	14,71	—			





Rys. 2. Wpływ wilgotności na udarność drewna świerkowego, sosnowego i bukowego (wg Ghelmeziu)

TABLICA 10. Twardość drewna [MPa] oznaczona metodą Janki przy wilgotności 15% (wg Wanina)

Gatunek drewna	Przekrój		
	czołowy	promieniowy	styczny
Cis	82,87	63,65	59,33
Modrzew	39,13	29,62	29,13
Sosna			
zwyczajna	26,48	23,54	23,54
Świerk	21,97	17,85	18,04
Jesion	67,67	56,19	59,04
Grab	63,06	49,82	—
Dąb	59,62	51,09	—
Buk	54,33	37,17	39,42
Wiąz	39,52	32,07	35,50
Brzoza	37,27	33,05	32,85
Topola	19,42	14,02	—

gdzie:  $P$  — siła wywołująca nacisk,  $A$  — pole powierzchni czasy wgniecenia,  $T$  — twardość [MPa].

#### Metoda Chalais-Meudon

Weiskanie walca stalowego o średnicy 3 cm powierzchnią boczną w promieniową lub styczną płaszczyznę badanej próbki ( $2 \times 2 \times 30$  cm).

#### Giętkość

Miarą giętkości drewna jest wielkość strzałki ugięcia, jaką można osiągnąć pod działaniem jednakowych obciążeń zginających. Badanie giętkości przeprowadza się na specjalnych szablonych. Najmniejszą krzywizną ma szablony o promieniu 250 mm. Promień krzywizny następnych szablonych zmniejsza się w odstopniowaniu co 50 mm. Wymianę szablonych prowadzi się dopóty, dopóki w próbce nie wystąpią wyraźne ślady zniszczenia.

Listwy drewniane i sklejkę można wyginać na zimno, lecz aby nie wprowadzać do elementów konstrukcyjnych naprężeń montażowych, stosuje się gięcie wstępne. W tym celu przycięte listwy i pokrycia sklejkowe poddaje się obróbce

TABLICA 11. Czasy parowania drewna

Drewno	Początkowa wilgotność drewna [%]	Grubość listwy [mm]			
		5	10	15	20
Miękkie	7 ÷ 10	2	4	6	8 h
	15 ÷ 20	15	20	30	45 min
Twarde	7 ÷ 10	4	8	12	16 h
	15 ÷ 20	30	45	60	80 min

cieplą przez parowanie, w specjalnych zbiornikach, w których parę przepuszcza się przez wodę znajdującą się na dnie. Czas parowania zależy od rodzaju drewna i grubości

TABLICA 12. Najmniejsze promienie gięcia listwy drewnianych

Grubość listwy [mm]	5	6	8	10	12	14	16	20	25
Najmniejszy promień [mm]	100	120	160	200	240	280	320	400	500

TABLICA 13. Siła  $N$  potrzebna do wyrwania gwoździ z drewna (wg Wanina)

Gatunek drewna	Wilgotność [%]	Gęstość [kg/m <sup>3</sup> ]	Kierunek		
			poprzeczny	promieniowy	styczny
Sosna	8,2	600	873	1294	1393
Świerk	9,4	360	539	706	735
Brzoza	8,6	660	1324	1893	1804
Buk	8,4	670	1432	1981	1834
Dąb	7,6	660	1314	1540	1471
Grab	6,5	720	1834	2059	1912
Jesion	8,9	640	1540	1814	1804
Lipa	6,5	410	549	794	775
Osika	6,5	410	628	804	824
Wiąz	8,2	540	941	1373	1344

TABLICA 14. Porównanie siły  $N$  potrzebnej do wyrwania wkręta z płyty wiórowej, stolarskiej i z litego drewna sosnowego (wg Bauzy i Nowaka)

Kierunek wyrwania wkrętów	Rodzaj materiału	Przy wilgotności materiału [%]		
		0	10	20
Prostopadle do płaszczyzny płyty lub do przebiegu włókien drewna	płyta wiórowa	1765	1659	1637
	płyta stolarska	2454	2066	1463
	drewno	2383	2192	2239
Równoległe do płaszczyzny płyty lub do przebiegu włókien drewna	płyta wiórowa	989	887	849
	płyta stolarska	1496	1467	1157
	drewno	1824	1676	1721

giętej części. Drewno wilgotniejsze wymaga krótszego czasu parowania (tabl. 11).

Wyparowane drewno o wilgotności do 25% gnie się na foremnikach na żądany promień. Najmniejsze promienie gięcia listwy drewnianych podaje tabl. 12.

Po ułożeniu części giętych w foremnikach należy je zaraz dosuszać, aby zachowały właściwy kształt i uzyskały normalną wilgotność.

#### Utrzymanie gwoździ i wkrętów

Jednym z najprostszyc sposobów łączenia części drewnianych (ze sobą lub innymi materiałami) jest stosowanie gwoździ lub wkrętów. Miarą zdolności drewna do utrzymania gwoździ jest siła potrzebna do wyrwania ich z drewna. Siła potrzebna do wyrwania gwoździa wbitego w przekrój czołowy (ką  $0^\circ$  w stosunku do kierunku włókien) jest średnio o 25% mniejsza od siły potrzebnej do wyciągnięcia gwoździa wbitego prostopadle do kierunku włókien (tabl. 13).

Wraz ze wzrostem wilgotności drewna zmniejsza się opór przy wyrwaniu wkrętów. Opór przy wyrwaniu wkrętów w kierunku prostopadłym jest również wyraźnie większy niż w kierunku równoległym do przebiegu włókien. Porównanie siły  $N$  potrzebnej do wyrwania wkręta z płyty wiórowej, stolarskiej i z litego drewna sosnowego przedstawia tabl. 14.

Opracował: Hubert Dłutowski

#### LITERATURA

- M. KUBIAK, K. ROGALIŃSKI: Użytkowanie lasu. Tom I, PWRiL, Warszawa, 1970 r.
- A. SKARBIŃSKI: Technologia budowy szybowców. WKiŁ, Warszawa 1969 r.
- H. ZATYKA: Pomoce konstruktorskie Techniki Lotniczej. Technika Lotnicza nr 1, 1955 r.

WCT/34/K/79

## Metoda przewidywania rzeczowych wyników przewozowych przy zmianie podaży

Mgr inż. HENRYK ZIMAKOWSKI

Komunikacja lotnicza spełni warunek ekonomiczności wówczas, gdy program eksploatacji samolotów będzie skorelowany z popytem na przewozy. W artykule omówiono niektóre matematyczne aspekty ekonomicznej obsługi pasażerów w ruchu lotniczym.

Z badań nad popytem na przewozy pasażerskie wynika, że zjawisko to w sposób precyzyjny można opisać za pomocą rachunku prawdopodobieństwa. Badając liczby wyrażające licznosc klientów zamierzających lecieć z punktu A do B np. przez okres 100 dni w dobowym przedziale czasu 8,00-10,00, otrzymamy szereg liczbowy składający się ze 100 elementów. Po uporządkowaniu go uzyskamy poniższe wartości (tabl. 1).

Popyt na przewozy wyrażony tym szeregiem, po uporządkowaniu, przedstawia w sposób precyzyjny krzywa (rys. 1) wyrażająca gęstość prawdopodobieństwa w zależności od liczby klientów (częstość występowania odpowiedniej liczby klientów). Pole pod całą krzywą odpowiada prawdopodobieństwu 1.

Rozważmy zaspokojenie takiego popytu za pomocą np. trzech samolotów o pojemności I — 50, II — 90 i III — 130 miejsc. W przypadku samolotu o 50 miejscach miarą prawdopodobieństwa, że liczba klientów będzie mniejsza od 50 jest pole  $a$ , zaś całe pole pod krzywą minus  $a$  jest miarą prawdopodobieństwa, że liczba klientów będzie większa niż 50. Średnia liczba pasażerów będzie bardzo bliska liczbie miejsc oferowanych, a stąd współczynnik wykorzystania miejsc będzie blisko 100%.

Oczekiwana liczba wolnych miejsc będzie  $\sum_{i=1}^{50} (50 - LK_i) g_i$  i będzie obrazowana sumą iloczynów rzędnych pola  $a$  i  $a''$ . Oczekiwany niezaspokojony popyt będzie  $\sum_{i=51}^{160} (LK_i - 50) g_i$  i będzie obrazowany sumą iloczynów rzędnych pola  $(b + c + d)$  i pola  $(b' + c' + d')$ . Z rys. 1 można zestawić następujący wynik (tabl. 2). Przy zwiększaniu liczby miejsc oferowanych rośnie liczba miejsc wolnych (maleje wykorzystanie miejsc w samolocie) i maleje niezaspokojony popyt na przewozy.

