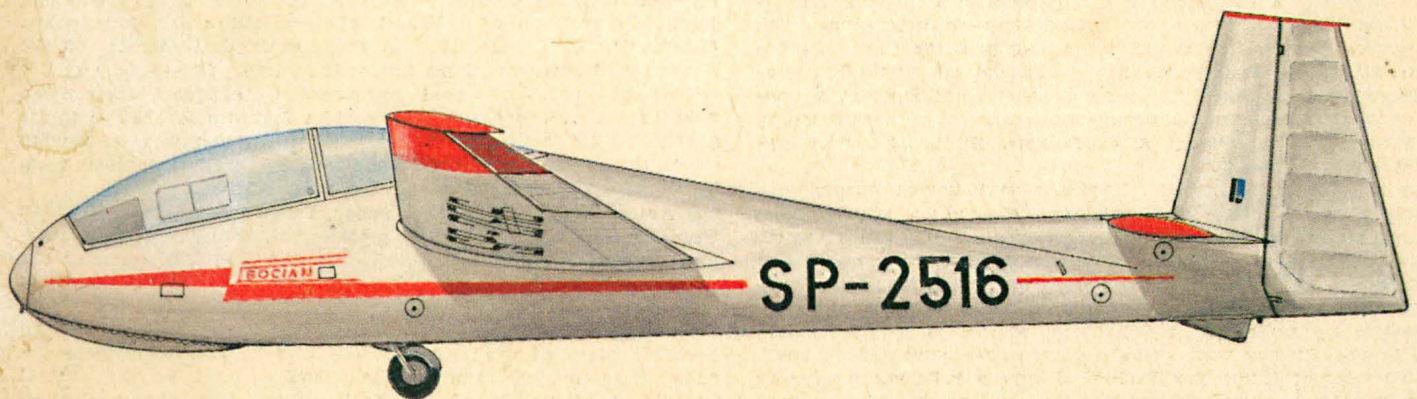
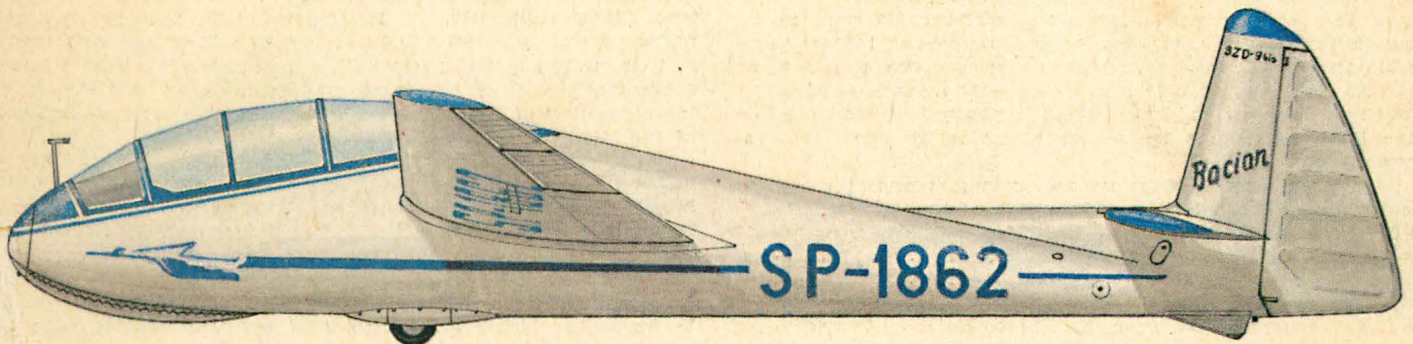


TECHNIKA

2'78

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● **Вертолет Ми-2** — это многоцелевой вертолет. Для фотограмметрических применений и для снимков в полете он оборудован авиационными фотоаппаратами встроеными в заднюю часть помещения над специальным люком. Фотоэкспонометр и штурманский визир установлены в люке, в передней части кабины. Фотоаппараты установлены в боковых окнах кабины, имеется также возможность установить их в специальном контейнере под хвостовой балкой. С окон можно снимать под углом до 55° относительно линии горизонта, из-под балки — снимки наклоненные до 25° от вертикали.

Аэроснимки дают возможность определить степень загрязнения вод, появления вредных насекомых, характер сельскохозяйственных культур.

Большое практическое значение имеет вариант оборудованный аппаратурой для обнаружения, источников инфракрасного излучения. Он позволяет быстро обнаруживать аварии высоковольтных линий. Повреждение на линии или на её соединениях легко определяется на экране монитора.

Телетрансмиссионный вариант Ми-2 пригоден не только для ведения телепередачи из спортивных митингов, но и для осмотра мест стихийных бедствий и при наблюдении за потерями.

● За плодотворную деятельность в области планеризма, а особенно за содействие с польской командой на чемпионате мира по планеризму, Тадеуш Рейняк получил медаль им. Чеслава Танского за 1976 г.

● На Механическом, Энергетическом и Авиационном Факультете Варшавского Политехнического Института состоялась защита докторской диссертации магистр Романы Раткевич по теме: Гидродинамическая теория солнечного ветра. Промотором работы являлся доцент др С. Гжендзельски.

● Новая линия Польских Авиалиний ЛЕТ Варшава-Бангкок увеличивает на 15% сеть наших международных линий. Польские авиалинии развиваются в направлении сходным с направлением польской внешней торговли. Существенно изменяются условия поездки из Польши на Дальний Восток. Вместо длинных морских путешествий или воздушного сообщения с пересадками, польские граждане получают непосредственное, удобное и быстрое сообщение. ЛЕТ имеет право перевозить пассажиров также между Дубай и Бангкоком и между Бомбей и Бангкоком.

● Отмечается серьезное увеличение количества пассажиров в международном сообщении в аэропорту Варшава-Окенце. Аэровокзал был спроектирован для обслуживания 700 тыс. пассажиров в год. В 1976 г. через порт прошло свыше 1 200 000 человек. Прогнозы оценивают количество пассажиров в 1980 г. на около 2,5 млн человек а 10 лет позже — 12 миллионов человек. Важной и полезной модификацией аэропорта является удлинение ВПП, которые в настоящее время могут принимать самолеты B-747.

● На XVI Чемпионат Мира по планеризму, который состоится в следующем году в Шатору (Франция) репрезентантами Польши будут: по открытому классу Ю. Зёбро и С. Клюк, по классу стандарт Ф. Кемпка и С. Витэк. Резервным будет М. Круликowski. Функцию тренера получил Э. Данковский.

● Представители польской науки приняли участие в 28 Конгрессе Астронавтики Международной Федерации Астронавтики IAF, который состоялся в сентябре т.г. в Праге. В заседаниях приняли участие делегаты из нескольких десятков стран.

● Уже четыре года Познаньская Обсерватория Университета им. Адама Мицкевича совместно с Обсерваторией Польской Академии Наук в м.Боровец ведет наблюдения за искусственными спутниками Земли. Эти исследования координирует Совет Астрономии АН СССР. В м.Боровец установлена современная аппаратура, обеспечивающая возможность вести наблюдения в полном масштабе. Аппаратура оборудована лазерным дальнометром, для измерения расстояния к спутникам. Приборы имеют нумерическое управление.

● Под управлением проф. Х. Хурника из Катедры Астрономии Университета в г.Познань ведутся работы по конструкции автоматического лунного прибора, который после 1980 г. будет поставлен на Луну. Прибор позволит определить координаты точек на поверхности луны, что даст возможность разработать точные карты Луны. Прибор позволит также исследовать вращательное движение, орбиту Луны и взаимную динамику Луны и Земли. Прибор включится в состав советской лаборатории.

● В Поморском Институте Рыбной Ловли в г.Гдыня изобретен метод очистки от тумана морских трасс, взлетно-посадочных полос и тн. Метод заключается в генерации — при помощи двух громкоговорителей — сигналов сложной амплитуды и частоты, подобранных к частоте колебаний воды образующих туман. Под влиянием сигналов частицы обпазуют дождь. Так как прибор не эмитирует непрерывного сигнала, его коэффициент полезного действия (при меньшей мощности) — значительно больше, чем применявшихся ультразвуковых генераторов, которые уничтожали туман только в непосредственной близости.

● **Multi-Purpose Mi-2 Helicopter:** The Mi-2 is intended for many roles like photogrammetry, aerial photography, thermovision and television. In the photogrammetric version, the helicopter is equipped with aerial cameras installed in the rear part of the luggage compartment, above a special hatch while the light meter and view-finder in the hatch, in the forward section of the cockpit. The photographic version is constructed in a different way: cameras are installed in windows on either side of the cockpit; they can also be located in a special pod under the tail boom. It is possible to take photographs from the helicopter windows starting from the horizon line to 55° downward. Should the cameras be installed under the tail boom, it is possible to take photographs at an angle of 25°, besides vertical photographs of the earth. Aerial photographs help to determine the contamination rate of waters, area attacked by pest and kind of crops. Of great practical importance is the thermovision version which helps to quickly localize breakdowns of high tension lines. The trouble is monitored on the camera display. The television version of the Mi-2 is used not only to run sports-casts but also to carry patrols of terrain in rescue actions.

● **Czesław Tański Medal for 1976:** Tadeusz Rejnyak was the recipient of the Czesław Tański Medal in honour of his fruitful activity in gliding, in particular for his contribution in the co-operation with Poland's representatives at the world gliding championships.

● A doctoral dissertation was defended at the Warsaw Technical University, Mechanical Faculty of Power and Aeronautical Engineering: — Romana Ratkiewicz on "Hydrodynamic Theory of Solar Wind".

● **New Service of the LOT Polish Airlines from Warszawa to Bangkok:** The opening of the Warszawa—Bangkok service increased our international network of air connections by 15%. The Polish air expansion corresponds to the commercial export orientation. The new route offers Polish citizens a direct, fast and convenient connection with foreign trade enterprise of the Far East. It is worth mentioning that LOT has the right to carry passengers on the Dubai — Bangkok and Bombay — Bangkok routes.

● **Considerable Growth of International Passenger Traffic Notified:** The International Air Terminal at the Okęcie—Warszawa airport shows a steadily growing passenger traffic. The airport was designed to handle 700 000 passengers while in 1976 it handled over 1 200 000 passengers. It is assumed that the international passenger traffic in 1980 will be around 2,5 million and very likely that it will amount to 12 million passengers ten years later. Currently, the most important modernization of the airport is the elongation of landing strips which can only receive airplanes of the B-747 size.

● **XVIth World Gliding Championships at Chateauroux, France:** Polish contestants at the 1978 World Gliding Championships have been already chosen: Z. Ziobro and S. Kluk in the Open Class, F. Kępka and S. Wittek in the Standard Class, M. Królikowski as reserve. The trainer of the team is J. Dankowski.

● **IAF's 28th Congress of Astronautics:** Polish scientists attended the Congress of Astronautics organized in Prague, Czechoslovakia, in September last year. Delegates of several countries were in session.

● **Observations of Artificial Earth Satellites:** The Poznań Observatory of the Adam Mickiewicz University and the Observatory of PAN at Borowiec near Kórnik have been conducting joint observations of artificial earth satellites for four years. Coordinator of the research is the Astronomical Council of the Academy of Sciences of the Soviet Union. The Observatory at Borowiec has most advanced equipment to conduct research on a broad scale. A large camera provides facilities to observe so far poorly visible artificial objects. The equipment has a ranging laser which can measure the distance of earth satellites from the Earth. The instruments are numerically controlled.

● **Automatic Lunar Device under Construction at the Poznań University:** A team headed by professor H. Hurnik, the Astronomical Department of the Adam Mickiewicz University, works on the construction of an automatic device which is going to be launched to the Moon after 1980. The instrument will enable the determination of co-ordinates on the moon surface and thereby making accurate maps of the moon. It will also help to investigate the rotary motion and orbit of the moon as well as the mutual dynamic configuration of the Earth—Moon. The new equipment will be a part of the Soviet lunar laboratory.

● **New Method of Clearing Runways, Seaways and Roads of Fog Devised at the Fishing Institute in Gdynia:** Scientists from the Fishing Institute in Gdynia devised a method of clearing runways, seaway and roads of fog. The method consists in transmitting signals of compound frequency and amplitude, matched to the frequency of vibration of water molecules which form the fog, via two loudspeakers connected together.