Do podjęcia właściwej decyzji o wysokości miejsc oferowanych potrzebny jest odpowiedni rachunek ekonomiczny. Należy więc rozporządzać szybką metodą obliczania wielkości nazywanych współczynnikiem wykorzystania miejsc i współczynnikiem niezaspokojenia popytu.

### Podstawy matematyczne

Popyt można wystarczająco opisać rozkładem normalnym o dwu parametrach: nadzieję matematyczną ( $EX$ ), tj. najczęściej występującą liczbą klientów, i odchyleniem standardowym ( $\sigma$ ) wyrażonym liczbą pasażerów i obrazującym rozproszenie pozostałych liczb klientów w praktycznym przedziale ( $EX - 3\sigma$ ,  $EX + 3\sigma$ ).

Rys. 2 przedstawia rozkład gęstości rozkładu normalnego standaryzowanego. Nakładamy dodatkowe ograniczenie, że zmienna  $z' = z$  jeśli  $z < z_k$  i  $z' = z_k$  dla  $z \geq z_k$ . Wartość średnia w wyniku tego ograniczenia wyniesie

$$z_{sr} = \frac{1}{\sqrt{2\pi}} \int_{-\infty}^{z_k} \exp\left[-\frac{z^2}{2}\right] \cdot z' dz + \frac{z_k}{\sqrt{2\pi}} \int_{z_k}^{+\infty} \exp\left[-\frac{z^2}{2}\right] dz$$

Posługując się tablicą prawdopodobieństwa dla zmiennej losowej normalnej standaryzowanej można wyliczyć  $z_{sr}$  w zależności od  $z_k$  (dla przykładu z dokładnością do 0,01 przyjmuje ono wartości — tabl. 3). Wielkość  $z_k$  jest ustalana z zależności

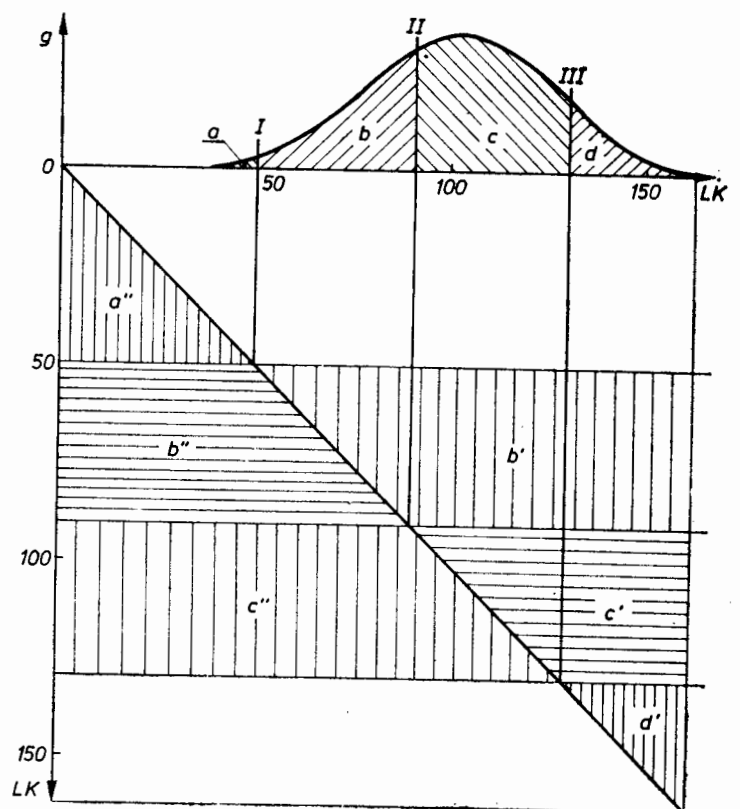
$$z_k = \frac{LM - EX}{\sigma} \quad (1)$$

gdzie:  $LM$  — liczba miejsc pasażerskich w samolocie. W praktyce jest to naniesienie na rozkład standaryzowany liczby miejsc w samolocie. Odczytane  $z_{sr}$  z tabl. 1 przeliczamy na średnią liczbę pasażerów w zależności

$$X_{sr} = EX + z_{sr} \cdot \sigma$$

Ocenę niezaspokojenia popytu można określić z zależności

$$NP = \frac{EX - X_{sr}}{EX} = \frac{-z_{sr} \cdot \sigma}{EX} \quad (2)$$



Rys. 1

TL-366/79-R.1

gdzie  $EX$  jest miarą całego popytu a  $X_{\delta r}$  jest miarą zaspokojonego popytu.

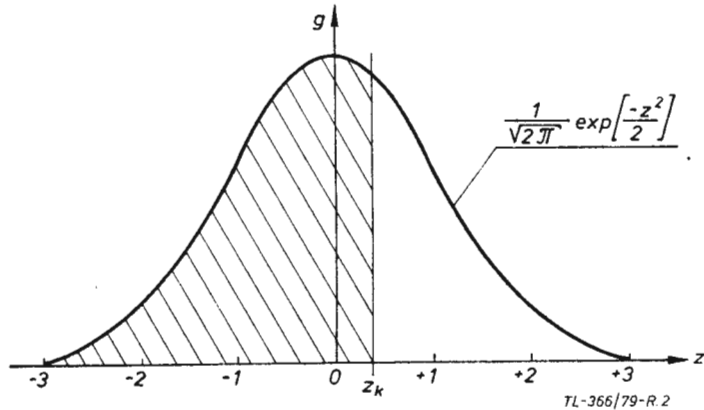
Ocenę wykorzystania miejsc w samolocie określić można z zależności:

$$WM = \frac{X_{\delta r}}{LM} = \frac{EX + z_{\delta r} \cdot \sigma}{LM} \quad (3)$$

### Zastosowanie praktyczne

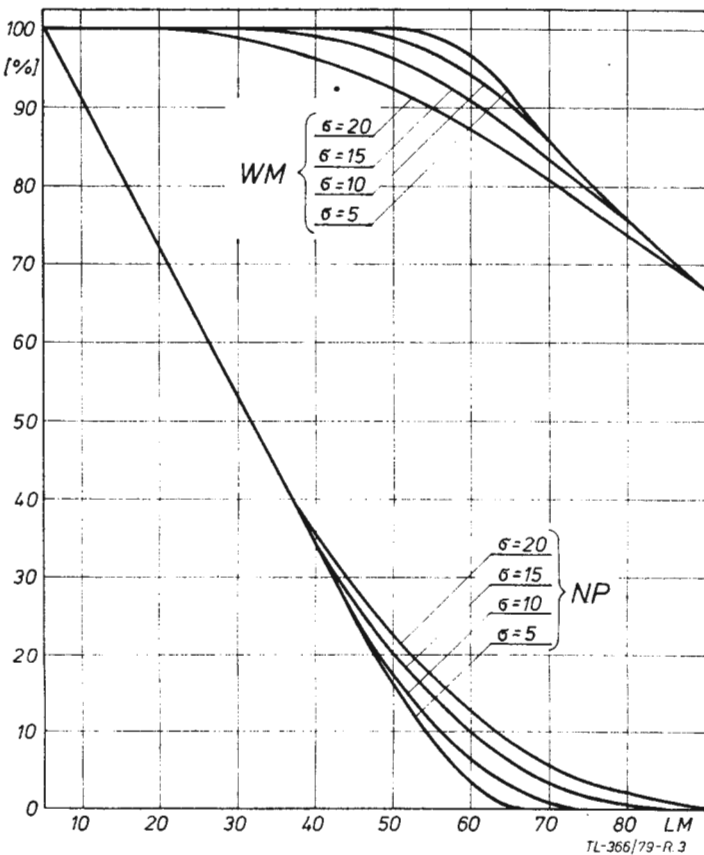
Przykładowe wyliczenia  $NP$  i  $WM$  dla wartości  $EX = 60$  i czterech wartości  $\sigma = 5, 10, 15, 20$  w zależności od  $LM$  podaje rys. 3.