Adres Redakcji:

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

Wydawca;

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

SPIS TREŚCI

	Str.
II Krajowa Konferencja Partyjna	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Ceny i produkcja samolotów lekkich w USA w 1976 i 1977 r.	4
W. Waśkowski: Wojskowe śmigłowe samoloty szkolne (I) (PRO- BLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	5
J. Sandauer: Teoria przelotu szybowcowego metodą delfinowania oraz zasady lotu dynamicznego (II)	8
A. Rudiuk: Hałas w kabinach samolotów i śmigłowców	10
KARTOTEKA TLiA: Aerotec A-122 Uirapuru	15
BAC/Aérospatiale Concorde	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Obróbka termiczna radzieckich sto- pów magnezu	19
Olewnicze stopy aluminium	20
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Paliwa, smary, ciecze spe- cjalne. Materiały niemetalowe	21
PROJEKTY: Aérospatiale X-910	22
PROTOTYPY: Foxjet ST-600S	22
J. Morawski, T. Smolcz: Systemowa analiza bezpieczeństwa w lot- nictwie (II) (LOT PROBLEMY)	23
W NASTĘPNYM NUMERZE	25
R. Mayer: Prof. Jerzy Bukowski. 75-lecie urodzin i 50-lecie pracy dla lotnictwa (LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	26
POCZTA LOTNICZA	27
A. Glass: 25 lat produkcji seryjnej szybowca SZD-9 Bocian (Z DZIE- JÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	28
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK	32

Na okładce: Samolot RWD-5 — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA
 CZASOPISM
 TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
 Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. *Andrzej Glass*

Sekretarz Redakcji:

mgr *Zofia Reyzz-Rubini*

Redaktorzy działowi:

mgr inż. *K. Dąbrowski*, dr inż. *A. Gołdzi-
nowski*, mgr inż. *A. Kardymowicz*, mgr inż.
W. Kordziński, dr inż. *J. Morawski*, inż. *K.
Szumielewicz*

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. Kotodziński*, mgr 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. Woliński*.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1 W-tya. Zam. 1047/c/77. Nakład 4050 egz.
 Prenumeratę na kraj przyjmują Oddziały RSW „Prasa—Książka—Ruch” oraz
 Urzędy Pocztowe i doręczyciele.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. A1 S-19.

Cena pojedynczego egz. zł 20.—

Prenumerata roczna zł 240.—

INDEKS 37909

WAŚKOWSKI W.

Military Training Propeller-Driven Aircraft (I)

Propeller aircraft continue to play a great role in training military pilots the world over. The first part of the article describes airplanes and prototypes of up to 156 HP engine power, and military users's demands concerning performance characteristics of this kind of machines. Divergences between the demand of aero clubs and the demand of military pilot schools for primary and advanced training are presented.

SANDAUER J.

Theory of Dolphin-Style Glider Flight and Principles of Dynamic Flight (II)

The article discusses the state of the dolphin-style flight theory and the resultant flight tactics, and analyses optimal flight parameters in model weather conditions. The basic principles of dynamic flight are described, indicating the possibility of further advance in the utilization of thermals.

RUDIUK A.

Noise in Helicopter and Airplane Cockpits

The article analyses the effects of noise in helicopter and airplane cockpits depending on its intensity and duration. Evaluation methods of noise (analysis of sound spectrum) and standards of the permissible noise level are described.

MORAWSKI J., SMOLICZ T.

System Analysis of Safety in Aviation (II)

This is an abridgement of the principal paper delivered at the Symposium held in Wrocław, February 24—26, 1977, on the „Safety in Sport, Ambulance, Utility and Executive Flying”. The author discusses logical fundamentals of an analysis of flight safety and requirements for machines and crews, based on the British Civil Aircraft Regulations (BCAR). Also, some problems related to optimization of the location of indicators on a board instrument panel are mentioned.

GLASS A.

25 Years of Production of the SZD-9 Bocian Glider

Flight tested in March 1952, the SZD-9 Bocian two-seater has been in production from Spring 1953. During these 25 years of production the glider was modified several times and had a few special versions. Production covered more than 600 units. No one glider in the world has ever been produced so long as Bocian. The article presents the history of the glider development and usage.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH
XXXIII LUTY 1978

TECHNIKA

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA

2

II Krajowa Konferencja Partyjna

II Krajowa Konferencja Partyjna, stanowiąca półmetek między zjazdami Partii, jest podsumowaniem dotychczasowej realizacji uchwał VII Zjazdu i ustala wytyczne dla dalszego rozwoju gospodarczego kraju. Pracownicy techniczni naszego lotnictwa dokładają wielu starań, by zadania postawione przed polskim lotnictwem jak najlepiej zrealizować. Problemy te stanowiły główny nurt obrad VII Kongresu Techniki Polskiej. Zostały one zawarte we wnioskach, w szczególności omawiających

GŁÓWNE ZADANIA ŚRODOWISKA TECHNICZNEGO DLA ZAPEWNIENIA PRZYSPIESZONEGO ROZWOJU PRZEMYSŁU

których zasadnicze tezy przypominamy.

Podstawowym obowiązkiem inżynierów i techników w przedsiębiorstwach i placówkach naukowo-badawczych jest szybka i powszechna modernizacja wszystkich dziedzin produkcji, a w szczególności:

1. **Techniki wytwarzania**, polegająca m.in. na:
 - upowszechnianiu dobrych rozwiązań własnych i licencji,
 - wprowadzaniu wydajniejszych technologii,
 - wyzwalaniu rezerw wydajności pracy,
 - powszechnym wprowadzaniu mechanizacji i automatyzacji produkcji,
 - rozwijaniu produkcji wielkoseryjnej,
 - rozwijaniu produkcji maszyn specjalizowanych;
2. **Organizacji i zarządzania**, polegająca m.in. na:
 - rozwijaniu zastosowań techniki komputerowej,
 - organizowaniu specjalizowanej produkcji elementów w zakładach filialnych pracujących na rzecz dużych montowni finalnych,
 - tworzeniu specjalistycznych zakładów produkujących sprzęt elektrotechniczny i elektroniczny,
 - rozwijaniu zakładów produkcji elementów typowych, jak znormalizowane części złączne, elementy hydrauliki itp.;
3. **Działalności naukowo-technicznej**, polegająca m.in. na:
 - doskonaleniu metod prognozowania,

— skoncentrowaniu sił i środków na podstawowych zadaniach,

— doskonaleniu polityki zakupu licencji, wychodząc z założenia, że licencja służąc szybkiemu rozwiązaniu problemu winna równocześnie stanowić punkt wyjścia do dalszego intensywnego rozwoju danej dziedziny,

— szerokiej popularyzacji i upowszechnianiu najnowszych osiągnięć,

— szerokim wykorzystaniu normalizacji i unifikacji,

— podnoszeniu efektywności współpracy naukowo-technicznej z zagranicą, a zwłaszcza z ZSRR;

4. **Eksploatacji technicznej**, polegająca m.in. na:

— przyjęciu zasady odpowiedzialności producenta za cały okres użytkowania wyrobu — przez zapewnienie odpowiedniego serwisu posprzedażnego,

— konstruowaniu wyrobów z punktu widzenia optymalizacji zarówno produkcji jak i eksploatacji,

— usprawnieniu organizacji eksploatacji maszyn w celu poprawy stopnia ich wykorzystania,

— usprawnienia gospodarki remontowej, m.in. poprzez tworzenie baz remontowych;

5. **Rozwoju eksportu**, polegająca m.in. na:

— rozwoju marketingu,

— zapewnieniu operatywnego serwisu zagranicznego;

6. **Efektywności wykorzystania energii i materiałów**, polegająca m.in. na:

— polepszaniu jakości dostarczanych materiałów,

— stosowaniu materiałów o lepszych własnościach.

Pomyślna realizacja uchwał VII Zjazdu Partii i zadań wytyczonych przez VII Kongres Techniki Polskiej wymaga poważnego zaangażowania i wysiłku wszystkich pracowników przemysłu i użytkowników sprzętu technicznego, a prowadzić będzie do stałego wzrostu wydajności pracy, bardziej racjonalnego wykorzystania wysiłku, energii i materiałów, podniesienia jakości wyrobów oraz wzrostu poziomu ekonomicznego i dalszego rozwoju naszego kraju.

Redakcja TLiA, by pomóc w realizacji tych zadań, wymienioną wyżej tematykę będzie poruszała na swych łamach.

● Pierwszy Sekretarz KC PZPR wziął udział w wieceu załogi Wytwórni sprzętu Komunikacyjnego PZL w Rzeszowie. E. Gierek udekorował sztandar WSK Orderem Sztandaru Pracy I klasy. Gratulując załozce wysokiego odznaczenia podkreślił, że jest to wyraz szacunku i głębokiego uznania dla osiągnięć pracowników, którzy dowiedli, że potrafią wykorzystywać wszystkie rezerwy w pracy dla dobra ojczyzny.

● Jak wiadomo, śmigłowiec Mi-2 jest wielozadaniowy. Podajemy krotkie charakterystyki Mi-2 wersji fotograficznej, fotograficznej, termowizyjnej i telewizyjnej. Śmigłowiec w odmianie fotogrametrycznej wyposażony jest w lotnicze aparaty fotograficzne, wbudowane w tylną część pomieszczenia bagażowego, nad specjalnym lukiem. Światłomierz i celownik nawigacyjny znajdują się w luku, w przedniej części kabiny pilota. Wersja fotograficzna jest zbudowana inaczej. Aparaty fotograficzne zamontowane są w oknach kabiny (z prawej i lewej strony); można je też umieścić w specjalnym pojemniku pod belką ogonową. Z okien śmigłowca można fotografować od linii horyzontu do 55° w dół. Spod belki ogonowej — oprócz zdjęć pionowych — można robić zdjęcia odchylone od pionu o 25°. Zdjęcia lotnicze pozwalają określić m.in. stopień skażenia wód, obszar objęty przez szkodniki czy rodzaj upraw rolnych.

● Duże znaczenie praktyczne ma termowizyjna wersja śmigłowca Mi-2. Dzięki niej można szybko wykrywać awarie linii wysokiego napięcia. Uszkodzenie na linii lub złączach sygnalizowane jest na ekranie monitora kamery. Telewizyjna odmiana Mi-2 jest wykorzystywana nie tylko do prowadzenia transmisji z imprez sportowych, ale także jest bardzo przydatna w akcjach ratowniczych i przy obserwacji rejonu przez straż pożarną.

● Rok 1977 jest rokiem jubileuszu 50-lecia sportów lotniczych w Warszawie. I choć wszystkim wiadomo, że Aeroklub Warszawski utracił lotnisko po trzydziestu latach użytkowania go, to jednak trzeba pamiętać, że zostawia na Gocławiu wartościowe zabudowania. Zasiągują sobie na wdzięczność wielu pokoleń lotników instytucja, która przeznaczycy je na Dom Lotnika z salą zebrań i odczytów, z czytelnią, biblioteką, z pokojami gościnnymi i kawiarnią. O społecznej potrzebie powołania do życia takiego Centrum (na wzór Domu Rybaka czy Hutnika) mówi się od kilkudziesięciu lat, a dziś — mamy zachodem i kosztem (nawet ze składek ludzi lotniczych) — taka siedziba mogłaby powstać. Obecnie nie ma nawet gdzie przechować i udostępnić spuścizny zmarłych polskich inżynierów, konstruktorów i naukowców lotniczych.

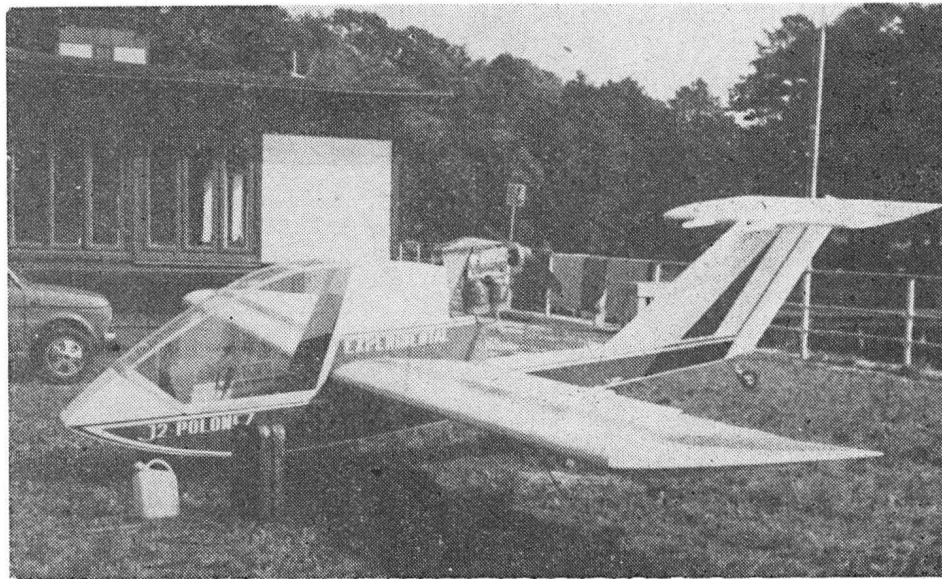
● Za owocną działalność w dziedzinie szybownictwa, w szczególności za zasługi we współpracy z reprezentacją Polski na szybowcowych mistrzostwach świata — Tadeusz Rejniak otrzymał medal im. Ciesława Tańskiego za 1976 r.

● 1 pułk lotnictwa myśliwskiego Warszawa wyróżnia się społeczną działalnością wśród młodzieży. Pod jego patronatem znajdują się: szkoła w Zadybiu-Starym, hufiec ZHP w Mińsku Mazowieckim i drużyny harcerskie w Wysokiem Mazowieckim. Aktywną działalność wychowawczą prowadzi członkowie Kręgu Instruktorów ZHP, skupiającego żołnierzy i oficerów. Organizują oni dwa razy w roku młodzieżowy turniej, w którym zwyciężają znawcy spraw wojskowych i harcerskich. Licznych uczestników gromadzi również konkurs *O nagrodę dowódcy pułku*, w którym należy się wykaazać umiejętnością sportowymi i wiedzą wojskową.