Z rys. 3 można wyciągnąć następujące wnioski:  
 — przy stałej wielkości  $LM$  i  $EX$  wraz ze wzrostem  $\sigma$  (rośnie rozproszenie klientów) rośnie niezaspokojony popyt i maleje wykorzystanie miejsc,



Rys. 2

— przy danym dokładnie  $EX$  i nawet mało precyzyjnie określonym  $\sigma$  zwiększenie  $LM$  ponad  $EX + \sigma$  daje bardzo małe zmiany w  $WM$  nawet przy poważnych zmianach  $\sigma$ .  
 Kalkulacje ekonomiczne są jednak możliwe dopiero po



Rys. 3

TABLICA 3

$z_k$	$z_k < 2,5$	-2,5	-2,0	-1,5	-1,0	-0,5	0	0,5	1,0	1,5	2,0	$z_k > 2$
$z_{\delta r}$	$z_k$	-2,50	-2,01	-1,54	-1,09	-0,70	-0,40	-0,19	-0,07	-0,02	0,00	0,0

TABLICA 1

Wartość liczby klientów	Liczba przypadków	Częstość występowania danej liczby klientów
45	1	0,01
50	1	0,01
55	1	0,01
60	1	0,01
65	2	0,02
70	2	0,02
75	4	0,04
80	5	0,05
85	7	0,07
90	9	0,09
95	11	0,11
100	12	0,12
105	11	0,11
110	9	0,09
115	7	0,07
120	5	0,05
125	4	0,04
130	2	0,02
135	2	0,02
140	1	0,01
145	1	0,01
150	1	0,01
155	1	0,01
Suma	100	1,00

TABLICA 2

Samolot	Liczba miejsc w samolocie	Średnia liczba miejsc wolnych (suma iloczynów rzędnych pól)	Wielkość niezaspokojonego popytu (suma iloczynów rzędnych pól)
I	50	$a \cdot a''$	$(b+c+d)(b'+c'+d')$
II	90	$(a+b)(a''+b'')$	$(c+d)(c'+d')$
III	130	$(a+b+c)(a''+b''+c'')$	$d \cdot d'$

oszacowaniu  $EX$  i  $\sigma$ . Do tego celu można m.in. wykorzystać statystykę przewozów dotychczasowych.

Jeśli ze statystyki znamy  $WM$  oraz prawdopodobieństwo  $p$ , że  $X < LM$ , to z zależności  $p(z_k)$  (wartość dystrybuanty) znajdujemy  $z_k$ . Mamy więc dwa równania i dwie niewiadome:

$$z_k = \frac{LM - EX}{\sigma}$$

$$WM = \frac{EX + z_{\delta r} \cdot \sigma}{LM}$$

skąd

$$\sigma = \frac{LM(1 - WM)}{z_k - z_{\delta r}} = LM \cdot \frac{1 - WM}{z_k - z_{\delta r}} \quad (4)$$

$$EX = \frac{LM(z_k \cdot WM - z_{\delta r})}{z_k - z_{\delta r}} = LM \frac{z_k \cdot WM - z_{\delta r}}{z_k - z_{\delta r}} \quad (5)$$

Podane niżej przykłady ilustrują sposób posługiwania się ww. wzorami i wykresem przedstawionym na rys. 4.

**Przykład 1.** Znany jest popyt, tzn.  $EX = 40$ ,  $\sigma = 10$  i szuka się współczynnika zapewnienia miejsc  $WM$  i współczynnika niezaspokojenia popytu  $NP$ , jeśli samolot ma  $LM = 50$  miejsc. Ze wzoru (1) mamy:

$$z_k = \frac{LM - EX}{\sigma} = \frac{50 - 40}{10} = 1$$

Z rys. 4 dla  $z_k = 1$  odczytujemy, że  $z_{\delta r} = -0,07$ , tak więc:

$$WM = \frac{EX + z_{\delta r} \cdot \sigma}{LM} = \frac{40 - 0,07 \cdot 10}{50} = \frac{39,3}{50} = 0,786 = 78,6\%$$

$$NP = \frac{-z_{\delta r} \cdot \sigma}{EX} = \frac{0,07 \cdot 10}{40} = \frac{0,7}{40} = 0,0175 = 1,75\%$$

**Przykład 2.** Znane jest prawdopodobieństwo  $p$  (częstość) przypadków przewozu, w których liczba pasażerów jest



mniejsza od liczby miejsc w samolocie i wynosi  $p = 0,16$  (samolot ma miejsc  $LM = 48$ ). W dotychczasowych przewożach uzyskano współczynnik wykorzystania miejsc  $WM = 95\%$ .

Z rys. 4 znajdujemy dla  $p = 0,16$ , że  $z_k = -1$ ,  $z_{sr} = -1,09$ . Tak więc

— ze wzoru (4)

$$\sigma = LM \cdot \frac{1 - WM}{z_k - z_{sr}} = 48 \cdot \frac{1 - 0,95}{-1 + 1,09} = \frac{48 \cdot 0,05}{0,09} = 27$$

— ze wzoru (5)

$$EX = \frac{LM(z_k \cdot WM - z_{sr})}{z_k - z_{sr}} = \frac{48(-1 \cdot 0,95 + 1,09)}{-1 + 1,09} = \frac{48 \cdot 0,14}{0,09} = 75$$

Mając powyższe dane, można obliczyć współczynnik niezaspokojenia popytu ze wzoru (2)

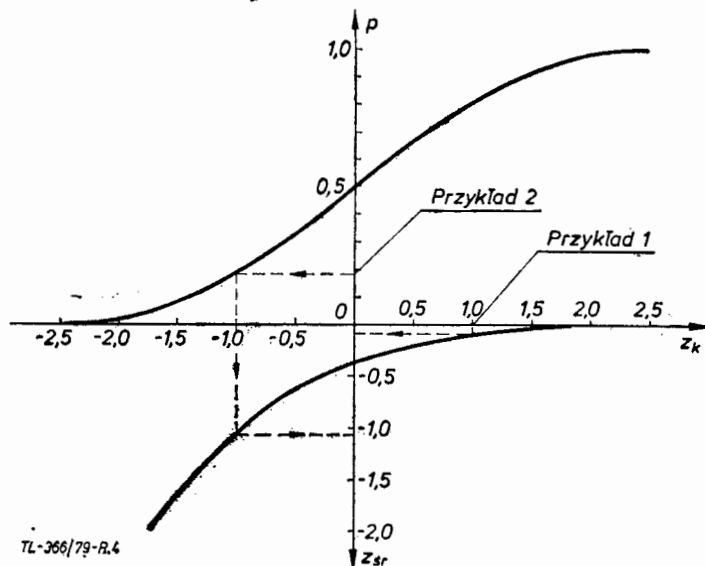
$$NP = \frac{-z_{sr} \cdot \sigma}{EX} = \frac{1,09 \cdot 27}{75} = 0,393 = 39,3\%$$

### Wnioski

Wykorzystując wiedzę z zakresu rachunku prawdopodobieństwa można precyzyjnie określać popyt na przewozy i precyzyjnie przewidywać wyniki przewozów, a także wielkość niezaspokojenia popytu przy danej podaży (oferowanej liczbie miejsc).

Zaletą opisaną metodą jest także określenie sposobu precyzyjnego rozpoznawania popytu na przewozy na eksploatowanych trasach przewozowych. Sposób ten polega na poszerzeniu statystyki przewozów, która podaje współczynnik wykorzystania miejsc na poszczególnych liniach, o częstość

przypadków przewozu, w których liczba pasażerów jest mniejsza od liczby oferowanych miejsc w samolocie. Mając



Rys. 4

te dwa parametry dla każdego okresu miesięcznego można dokładnie określić wielkości  $EX$  i  $\sigma$  i ich zmienność w ciągu interesującego okresu (sezonu, roku).

WCT/689/K/79

## PROTOTYPY

### Rolladen-Schneider LS3-17 • RFN •

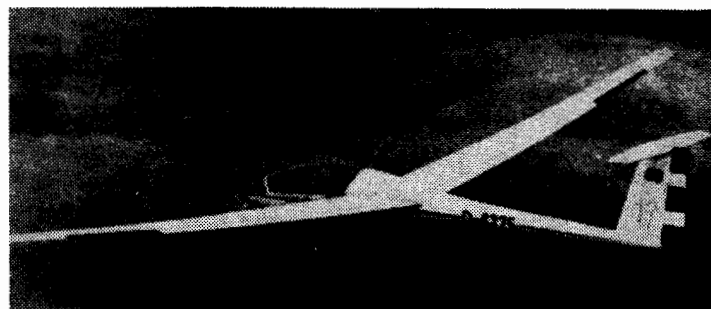
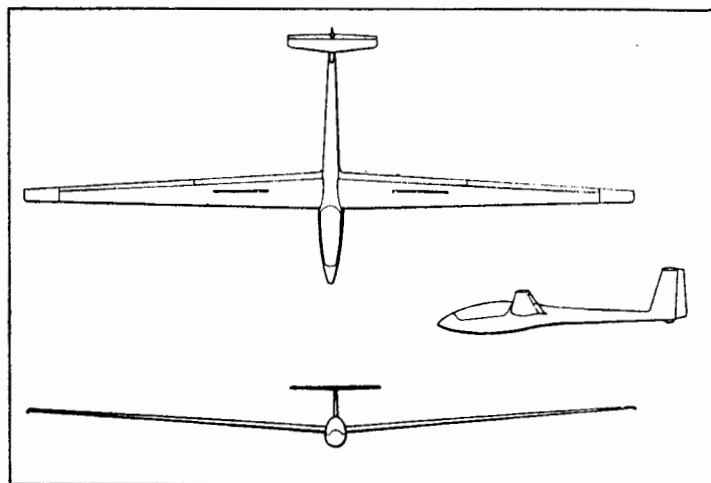
#### Szybowiec wyczynowy

10 lutego 1979 r. rozpoczęto próby w locie pierwszego szybowca wyczynowego z „przyipinanymi” końcami płata LS3-17 zbudowanego przez Rolladen-Schneider Flugzeugbau w Egelsbach. Powstał on z szybowca LS3a przez zastosowanie odejmowanych końcówek płata zwiększających rozpiętość z 15 na 17 m. Aby nie dopuścić do przekroczenia masy własnej szybowca LS3a, w szybowcu LS3-17 zrezygnowano z balastu wodnego. Nowy szybowiec miał otrzymać certyfikat w marcu—kwietniu 1979 r.