● Uważamy, że nigdy nie jest za dużo lotniczej działalności dziennikarskiej w Polsce. Dlatego z radością witamy drugą już — po wrocławskiej — Poznańską Sekcję Klubu Publicystów Lotniczych. Przewodniczącym został redaktor Wiesław Babiarz z Wiraży.

● W Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej odbyła się obrona rozprawy doktorskiej mgr Romany Ratkiewicz na temat: *Hydrodynamiczna teoria wiatru słonecznego*. Promotorem pracy był doc. dr hab. S. Grzędzielski.

● Nowa linia PLL LOT Warszawa — Bangkok powiększa naszą międzynarodową sieć



Samolot amatorski konstrukcji J. Janowskiego — J-2 Polonez, zbudowany przez Józefa Leńca ze Szczecinka. Oblot odbył się 22.VIII 1977 r. Fot. J. Janowski

połączeń o 15%. Polska ekspansja lotnicza odpowiada kierunkom handlowo-eksportowej ofensywy PRL. W zasadniczy sposób zmieniają się teraz warunki i czas podróży z Polski w rejony Dalekiego Wschodu. Zamiast długich rejsów morskich czy łączonych przelotów lotniczych, związanych z opłatami dewizowymi, obywatele polscy uzyskują bezpośrednio, dogodne i szybkie połączenie z centrami handlowymi Wschodu. LOT ma prawo przewozić pasażerów również na odcinkach: Dubaj — Bangkok i Bombaj — Bangkok.

● W celu poprawienia obsługi pasażerów w ruchu zagranicznym dyrekcja Międzynarodowego Dworca Lotniczego na Okęciu — wspólnie z PLL LOT — podjęła decyzję wydzielenia części sali odpraw wyłącznie dla pasażerów odlatujących. Osoby towarzyszące będą wchodzić do hali innym wejściem. Trzeba przypomnieć, że MDL zaprojektowany był do obsługi 700 tys. pasażerów. W 1976 r. przez port na Okęciu przeszło 1200 tys. osób. Prognozy oceniają ruch pasażerski w 1980 r. na około 2,5 mln, zaś w 10 lat później — 12 mln osób.

Przystępuje się do budowy dworca towarowego na Okęciu. Jest to docelowo przeznaczenie nowego obiektu. Jednak przez pewien okres będzie on (po adaptacji) wykorzystany do potrzeb ruchu pasażerskiego jako międzynarodowy dworzec przylotowy. Potrzebną i ważną modernizacją lotniska jest wydłużenie pasów startowych, które obecnie mogą przyjmować samoloty wielkości B-747.

● W przedsiębiorstwie PLL LOT odbywa się Konferencja Samorządu Robotniczego, w czasie której zasłużeńi pracownicy zostali udekorowani odznaczeniami państwowymi i resortowymi. Sześciu LOT-owców otrzymało Krzyże Kawalerskie Orderu Odrodzenia Polski i tyłuż Złote Krzyże Zasługi.

● Jubileusz XXV-lecia istnienia obchodził w ub. r. Aeroklub Robotniczy w Świdniku. Zasłużonej placówce społecznej składamy życzenia dalszych sukcesów w działalności lotniczej.

● Na XVI Szybowcowe Mistrzostwa Świata, które zostaną rozegrane w 1978 r. w Chateauroux we Francji, wyjadą jako polscy zawodnicy klasy otwartej: J. Ziobro i S. Kluk; klasy standard: F. Kępka i S. Witek. Zawodnikiem rezerwowym będzie M. Królikowski. Funkcję trenera powierzono J. Dankowskiemu.

● Brak lotniska klubowego spowodował, że ostatnio do najbardziej aktywnych członków Aeroklubu Warszawskiego należą lotniarze. Od ub. r. sekcją tą opiekuje się Stołeczny Zarząd Spółdzielni Budownictwa Mieszkaniowego.

● Pomiędzy Ministrem Przemysłu Maszynowego i Rektorem Akademii Rolniczo-Technicznej w Olsztynie zawarte zostało porozumienie w sprawie usług agrolotniczych. W województwie olsztyńskim znajdu-

ją się gospodarstwa o dużym areale, co jest bardzo korzystne dla prowadzenia doświadczeń z zastosowaniem w rolnictwie techniki lotniczej. Ponieważ występują tam również duże kompleksy leśne i wodne, przeto na terenie tego regionu skupiony jest główny potencjał naukowo-badawczy agrolotnictwa, obejmujący: zakład usług agrolotniczych w Olsztynie, zakład agrolotnictwa w ART, zespół techników rolniczych w Karolewie oraz ośrodek szkolenia personelu agrolotniczego w Kętrzynie.

Konieczne jest, aby w programie polskiej gospodarki żywnościowej znalazł się plan działalności agrolotnictwa, z czym wiąże się zagadnienia ładawisk, baz remontowych, kadr, magazynów i in. Rodzi się również postulat, aby przy Ministerstwie Rolnictwa powołano organ zajmujący się generalnie problemem stosowania techniki lotniczej w gospodarce rolnej, leśnej i rybnej.

● Przedstawiciele nauki polskiej wzięli udział w 28 Kongresie Astronautycznym Międzynarodowej Federacji Astronautycznej IAF, który odbył się we wrześniu br. w Pradze. W obradach wzięli udział delegaci z kilkudziesięciu krajów.

● Od czterech lat Poznańskie Obserwatorium UAM wspólnie z Obserwatorium PAN w Borowcu koło Kórnika prowadzi obserwacje sztucznych satelitów Ziemi. Koordynatorem tych badań jest Rada Astronomiczna Akademii Nauk ZSRR. W Borowcu działają nowoczesne urządzenia, które pozwalają na podejmowanie badań na wielką skalę. Duża kamera umożliwia obserwację dotychczas słabo widzialnych sztucznych obiektów. Aparatura ma dalmierz laserowy do mierzenia odległości sztucznych satelitów od Ziemi. Przyrządy są sterowane numerycznie.

● Pod kierownictwem prof. H. Hurnika z Katedry Astronomii UAM w Poznaniu trwają prace nad konstrukcją automatycznego przyrządu księżycowego, który po 1980 r. będzie umieszczony na Księżycu. Przyrząd pozwoli określić współrzędne na powierzchni Księżycza, za pomocą których zostaną opracowane dokładne mapy księżycowe. Zbada się również dzięki niemu ruch obrotowy, orbitę Księżycza oraz wzajemny układ dynamiczny Ziemia — Księżyc. Urządzenie wejdzie w skład radzieckiego laboratorium księżycowego.

● W Pomorskim Instytucie Rybackim w Gdyni wynaleziono sposób oczyszczania z mgły szlaków morskich, pasów startowych, dróg itp. Polega on na wysyłaniu przez dwa połączone ze sobą głośniki sygnałów o złożonej amplitudzie i częstotliwości, dobranych do częstotliwości drgań drobinek wody tworzących mgłę. Pod wpływem impulsów kropelki tworzą deszcz. Ponieważ urządzenie nie wysyła sygnału ciągłego, przeto sprawność jego (przy mniejszym poborze mocy) jest znacznie większa niż używanych dotychczas syren ultradźwiękowych, które likwidowały mgłę jedynie w ich bezpośredniej bliskości.



FRANCJA

● Po raz pierwszy na Salonie Paryskim (1971 r.) został zaprezentowany nowy francuski silnik do samolotów lekkich — SACMA (113 kW — 150 KM). W silniku użyto wiele części seryjnych silników samochodowych. Latającą hamownią będzie lekki Ralyle 150 GT.

● Pierwszy francuski samolot rolniczy — Ralyle Agricole — został zbudowany przez firmę Aérospatiale SOCATA na bazie samolotu Ralyle 235 GT. Nowy samolot ma przebudowaną kabinę i podwozie. Za pilotem mieści się zbiornik chemikaliów (580 l), a obok pilota — zapasowy zbiornik (80 l). Przednie kołko zastąpiono tylnym. Firma reklamuje, iż samolot będzie miał znacznie krótszy rozbieg i dobieg niż seryjny Ralyle i bardzo małą prędkość roboczą. Samolot jest napędzany silnikiem Lycoming o mocy 195 kW (235 KM).

● Samolot Ralyle 235 GT w wersji do podstawowego treningu, szkoły ognia i działań przeciwpartyzanckich został oznaczony jako Ralyle 235 G i jest napędzany silnikiem Lycoming o mocy 195 kW (235 KM). Ralyle ma znacznie wzmocnione podwozie i płat, pod którym znajdują się 4 zaczepy do transportu uzbrojenia: 12 rakiet Matra SNEB (68 mm), 4 bomb (po 50 kg) lub bomb treningowych (po 15 kg). Pod kadłubem zainstalowane są 2 k.m. (7,62 mm). Masa startowa Ralyle 235 G wynosi 1200 kg.

● Aérospatiale zrealizowała w IV kw. 1977 r. dostawę 500 śmigłowca wielozadaniowego i transportu taktycznego SA-330 Puma. Dotychczas wszystkie Puma wylatały 400 000 godzin i są użytkowane od 1970 r. w 35 krajach. Puma znajduje się w wyposażeniu lotnictwa wojskowego 20 państw.

● Bardzo poważne obniżenie kosztów bezpośrednich użytkowania wykazują francuskie śmigłowce wielozadaniowe i transportu taktycznego SA-330 Puma. Te koszty w 1975 r. w porównaniu z 1971 r. zmniejszyły się o 36%, i o dalsze 23,5% w 1976 r. Obniżenie kosztów stało się możliwe wskutek wydłużenia okresu międzyremontowego, zastosowaniu w produkcji głowic i wirników z materiałów kompozytowych i wymiany elementów według stanu. Ulepszona Puma SA-331, która za dwa lata ma wejść do produkcji, ma wykazać obniżkę bezpośrednich kosztów użytkowania o kolejne 22%.

● Duży sukces sprzedaży uzyskały na terenie USA francuskie lekkie śmigłowce AS-350 Ecureuil C (dla rynku amerykańskiego śmigłowiec jest wyposażony w silniki Lycoming LTS — 101). Pomimo, iż na razie loty odbywa tylko 5 prototypów, filia Aérospatiale w Stanach Zjednoczonych sprzedała już „na piu” 175 tych śmigłowców.

● Największy we Francji i drugi w krajach zachodnich wytwórca śmigłowców SNIAS — Aérospatiale — buduje w Brazylii kosztów ok. 20 mln dol. zakłady śmigłowiec wraz z brazylijską firmą Libras S.A. (udział Francji 45%, Brazylii — 55%). Wytwórnia będzie budowała latające dźwigi Lama i lekkie śmigłowce AS-350 Ecureuil. Pierwsza seria ma liczyć 200 szt.

● Francuski producent samolotów lekkich Robin (zatrudnienie około 180 osób, produkcja roczna do 190 samolotów w kilkunastu typach) założył w Kanadzie filię swego przedsiębiorstwa pod nazwą Aviation Robin Ltd., w której ma 40% udziałów. Pierwszym samolotem budowanym w Kanadzie jest szkolno-treningowy i akrobacyjny Acrobin R-2160. W 1978 r. firma zamierza przystąpić do produkcji 4-miejscowych R-1180 z silnikiem o mocy 132 kW (180 KM).

● Francuski producent lekkich samolotów z tworzyw sztucznych — firma Wassmer — ogłosił bankructwo po odmowie rządu udzielenia jej kredytu. Trybunał handlowy zarządził likwidację masy upadłościowej. Wassmer wyprodukował 170 samolotów Wa-51, 52, 54 (Pacific, Europa Atlantic w klasach mocy 112÷134 kW) oraz w 1976 r. zbudował 2 prototypy Wa-80-Piranha (119 kW).

● Francuski Cour de Comptes (odpowiednik Najwyższej Izby Kontroli PRL) obliczył, iż straty poniesione przy pracach rozwojowych i produkcji samolotu dyspozycyjnego Corvette firmy Aérospatiale wynoszą 900 mln FF (ponad 175 mln dol.), co stanowi 66% strat poniesionych przez to przedsiębiorstwo od 1972 do 1976 r. Z powodu braku zamówień produkcja będzie zaniechana po zbudowaniu 40 Corvette.



IRAN

● Iran zakupił we Francji 10 Aerobusów A-300 za 250 mln dol. 10% zostanie wpłacone gotówką, 90% po uzyskaniu kredytów z konsorcjum bankowego. Pierwsza dostawa w 1979 r., kolejne po 2÷3 sztuk co dwa lata. Do kwietnia 1978 r. Iran wydzierżawił dodatkowo 2 aerobusy. Równocześnie Iran wznowił opcję na 3 Concorde (poprzednio anulowana opcja opiewała na 2 Concorde).