Szybowiec ma płat z profilami Wortmanna, o konstrukcji przekładkowej z laminatu zbrojonego włóknem szklanym, z piankowym wypełniaczem, z lotkami i klapami, o jednokowej budowie, wzdłuż całej rozpiętości i hamulcami aerodynamicznymi na górnej powierzchni; kadłub o półskorupowej przekładkowej konstrukcji z laminatu z piankowym wypełniaczem; usterzenie T o takiej samej konstrukcji co płat i kadłub; podwozie jednokołowe, chowane, z płożą ogonową.

**Dane techniczne:** rozpiętość 17,00 m; długość kadłuba 6,84 m; powierzchnia płata 11,22 m<sup>2</sup>; wydłużenie płata 25,80; masa własna bez wyposażenia 255 kg; maksymalna masa w locie 370 kg; maksymalne obciążenie powierzchni płata 33,00 kg/m<sup>2</sup>; obciążenie kabiny 110 kg; maksymalna dopuszczalna prędkość lotu w spokojnym powietrzu 250 km/h; prędkość przy wykonywaniu manewrów 160 km/h; prędkość przeciągnięcia 60 km/h; minimalne opadanie 0,55 m/s; doskonałość (obliczeniowa) 44.

W.K.



## BAe. Jetstream 31 • W. Brytania •

### Samolot pasażerski na linie lokalne

5 grudnia 1978 r. firma British Aerospace ujawniła decyzję budowy nowej wersji samolotu pasażerskiego na linie lokalne Jetstream oznaczonej jako Jetstream 31. Decyzja jest oparta na wynikach analizy rynkowej, która wykazała, że do połowy lat osiemdziesiątych będzie istnieć duże zapotrzebowanie na lekkie samoloty śmigłowe do przewozu pasażerów na liniach lokalnych, do lotów służbowych i do zadań wojskowych.

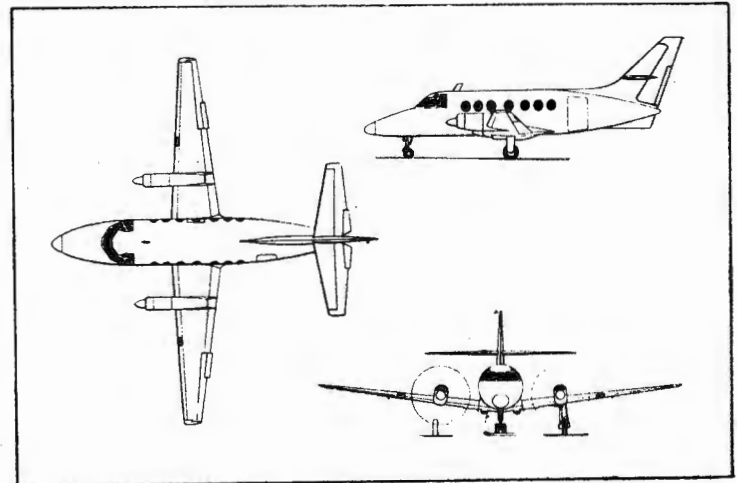
Samolot Jetstream 31 ma być budowany w trzech wersjach:

- pasażerskiej na linie lokalne (wersja podstawowa) do przewozu 18÷19 pasażerów z bagażem na trasach składających się z trzech odcinków po 160 km, bez potrzeby dodatkowego tankowania;
  - służbowej na 8÷10 osób, przy czym z 8 osobami będzie możliwy przelot na trasie 1610 km;
  - specjalnej z wyposażeniem do zadań wojskowych.
- Samolot został zaprojektowany zgodnie z wymaganiami FAR Part 25, przy czym ma spełniać również opracowywane obecnie uzupełnienia do FAR Part 23 i przyszłościowe uzupełnienia do FAR Part 24.

Konstrukcja samolotu, spełniająca zasadę fail safe, jest wykonana ze stopu aluminiowego. Płat zaopatrzone jest w lotki typu Frise i dwuszczelinowe kłapy. Płat i usterzenie mają pneumatyczny system przeciwbłodzeniowy Goodrich. Kadłub ma półskorupową konstrukcję z pokryciem „frezowanym” chemicznie i z kabiną o pełnej klimatyzacji. Wolnonośne usterzenie o dwudźwigarowej konstrukcji. Podwozie jest trójgoleniowe, chowane, ze sterowanym kołem przednim.

Do napędu zastosowano dwa turbinowe jednowałowe silniki śmigłowe Garret TPE 331-10 o mocy 700 kW (950 KM), zamiast dotychczas używanych w samolotach Jetstream silników Turbomeca Astazou XVI, i czteropłatowe śmigła o średnicy 2,69 m przestawialne w chorągiewkę i na odwrotny ciąg. Paliwo mieści się w integralnych zbiornikach skrzydłowych o pojemności 1745 l.

**Dane techniczne:** rozpiętość 15,85 m; długość 14,37 m; wysokość 5,32 m; rozstaw podwozia 4,60 m; baza podwozia 5,94 m; powierzchnia płata 25,08 m<sup>2</sup>; masa własna 3450 kg; maksymalna masa startowa 6350 kg; maksymalna masa bez paliwa 6100 kg; maksymalne obciążenie powierzchni płata 253,19 kg/m<sup>2</sup>; maksymalne obciążenie mocy 4,53 kg/kW



(3,34 kg/KM); prędkość maksymalna 488 km/h; maksymalna prędkość przelotowa 469 km/h; prędkość przeciągnięcia z wysuniętymi kłapami 179 km/h; maksymalne wznoszenie npm 11,34 m/s; wznoszenie na jednym silniku npm 2,72 m/s; pułap praktyczny 9630 m; pułap praktyczny na jednym silniku 4665 m; długość startu na 15 m 858 m; długość lądowania z 15 m 818 m; zasięg z 18 pasażerami z rezerwą paliwa na 30 min lotu 778 km.

W.K.

## Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

### Muzeum w Rydzynie zgłasza apel

Zgodnie z programem zagospodarowania Zamku w Rydzynie odbudowanego na cele Ośrodka Szkoleniowego i Domu Pracy Twórczej im. prof. inż. Henryka Mierzejewskiego, część powierzchni obiektu przeznaczona będzie na muzeum SIMP.

Przewiduje się stałą ekspozycję pokazującą przekrojowo historię SIMP i najistotniejszy dorobek Stowarzyszenia, jak również wystawy okolicznościowe. Przygotowywana jest pierwsza wystawa pamiątek, dokumentów i przedmiotów obrazujących historię Stowarzyszenia.

Organizatorzy zwracają się o upowszechnianie idei muzeum SIMP oraz

o pomoc w gromadzeniu eksponatów z ponad 50-letniej historii Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich.

Wszystkie materiały w formie zewidencjonowanej (oddzielnie — do wypożyczenia na okresową wystawę i oddzielnie — przekazywane na własność muzeum) należy przesyłać pod adresem:

Oddział Wojewódzki SIMP  
61-712 Poznań  
ul. Stalingradzka 5/9

Postaramy się, żeby w zbiorach przekazywanych na wystawę oraz do muzeum SIMP nie zabrakło materiałów i dokumentów związanych z działalnością stowarzyszeniową w lotnictwie.

### Komisja Seniorów przy ZG SIMP

W celu rozwijania działalności seniorów Zarząd Główny SIMP powołał Komisję Seniorów. W lutym br. odbyło się pierwsze zebranie członków Komisji, na którym na przewodniczącego powołano kol. F. Tatarę z OW SIMP w Poznaniu, a jego zastępcą został kol. Leon Mierkowski z Warszawy. Ustalono, że przy każdym oddziale powinny działać koła seniorów.

Informujemy członków Sekcji Lotniczej SIMP, że przejście do Koła Seniorów odbywa się automatycznie. Seniorzy nie płacą składek, natomiast jest bardzo pożądane, aby nadal służyli swym doświadczeniem.