JAPONIA

● Wytwórnia Mitsubishi ma zamówienia na 500 turbosmigłowych samolotów służbowych Mu-2, z czego na eksport 449 sztuk. Do 1977 r. firma dostarczyła 350 sztuk. Cena Mu-2 z pełnym zestawem IFR, wynosi w USA 895 000 dol., a seryjnego — bez opcyjnej awioniki — 800 000 dol.

● Mitsubishi F-1 wszedł do produkcji seryjnej. Pierwszy lot tego seryjnego samolotu myśliwsko-szturmowego trwał 26 minut. Do 1980 r. japońskie eskadry myśliwskie otrzymają 80 F-1.



JUGOSŁAWIA

● Jugosławia dysponuje 17 portami lotniczymi, z czego 13 przystosowane jest do komunikacji międzynarodowej. Obecnie Zarząd Portów Lotniczych Jugosławii buduje w Osijeku nowy port lotniczy wyposażony w najnowocześniejsze urządzenia. Przewiduje się modernizację portów w Zagrzebiu i Pristynie.



RFN

● 212 przeciwczołgowych śmigłowców PAH-1 (Panzerabwehrhubschrauber) zamówiło Ministerstwo Obrony RFN. Jest to odmiana łącznikowych i obserwacyjnych śmigłowców MBB-105M i stanowi wersję przejściową przed wyposażeniem Bundeswehry w śmigłowiec PAH-2, specjalnie zaprojektowany do akcji zwalczania broni pancernej i wsparcia ogniowego. Rozpoczęcie produkcji w 1985 r. (śmigłowiec MBB-105M został zakupiony w 1976 r. w liczbie 100 sztuk i zastąpił użytkowane dotychczas francuskie Alouette 2). Koszt zakupu 212 PAH-1 wyniesie w cenach z 1976 r. około 400 mln dol., a cena jednostkowa około 1,5 mln dol.



RUMUNIA

● Rumunia i RFN podpisały umowę o kooperacji przy produkcji pasażerskiego samolotu krótkiego zasięgu VFW-Fokker 614. VFW-Fokker ma dostarczyć Rumunii 3 kompletne samoloty i elementy do budowy dalszych trzydziestu. Montaż będzie się odbywał w Rumunii. Tempo montażu: 1 samolot miesięcznie. Po ukończeniu tej serii produkcję elementów podejmie Rumunia. Umowa przewiduje budowę 100 samolotów, z czego połowa ma być eksportowana. Samoloty montowane, a następnie budowane w Rumunii mają być o 15% tańsze od zachodniemieckich (cena VFW-614 w RFN wynosi około 4,5÷5,3 mln dol. w zależności od wyposażenia). Rumunia i RFN powołały do życia spółkę kooperacyjną z kapitałem zakładowym 9 mln dol., z czego Rumunia pokrywa 55%.



SZWAJCARIA

● Towarzystwo Swissair na około 770 pierwszych i drugich pilotów zatrudnia blisko 200 techników pokładowych, około 140 gospodarzy pokładowych, 330 stewardów, 900 stewardess i hostess oraz 300 osób obsługi naziemnej. Swissair prowadzi dwa ośrodki szkolenia pilotów, przy czym program przewiduje 900 godzin teorii, 110 godzin zajęć na symulatorach i 220 godzin lotów.



W. BRYTANIA

● Dalsze losy samolotów Britten-Norman Islander i Trislander. Belgijska filia koncernu Fairey, która w 1972 r. wykupiła aktywa Britten-Norman producenta samolotów Islander i Trislander, zwróciła się do sądu z wnioskiem o mianowanie kuratora, gdyż wyprodukowała 100 samolotów „na skład” i okazała się niewypłacalna. Dziwić może ten fakt, gdyż samoloty BN-2 mają duże powodzenie: do października 1977 r. dostarczono klientom 700 sztuk Islanderów i Trislanderów. W tej sytuacji angielska wytwórnia samolotów Short z Belfastu zaproponowała wykup aktywów lotniczych belgijskiego Faireya za 15 mln funtów szterlingów. Pertraktacje są w toku.



WŁOCHY

● SIAI-Marchetti otrzymała od Libii nowe zamówienie na 250 śmigłowych samolotów szkolno-treningowych i do działań przeciwpartyzanckich SF-260. Cena za 1 SF-260 została określona na 160 000 dol.

OGÓLNE

● Do nowej generacji spadochronów należy czeski PTCH-8. Ma on powierzchnię 46 m², opadanie 5,2 m/s, prędkość poziomą 5 m/s, a pełny obrót czaszy może nastąpić w ciągu 2,8÷5 s. Od pewnego czasu projektowane są nowe typy spadochronów, podobne do lotni: prostokątne i trójkątne. Coraz większą rolę odgrywa ukośny lot ślizgowy. Przykładem może być NRD-owski spadochron prostokątny RL-6 o powierzchni 28 m², opadający z prędkością 3,5 m/s, o prędkości poziomej 6,5 m/s. Ostatnio skonstruowano spadochrony prostokątne — materacowe (Ram air, Para plane), umożliwiające bardzo skuteczne sterowanie. Mają one system przegród oraz szczelin i składają się z komór nadmuchiwanych dynamicznie. Na Salonie Lotniczym w Paryżu pokazano spadochron o kształcie plecowej kamizelki. Jest to spadochron ratunkowy o wadze 6 kg dla szybników (spadochron wyczynowy waży 11 do 13 kg). Stwierdzono, że ratowanie się skokiem z pokładu śmigłowca nie grozi uderzeniem skoczka wirującymi łopatami. Bowiern maksymalna prędkość opadania śmigłowca przy autorotacji wynosi 14÷16 m/s, a średnia prędkość opadania spadochroniarza ze złożonym spadochronem — około 70 m/s. Jeżeli lot skoczka jest stromym lotem ślizgowym, jego oddzielenie się następuje po 1,5 w w poziomie i po 0,75 s w pionie.

● Na wysokości 2400 m zainstalowano w Andach wielki teleskop, dzieło astronomów zachodnioeuropejskich. Konstruktorzy z Belgii, Danii, Francji, Holandii, RFN i Szwecji przekazali do użytku teleskop o średnicy 3,6 m. Pozwala on dojrzeć gwiazdy oddalone od Ziemi o 30 miliardów lat świetlnych i radiożródła (kwazary) oddalone o 300 mld lat świetlnych (30 mld lat świetlnych jest to odległość wyrażona w kilometrach cyfrą 3 z dwudziestoma trzema zerami).