## Śmigło z zagiętymi końcami

Przeprowadzane są obecnie próby nowego typu śmigła Hartzell nazwanego Q-Prop, którego końce zagięte są o 90° do tyłu, w celu zmniejszenia jego hałaśliwości. Śmigła takie zostały zamontowane na samolocie Piper Cheyenne III i Beech King Air oraz na wielu samolotach Panther będących zmodyfikowanymi przez firmę Colemill samolotami Piper Navajo. Podobno Pantherzy ze śmigłami typu Q (Q — Quiet) są nie tylko mniej hałaśliwe, lecz mają również o 3–13 km/h większą prędkość w locie poziomym, większą prędkość wznoszenia i zmniejszoną erozję końców łopatek, nie mówiąc już o większym prześwicie między śmigłem a ziemią. W śmigła Q zamierza się wyposażyć wszystkie Pantherzy, łącznie ze znajdującymi się już w eksploatacji, a nie mającymi jeszcze tych śmigieł.

W.K.



## Klejenie zamiast nitowania

Firma McDonnell Douglas przeprowadziła w zakładzie w Long Beach próby zmęczeniowe fragmentu kadłuba o długości 12,8 m i szerokości 5,4 m, w którym nitowanie zostało zastąpione klejeniem. Ta trwająca trzy miesiące próba jest czwartą fazą programu PABST (*Primary Adhesively — Bonded Structure Technology*) realizowanego przez USAir Force. Jego celem jest zbadanie możliwości zastosowania klejenia głównych struktur samolotów. Klejenie zmniejsza liczbę nitów, a tym samym nakład pracy, koszty produkcji i masę konstrukcji. W przypadku poddanego próbom fragmentu kadłuba zaoszczędzono dzięki nowej technologii 76 300 nitów.

Podczas prób odwzorowywano obciążenia i odkształcenia konstrukcji jakie występują w czasie wykonywania typowych zadań bojowych łącznie z siłami powstającymi przy gwałtownym wroście i spadku ciśnienia w kabine. Każdy trwający 26 s cykl próby odpowiadał 1,57 h lotu w warunkach bojowych. Obciążenia zostały tak dobrane, aby odpowiadały czterokrotnej rzeczywistej trwałości kadłuba. Poza

tym próba miała pokazać, jak zachowuje się konstrukcja klejona w przypadku uszkodzenia.

Dalszych danych do oceny technologii klejenia mają dostarczyć próby zmęczeniowe poszczególnych płyt pokrycia



o wymiarach 1,2 × 1,5 m, które będą przeprowadzone w warunkach 100% wilgotności powietrza w zakresie temperatury od —10 do +60°C.

W.K.

**UWAGA! Czytelnicy i Prenumeratorzy**

**Techniki Lotniczej i Astronautycznej**

**Od 1 stycznia 1980 r. ulega zmianie cena naszego czasopisma**

**Cena pojedynczego numeru będzie wynosić 25 zł**

**Prenumerata roczna 300 zł, półroczna 150 zł, kwartalna 75 zł**



# Szybowce transportowo-desantowe

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

**Szybowce transportowe, a ściślej desantowe, rozwinęły się podczas II wojny światowej (zbudowano ich 25 tysięcy) i po jej zakończeniu wyszły z użycia. Opisano dzieje ich rozwoju oraz najważniejsze typy produkowane seryjnie.**

## Szybowce transportowo-desantowe

Rozwój szybownictwa wyczynowego w pierwszej połowie lat trzydziestych doprowadził do budowy szybowców wielomiejscowych. Pierwszym szybowcem trzymiejscowym był niemiecki RRG Urubu (nazwany później Obs, co było skrótem od słowa obserwatorium) o rozpiętości 26 m zbudowany w 1932 r. przez Rhön-Rositten Gesellschaft, zaprojektowany przez prof. Alexandra Lippischa. Był on wykonany jako latające obserwatorium meteorologiczne. Na tym szybowcu H. Dittmar uzyskał 14.5.1935 r. rekordową wysokość 2800 m. W ZSRR trzymiejscowy szybowiec wyczynowy Sz-3 zbudował B. Szermietiew. Na tym szybowcu w 1933 r. P. Pleskow wykonał lot trwający 10 h 29 min, a D. Koszic — 11 h 30 min. Pierwszy szybowiec czteromiejscowy zbudował w 1934 r. Franz Gross w USA.

Pojawienie się szybowców 3÷4-miejscowych na początku lat trzydziestych stworzyło możliwość budowy szybowców transportowych na potrzeby wojska. Zainteresowanie szybowcami do celów desantowych najwcześniej wystąpiło w ZSRR i Niemczech, czyli w krajach rozwijających wojska powietrzno-desantowe.

Pierwszy szybowiec transportowy zbudowano w 1932 r. w Instytucie Narkomtjazproma w Moskwie w ZSRR. Był to 9-miejscowy Jakow Ałksnis konstrukcji B. Urlapowa, o rozpiętości 28 m zabierający po 4 spadochroniarzy w każdym skrzydle. W 1933 r. wziął on udział w jesiennych manewrach Armii Czerwonej, zrzucając desant spadochroniarzy. Umieszczenie spadochroniarzy w skrzydłach i zrzucone skoczków z szybowca uznano jako rozwiązanie niezbyt interesujące i zaniechano prac w tym kierunku. Do skoków spadochronowych lepiej nadawały się samoloty. W 1934 r. Groszew zbudował w ZSRR pierwszy na świecie udany szybowiec transportowy, pięciomiejscowy GN-4 o rozpiętości 16 m i masie całkowitej 900 kg.

Na przełomie lat 1935 i 1936 Główny Zarząd Naukowo-Techniczny GWF (Grażdanskowo Wozdusznowo Flota) zamówił prototypy „Płanierlotów” czyli motoszybowców transportowych o doskonałości rzędu 18. W wyniku tego powstały: 12-miejscowy bezogonowiec ChAI (Awiawnitto)-3 Siergiej Kirow o rozpiętości 22,4 m, konstrukcji A. Łazariewa oblatany jesienią 1936 r., 10-miejscowy LEM-2 (OKA-33) OK. Antonowa, o rozpiętości 27,6 m, oblatany wiosną 1937 r. i 8-miejscowy LEM-3 (LIG-6), J. Demsaczewa i L. Wildgrube z Leningradzkiego Instytutu GWF, obla-

tany w 1937 r. — wszystkie napędzane silnikiem M-11 o mocy 74 kW (100 KM). Miały one niskie osiągi spowodowane małą mocą (obciążenie mocy tych maszyn wynosiło 20÷29 KG/KM) i dlatego po pierwszych próbach koncepcje „płanierlotów” zarzucono.

W połowie lat trzydziestych, po zapoznaniu się z szybowcem Obs oraz po demonstracji radzieckich szybowców transportowych na pokazie w Moskwie niemiecka Luftwaffe zainteresowała się szybowcami transportowymi, zamawiając w DFS (Deutsche Forschungsanstalt für Segelflug) w Darmstadtzie 7-miejscowy szybowiec DFS-230 konstrukcji H. Jacobsa. W 1937 r. przeprowadzono w Alpach pokaz bojowego użycia prototypu tego szybowca. W latach 1938÷1944 zbudowano go 2230 szt. Pierwszym użyciem tego szybowca był desant szybowcowy (11 szt.) 10 maja 1940 r. na fort Eben-Emael podczas zajmowania Belgii, drugim — desant na Kretę w maju 1941 r. W 1941 r. powstały w Niemczech większe szybowce transportowe: 22-miejscowy dwukadłubowy Go-242 o rozpiętości 24,5 m zbudowany w serii 1528 szt. oraz 130-miejscowy Me-321 Gigant (konstruktor W. Voigt) o rozpiętości 55 m, którego wyprodukowano 200 szt. Szybowce niemieckie miały konstrukcję mieszaną, kadłub spawany a skrzydła drewniane; w Me-321 skrzydła były konstrukcji mieszanej (struktura nośna z rur stalowych, pokrycie sklejką i płótnem). Niemcy używali szybowce transportowe jako narzędzie szturm piechoty.

Użycie szybowców transportowych przez Luftwaffe spowodowało budowę ich również przez aliantów i inne państwa.

W 1940 r. w ZSRR przystąpiono do opracowania 5 typów szybowców transportowych. W wyniku prób w locie w 1941 r. trzy z nich zakwalifikowano do produkcji. Jako najlepszy uznano 7-miejscowy A-7 (Rot-Front-8) O. K. Antonowa o rozpiętości 18 m (zbudowano go ok. 400 szt.), następne miejsca zajęły 11-miejscowy G-11 (GR-29) W. Gribowskiego też o rozpiętości 18 m (zbudowano ok. 100 szt.) oraz 20-miejscowy KC-20 D. Kolesnikowa i P. Cybina (zbudowano tylko kilkadziesiąt szt.). Szybowce te użyto po raz pierwszy w kwietniu 1943 r. Służyły one głównie do zapatrywania oddziałów partyzanckich.

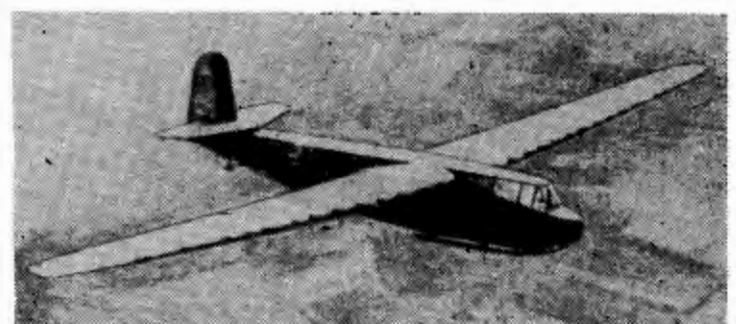
W Wielkiej Brytanii już w 1940 r. powstał 8-miejscowy szybowiec GAL 48 Hotspur zbudowany następnie w serii 1005 szt. W 1941 r. zbudowano tam 27-miejscowy szybowiec Airspeed 51 Horsa o rozpiętości 26,8 m wyprodukowany w serii 3655 szt., a w 1942 r. 60-miejscowy GAL-49 Hamilcar (zbudowany w serii 302 szt.) o rozpiętości 33,5 m.

W USA zainteresowano się szybowcami transportowymi po sukcesach na Krecie. Pierwszym produkowanym seryjnie był 8-miejscowy WACO CG-3A 1941 r., którego zbudowano tylko 100 szt.



Rys. 1. Pierwszy udany szybowiec transportowy, radziecki GN-4 G. Groszewa (1934 r.)

Rys. 2. Pierwszy szybowiec użyty do desantu, niemiecki DFS-230 (1937 r.)

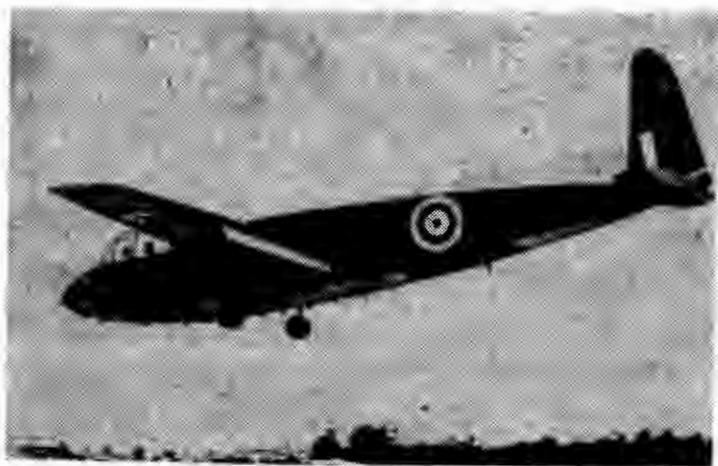




Rys. 3. Szybowiec 21-miejscowy Gotha Go-242 (1941 r.)



Rys. 4. 130-miejscowy Messerschmitt Me-321 Gigant (1941 r.)



Rys. 7. Brytyjski GAL-48 Hotspur (1940 r.)



Rys. 8. Brytyjski 60-miejscowy GAL-49 Hamilcar (1942 r.)

W 1941 r. powstał 15-miejscowy WACO CG-4A Haig/Hadrian zbudowany w serii 13 906 szt., a w 1943 r. 40-miejscowy WACO CG-13A, którego zbudowano tylko 136 szt. Ulepszeniem CG-4A był WACO CG-15A 1943 r. (zbudowany w serii 427 szt.).

Szybowce brytyjskie i amerykańskie po raz pierwszy użyto podczas desantu na Sycylię 9 lipca 1943 r., następnie 6 czerwca 1944 r. podczas inwazji na Francję, w sierpniu 1944 r. w południowej Francji, 17 i 18 września 1944 r. pod Arnhem oraz w marcu 1945 r. przy przekraczaniu Renu. Użyto je do szturmu podobnie jak to czynili Niemcy.

Szybowce radzieckie i brytyjskie miały konstrukcję drewnianą, amerykańskie — mieszaną.

W Japonii latem 1941 r. powstał 6÷8-miejscowy szybowiec transportowy Meada Ku-1 zbudowany w serii ok. 100 szt., a w 1943 r. 16-miejscowy Kokusai Ku-8-II Gander

— zbudowany w serii 700 szt. Szybowiec do załadunku miał otwierany na bok przód kadłuba, a nad płatem hamulce aerodynamiczne. Podczas wojny prototypy szybowców transportowych zostały zbudowane we Włoszech, Szwecji, Indiach i Australii. Szybowce Go-242, Me-321 i Hamilcar po wyposażeniu w silniki stały się prototypami samolotów transportowych Go-244, Me-323 i Hamilcar X.

Po II wojnie światowej były produkowane w ZSRR szybowce: 25-miejscowy C-25 P. Cybina (1948 r.) oraz 35-miejscowy Jak-14 (1948 r. — 413 szt.) A. S. Jakowlewa. Później szybowców transportowych już nie budowano na świecie.

Powyżej omówiono tylko szybowce transportowe produkowane seryjnie.

Spośród prototypów i konstrukcji eksperymentalnych warto wymienić szybowcową odmianę samolotu Douglas DC-3 Dakota, wykonaną w 1944 r. w USA pod nazwą CG-17



Rys. 5. Radziecki Antonow A-7 (1941 r.)



Rys. 6. Radziecki szybowiec Gribowskiego G-11 (GR-29) z 1941 r.



Rys. 9. Brytyjski 25-miejscowy AS-51 Horsa (1941 r.)



Rys. 10. Amerykański Waco CG-4A Hadrian zbudowany w liczbie 13 906 szt. (1941 r.)





Rys. 11. Amerykański 42-miejscowy Waco CG-13A (1943 r.)



Rys. 12. Amerykański Waco CG-15A (1944 r.) stanowił podsumowanie doświadczeń z CG-4A



Rys. 13. Japoński Ku-8-II Gander (1943 r.)

przez demontaż silników, nieudany prototyp 100-miejscowego szybowca Junkers Ju-322 Mammut (1941 r.) o rozpiętości 62 m zabierającego ładunek w skrzydłach oraz amerykańskie 12-miejscowe dolnopłatowe wodnoszybowce: o układzie latającej łodzi Bristol LRQ-1 (1943 r.) i amfibie Allied Aviation LRA-1 (1943 r.). Interesujący był również prototyp dwupłatowego szybowca O.K. Antonowa, KT



Rys. 14. CG-17 czyli Douglas DC-3 Dakota jako szybowiec (1941 r.)



Rys. 15. Amfibia XLRQ-1 (1943 r.)



Rys. 16. Skrzydlaty czołg — szybowiec Antonowa A-40 KT (1941 r.)



Rys. 17. Otwierany przód szybowca Me-321

(Krylia Tanka) z 1941 r. doczepianego do czołgu, w którym siedział pilot.

Do swego rodzaju osiągnięć szybowców transportowych należy wykonanie pierwszego przelotu przez Atlantyk 5600 km w 28 h. Odbył się on w lipcu 1943 r. na szybowcu CG-4A Hadrian holowanym przez brytyjską Dakotę.

Analiza zestawienia danych technicznych szybowców transportowych wskazuje, że początkowo (lata 1937÷1941) starano się budować szybowce o doskonałości 16÷22. Gdy praktyka wykazała, że doskonałość nie jest najważniejszą cechą szybowca, gdyż nie lot ślizgowy, lecz lot na hoku jest głównym składnikiem przelotu tych szybowców — uznano za wystarczającą doskonałość rzędu 8÷12. Szybowce transportowe, jako sprzęt jednorazowego użytku, były produkowane z materiałów gorszej jakości, a ich wykończenie było mało staranne.

Zastosowanie szybowców transportowych do desantów szybowcowych piechoty postawiło przed konstrukcją tych szybowców wymaganie szybkiego ich opuszczenia przez żołnierzy. W tym celu stosowano duże drzwi boczne (DFS-230, A-7, G-11, Hotspur, Horsa 1), otwierany przód kadłuba na boki (Me-321) lub na jeden bok (Horsa Hamilcar), czy w górę, podnoszony przód (CG-4A, CG-13A) oraz tylną kłapę kadłubową (Go-242). W szybowcu Horsa tył kadłuba był mocowany do części środkowej kadłuba za pomocą wybuchowych lub łatwo wyjmowanych sworzni, co umożliwiało szybkie odłączenie części ogonowej i pospieszne rozładowanie szybowca. Szybowce DFS-230 wyposażone w obrabiarki i narzędzia służyły również jako przewoźny warsztat naprawczy dla jednostek myśliwskich.

Szybowiec próbowano również zastosować jako zbiornikowiec, w celu przedłużenia zasięgu samolotu. Pierwszą taką próbę wykonano w ZSRR: pilot Wiensław na szybowcu-cysternie G-14 konstrukcji W. Gribowskiego 17 września



TABLICA. Szybowce transportowe budowane seryjnie

Nazwa	Kraj	Rok	Rośpiętość [m]	Długość [m]	Wysokość [m]	Powierzchnia nośna [m <sup>2</sup> ]	Wydłużenie	Masa własna [kg]	Masa użyteczna [kg]	Masa całkowita [kg]	Zaloga + pasażerowie	Dośkonalszość	Opadanie min. [m/s]	V <sub>doz.</sub> hol. [km/h]	V <sub>max</sub> [m/s]	Zbudowano [szt.]
DFS-230A-1	Niemcy	1937	20,9	11,2	2,7	41,3	10,5	860	1 240	2 100	1+8	16,0	1,2	210	72	2 230
Go-242	Niemcy	1941	24,5	15,8	4,4	64,4	9,3	3 200	3 900	7 100	1+21	15,0		240		1 528
Me-321 Gigant	Niemcy	1941	55,0	28,2	9,3	303,0	10,1	11 200	11 400	22 600	3+130	8,1		250		200
A-7 (RF-8)	ZSRR	1941	18,0	10,5	3,8	23,2	14,0	955	805	1 760	1+6	22,5		300	80	400
G-11 (GR-29)	ZSRR	1941	18,0	9,8	2,7	30,0	10,8	1 200	2 400	2 400	1+10	18,0	2,2	280	83	100
GAL-48 Hotspur 2	W. Brytania	1940	14,0	12,0	3,5	25,0	7,8	754	878	1 632	1+7	13,0		270	90	1 015
AS-51 Horsa 1/2	W. Brytania	1941	26,8	20,4	5,9	102,5	7,0	3 800	3 230	7 030	2+25	10,5		240	90	3 655
GAL-49 Hamilcar	W. Brytania	1942	33,5	20,7	6,2	154,0	7,3	8 175	8 155	16 330	2+60	9,5		240	104	302
Waco CG-4 Hadrian	USA	1941	25,5	14,7	3,8	79,0	8,2	1 665	1 710	3 375	2+13	8,0		240	70	13 906
Waco CG-13A	USA	1943	26,1	16,5	6,1	80,0	8,5	3 915	4 585	8 500	2+42	9,2		280	144	136
Waco CG-15A	USA	1944	18,9	14,9	3,9	57,8	6,2	1 815	1 815	3 630	2+13	7,0		288	85	426
Ku-8-II	Japonia	1943	23,2	13,7	3,8	50,5	10,6	1 700	1 800	3 500	1+18	16,0		240		700

1935 r. wykonał w ciągu 10 h 30 min lot długości 1524 km, holowany za samolotem R-5. Dalsze próby tego typu wykonano w Niemczech w latach 1941÷1943 z szybowcem bezzałogowym holowanym za samolotami Fh-104 i Me-109, a w 1944 r. w USA z szybowcem Cornelius XFG-1. Wyniki prób jednak nie były zadowalające.



Rys. 18. Podnoszony przód szybowca CG-13A

Jednym z badanych zastosowań bojowych szybowców była budowa w Niemczech w 1944 r. szybowca myśliwskiego z powodu braku silników. Wytwórnia Blohm Voss zbudowała 19 prototypów szybowca Bv-40 uzbrojonego w dwa działka 30 mm. Szybowiec wypróbowano w 1944 r. lecz do produkcji nie zdążył wejść przed zakończeniem wojny.

#### LITERATURA

- J. MRAZEK: Fighting Gliders of World War II, London — New York 1977.
- Air Enthusiast, March 1972.
- W. GREEN: Les planeurs de transport. Aviation Magazine, 1971, nr 575, s. 58+63.
- W. SZAWROW: Historia konstrukcji samolotów w ZSRR do 1938 goda, Moskwa 1969.
- N. ELLISON: British Gliders and Sailplanes, London 1971.
- O. THETFORD: Aircraft of the Royal Air Force, London 1971.
- H. TAYLOR: Airspeed Aircraft since 1931, London 1970.
- J. R. SMITH, A. KAY: German Aircraft of the Second World War, London 1972.
- W. GREEN: The Warplanes of the Third Reich, London 1970.
- G. SWANBOROUGH, P. BOWERS: United States Military Aircraft since 1908, London 1971.
- I. KOSTIENKO: Niebiesny wagon. Modelist Konstruktor, 1973, nr 1.
- I. KOSTIENKO: Diesantnyj planier G-11. Modelist Konstruktor, 1975, nr 8.
- B. GUNSTON: Gigant. Aeroplane monthly, 1977, nr 6, s. 294+296.



Rys. 19. Odrzucony tył szybowca Horsa dla ułatwienia szybkiego opuszczenia kabiny



Rys. 20. Przód szybowca CG-4A z zabezpieczeniem kabiny pilotów i zaczepem do holu



Rys. 21. Szybowiec myśliwski Blohm Voss Bv-40 (1944 r.)

GLASS A.

#### **Segel- und Sportflugzeuge auf dem Pariser Aero Salon 1979**

Im folgenden Abschnitt wird über die auf dem Internationalen Aero-Raumfahrt Salon ausgestellten und in der Welt produzierten Segel- und Motorsegelflugzeuge, Amateur-, Sport- und Schul-, Kunstflug-, Reise- sowie Trainingsflugzeuge berichtet.

STASZEK J.

#### **Überkritische Profile**

In dem Beitrag werden das Entwurfswesen des überkritischen Profils sowie die auf diesem Gebiet in den USA und Frankreich geführten Forschungsarbeiten besprochen.

PAPIOREK A.

#### **Kohlefaden- ein Werkstoff nicht nur für die Luftfahrt**

In dem Beitrag wird der Kohlefaden mit anderen Bewehrungswerkstoffen für Verbundkonstruktionen verglichen sowie seine Herstellung, Eigenschaften und Anwendung erörtert.

ZIMAKOWSKI H.

#### **Vermutungsmethode über die zweckmässigen Transportergebnisse bei der Änderung des Angebots**

Der Luftverkehr wird die Bedingung der Wirtschaftlichkeit dann erfüllen können, wenn das Nutzungsprogramm der Flugzeuge mit der Transportnachfrage in Korrelation bleibt. In dem Beitrag werden einige mathematische Gesichtspunkte des wirtschaftlichen Passagierdienstes im Luftverkehr behandelt.

GLASS A.

#### **Lastenseglers**

Die im zweiten Weltkrieg entwickelten Transport-, und genauer Luftlande-Segelflugzeuge (insgesamt 25 Tausend Stück) wurden nach Kriegsende nicht mehr gebraucht. Ihre Entwicklungsgeschichte und die wichtigsten serienmässig gebauten Typen werden in dem Beitrag dargestellt.

GLASS A.

#### **Планеры и спортивные самолеты на Парижском Салоне 1979 г.**

В очередной части репортажа из Международного Авиационно-Космического Салона в Париже описываются экспонировавшиеся и производимые в мире планеры, мотопланеры, любительские самолеты, учебно-спортивные самолеты, а также самолеты для высшего пилотажа, туристские и учебно-тренировочные.

STASZEK J.

#### **Сверхкритические профили**

В статье рассмотрена суть концепции сверхкритического профиля, а также представлены испытательные работы в этой области проведенные в США и во Франции.

PAPIOREK A.

#### **Углеродистое волокно — материал не только для авиации**

В статье представляется углеродистое волокно в сравнении с другими материалами применяемыми для армирования композитов, рассматриваются методы его изготовления, свойства и применение.

ZIMAKOWSKI H.

#### **Метод определения результатов перевозок при изменении перевозной способности.**

Авиационное сообщение выполнит условия экономичности тогда, когда программа эксплуатации будет согласована со спросом на перевозки. В статье описаны некоторые математические проблемы обслуживания авиационного пассажира.

GLASS A.

#### **Транспортно-десантные планеры**

Десантные планеры развились во время второй мировой войны (их построено 25 тыс.) и после её окончания перестали использоваться. В статье дается история их развития и описание важнейших типов находившихся в серьезном производстве.

---

### **PRENUMERATA**

Пренумератę przyjmują oddziały RSW „Prasa-Książka-Ruch” i urzędy pocztowe.

Jednostki gospodarki społecznej, instytucje, organizacje i wszelkiego rodzaju zakłady pracy zamawiają prenumeratę w miejscowych oddziałach RSW „Prasa-Książka-Ruch”, w miejscowościach zaś, w których nie ma oddziałów — w urzędach pocztowych.

Czytelnicy indywidualni opłacają prenumeratę wyłącznie w urzędach pocztowych i u doręczycieli.

Przedpłaty są przyjmowane w terminach:

- |                   |  |
|-------------------|--|
| — do 25 listopada | — na rok następny, I kwartał, I półrocze |
| — do 10 marca     | — na II kwartał                          |
| — do 10 czerwca   | — na III kwartał i II półrocze           |
| — do 10 września  | — na IV kwartał                          |

Пренумератę ze zleceniem wysyłki za granicę przyjmuje Centrala Kolportażu Prasy i Wydawnictw, ul. Towarowa 28, 00-958 Warszawa, konto NBP XV oddział w Warszawie, nr 1153-201045-139-11 w terminach obowiązujących dla prenumeraty krajowej.

Пренумерата ze zleceniem wysyłki za granicę jest droższa od prenumeraty krajowej o 50% dla zleceniodawców indywidualnych i o 100% dla zlecających instytucji i zakładów pracy.

Cena prenumeraty krajowej:

- kwartalna — zł 75,—
- półroczna — zł 150,—
- roczna — zł 300,—

Еgzemplarze archiwalne czasopism wydawanych przez Wyd. NOT SIGMA można nabywać w Dziale Handlowym przy ul. Mazowieckiej 12, 00-048 Warszawa, tel. 26 80 18.



## Szukamy nowych technologii na eksport

Stały konkurs organizowany przez PHZ Polimex-Cekop i Wydawnictwo NOT-SIGMA pod patronatem prezesa Naczelnej Organizacji Technicznej dr inż. Aleksandra Kopcia.

Pierwszy konkurs pod hasłem „Szukamy nowych technologii na eksport”, na który wpłynęło łącznie 387 prac, zakończyło uroczyste wręczenie nagród laureatom podczas tegorocznych Międzynarodowych Targów Poznańskich. Komisja konkursowa pracująca pod przewodnictwem I zastępcy dyrektora naczelnego PHZ Polimex-Cekop Olgierda Hołowni, w toku kilkumiesięcznej pracy, z udziałem licznego grona specjalistów różnych branż, postanowiła 10 prac nagrodzić i 10 prac wyróżnić. Na nagrody przeznaczono łącznie 250 000 zł. Decyzje komisji opierały się na kryteriach konkursu (drukowane one były również w TLiA nr 11/78), w myśl których głównym elementem oceny jest przydatność proponowanego rozwiązania do natychmiastowego eksportu w postaci kompletnego obiektu przemysłowego, linii technologicznej bądź oryginalnej konstrukcji.

Konkurs przyniósł niezmiernie bogaty plon oryginalnej myśli technicznej. Pod zgłoszonymi pracami złożyło swoje podpisy 2000 inżynierów zatrudnionych w przemyśle, w biurach projektowo-konstrukcyjnych, w ośrodkach naukowo-badawczych i na wyższych uczelniach. Stanowi to niejako deklarację osobistego zaangażowania się twórczych przedstawicieli środowiska technicznego w niełatwe sprawy eksportu polskiej myśli technicznej, oferowanej w jej najbardziej złożonej, ale też i najbardziej opłacalnej formie, tj. w postaci kompletnych obiektów przemysłowych.

Prace zgłoszone i spełniające warunki konkursu, a nie nagrodzone będą w najbliższych miesiącach przedmiotem dalszej analizy i konsultacji z ich autorami, w celu przysposobienia ich do eksportu. Po uzyskaniu takiego przysposobienia mogą ponownie startować w konkursie. Przypominamy i zachęcamy naszych Czytelników do udziału w II konkursie „Szukamy nowych technologii na eksport”.

Warunki uczestniczenia zgłoszenia w konkursie:

- zgłoszone rozwiązanie technologiczne lub konstrukcyjne musi wykazywać cechy oryginalności i nowości, przynajmniej w skali krajowej,
- zgłoszone rozwiązanie musi dotyczyć technologii i konstrukcji wdrożonych i nie wdrożonych,
- zgłoszone rozwiązanie musi wykazywać cechy przydatności eksportowej,
- zgłoszone rozwiązanie nie może być przedmiotem aktualnego eksportu.

Konkurs trwać będzie do dnia 31 stycznia 1980 r.

Rozwiązania zgłaszane na konkurs powinny być przesłane pod adresem którejkolwiek redakcji Wyd. SIGMA (np. Technika Lotnicza i Astronautyczna, 00-950 Warszawa, skrytka pocztowa 1004).

Zgłoszenie rozwiązania powinno zawierać:

- imię, nazwisko, adres, telefon zgłaszającego lub zgłaszających,
- jasny, precyzyjny opis zgłaszanego rozwiązania,
- określenie zasadniczych walorów technicznych i ekonomicznych,
- wskazania aktualnego lub potencjalnego producenta (dostawcy) lub kompletatora (generalnego dostawcy),
- informacje o wdrożeniu lub możliwości wdrożenia rozwiązania w przemyśle,
- stan ochrony prawnej rozwiązania w kraju i za granicą,
- w przypadku zgłoszenia zespołowego należy podać procentowy udział uczestników,
- podpis zgłaszającego (lub podpisy zgłaszających).

Zgłoszone na konkurs rozwiązania oceniane będą według kryteriów uwzględniających:

- wartość techniczną zgłoszonego rozwiązania,
- oryginalność i cechy nowości zgłoszonego rozwiązania,
- konkurencyjność wobec dotychczas stosowanych rozwiązań,
- stopień kompleksowości opracowania i/lub wdrażania,
- atrakcyjność w aspekcie przydatności eksportowej,
- inicjatywę zgłaszającego rozwiązania oraz sposób przedstawiania problemu.

Oceniając prace, Sąd Konkursowy może dodatkowo uwzględnić inne kryteria oceny, charakterystyczne dla zgłoszonych opracowań.

Zgłoszenia, które spełnią warunki uczestniczenia w konkursie oraz zostaną dokonane w terminie do dnia 31 stycznia 1980 r. zostaną przedłożone Sądowi Konkursowemu, który dokona ich oceny według ustalonych kryteriów i przyzna nagrody. Sąd Konkursowy działać będzie przy Wyd. SIGMA Przedsiębiorstwie Naczelnej Organizacji Technicznej.

Osoby, które dokonały zgłoszenia rozwiązań wyróżnionych przez Sąd Konkursowy otrzymają nagrody pieniężne. Po zakończeniu konkursu przyznane zostaną następujące zespołowe nagrody:

- nagroda I stopnia do 50 000 zł,
- nagroda II stopnia do 30 000 zł,
- nagroda III stopnia do 30 000 zł,
- oraz nagrody indywidualne.

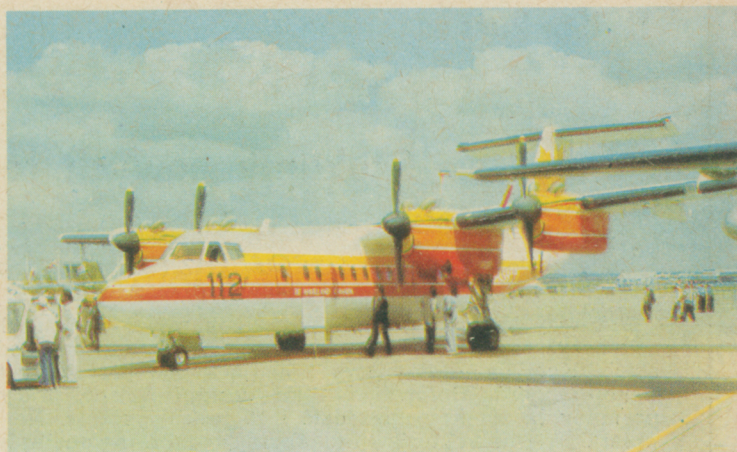
W przypadku nagrody zespołowej, rozdziału przyznanych kwot dokonuje Sąd Konkursowy na podstawie procentowego udziału, określonego przez zgłaszających. W uzasadnionych przypadkach Sąd Konkursowy może nie przyznać nagród poszczególnych stopni, zmienić wysokość nagród lub przyznać dodatkowe wyróżnienia pieniężne zgodnie z obowiązującymi przepisami prawnymi. Decyzje Sądu Konkursowego są ostateczne i nie podlegają zaskarżeniu. Wyniki konkursu będą opublikowane w czasopiśmie Wyd. SIGMA.



# PARYSKI SALON LOTNICZY 1979 (II)



Airbus A-300 B



Canadair DHC-7 (Dash 7)



AS 350 Ecureuil (AStar)



Aero Commander 690 B



VFW-Fokker RFB ATI-2 Fantrainer



BAe Bulldog 120



IAR-823



Mudry CAP-10