Typ	Liczba miejsc	Moc [KM]	Cena [dol.]	
			1976	1977
Jednosilnikowe				
Beech				
B19, Sport 150	4	150	27 870	29 376
C23 Sundowner	4	180	35 090	37 373
Sierra 200, C24R	6	200	50 767	53 594
F33A Bonanza	4-5	285	77 906	84 229
V35B Bonanza	4-5	285	86 086	89 355
A36 Bonanza	4-6	285	92 807	96 545
Bellanca				
Super Viking	4	200	60 230	68 259
Turbo Super Viking		300	68 836	79 090
Citabria	2	150	21 105	23 460
Scout	2	180	24 005	26 660
Decathlon	2	150	25 105	26 705
Cessna				
150 Aerobat	2	150	20 060	21 720
172, Skyhawk	4	150	27 667	30 050
177 Cardinal	4	180	32 290	39 195
Cardinal RG	4	200	45 050	50 095
180 Skywagon	6	230	39 883	43 552
182 Skylane	4-5	230	42 325	44 745
185 Skywagon	6	300	45 283	49 252
206 Stationair	6	300	54 315	57 685
207 Skywagon	7	300	58 752	64 610
Turbo 207 Skywagon	7	310	65 252	70 455
210 Centurion	2	285	66 600	71 335
Turbo 210 Centurion	1-6	310	72 600	77 455
Turbo 206 Stationair	6	310	60 365	63 135
Grumman American				
AA-1B Trainer	2	108	18 659	21 544
AA-5A Cheetah	4	150	25 262	29 651
AA-5B Tiger	4	180	30 665	34 637
Mooney				
M20C Ranger	4	360	45 915	44 185
M20F Executive	4	200	50 700	48 960
M20J 201	4	200	39 300	55 310
Piper				
PA-18-150 Super Cub	2	150	22 420	24 140
PA-28-140 Cherokee	2-4	150	23 345	24 615
PA-28-151 Warrior	4	150	26 005	27 285
PA-28-181 Archer	4	180	31 755	33 930
PA-28R-200 Arrow 2	4	200	45 155	47 850
PA-28-235 Cherokee	4	235	44 620	47 325
PA-32-260 Cherokee 6	6-7	260	50 850	54 235
PA-32-300 Cherokee 6	6-7	300	54 385	58 005
PA-32R-300 Lance	6-7	300	67 835	72 120
Rockwell International				
112 AB Commander	4	200	46 704	61 295
112 TC Commander	4	210	53 870	65 295
114 Commander	4	260	61 040	70 800
Dwusilnikowe				
Beech				
B55 Baron	4-6	2×285	133 068	142 844
E55 Baron	4-6	2×285	155 638	167 351
58P Baron	4-6	2×310	262 345	265 908
58TC Baron	4-6	2×310	214 666	214 666
B60 Duke	4-6	2×380	309 089	330 090
B80 Queen Air	7-11	2×380	338 585	353 250
C90 King Air	2+4	2×550	528 965	614 900
A100 King Air	8-15	2×680	926 100	926 100
B100 King Air	8-15	2×680	948 900	956 000
200 Super King Air	8-13	2×850	1 050 000	1 128 000

Typ	Liczba miejsc	Moc [KM]	Cena [dol.]	
			1976	1977
Dwusilnikowe — e.d.				
Cessna				
310R	5	2×260	140 480	152 440
Turbo 310R	6	2×285	157 880	170 880
337 Skymaster	4-6	2×210	96 370	192 155
337 Pressurized Skymaster	4-6	2×225	135 425	146 155
340A	6	2×310	212 750	225 245
402B	6-10	2×300	209 140	225 675
404 Titan	6-10	2×275	315 770	321 665
414	7	2×310	255 180	271 870
421 Golden Eagle	8	2×375	358 585	381 000
Piper				
PA-23-250 Aztec	6	2×250	133 835	137 835
PA-31-310 Navajo	6-8	2×310	213 500	232 490
PA-31-325 Navajo C/R	6-8	2×325	227 610	244 100
PA-31-350 Chieftain	6-9	2×350	247 890	263 485
PA-31P Pressurized	6-8	2×425	378 500	390 255
PA-31T Cheyenne	6-8	2×620	654 900	665 000
PA-34-200T Seneca	6-7	2×200	94 580	102 180
Rockwell International				
500S Shirke Commander	4-7	2×290	201 515	242 700
690A, B Turbo Commander	2+7	2×700	735 990	781 190
Swearingen				
SA-226 Merlin 3A	8-11	2×840	1 038 555	1 078 070
SA-226TC Merlin 4A	12-15	2×840	1 124 690	1 175 970
SA-226TC Metro 2	19-20	2×940	999 225	1 055 900
Ted Smith				
600A Aerostar	6	2×290	166 567	171 170
601A, B Aerostar	6	2×290	185 060	189 170
601P Aerostar	6	2×290	245 980	247 940
Odrzutowe				
Gates Learjet				
24E	8		897 500	1 047 700
24F	8		1 098 500	1 279 000
25D	2+8		1 238 500	1 383 300
25F	2+8		1 298 500	1 439 300
35A	2+8		1 650 000	1 887 200
36A	2+8		1 697 000	1 938 700
Cessna				
500 Citation	2+8		891 700	945 000
Rockwell International				
60 Sabre	2+10		1 809 500	2 120 000
75 Sabre	2+12		2 350 000	2 827 250
Rolnicze				
Cessna				
185 AgCarryall	1	300	51 366	55 205
188 AgWagon	1	300	47 180	51 485
188 AgTruck	1	300	48 300	54 310
Grumman American				
Agcat	1	450	68 565	77 440
Piper				
PA-25-235 Pawnee	1	235	37 505	39 880
PA-25-260 Pawnee	1	260	39 845	42 350
PA-36-285 Brave	1	285	50 915	54 305
Rockwell International				
Trush Commander	1	800	72 500	78 500
Źródła: Aircraft Price Digest z II połowy 1977 r. Uwaga: w Aviation Week and Space Technology z 4.04.1977 r. oraz Aircraft Price Digest z II połowy 1976 r. (TLiA nr 9'77) podano inne ceny z 1976 r.				

Wojskowe śmigłowe samoloty szkolne (I)

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

Samoloty śmigłowe wciąż odgrywają dużą rolę w szkoleniu pilotów wojskowych na świecie. W części I artykułu opisano używane samoloty i prototypy o mocy silnika do 156 kW oraz przedstawiono postulaty użytkowników wojskowych, dotyczące charakterystyk i osiągnięć tego sprzętu. Przedstawiono rozbieżności w tej dziedzinie pomiędzy zapotrzebowaniem aeroklubów i wojskowych szkół pilotów na śmigłowe samoloty do podstawowego szkolenia i treningu.

Zasadniczą przesłanką przemawiającą za używaniem samolotów śmigłowych w wojskowych szkołach pilotażu jest nieporównywalnie niższy koszt szkolenia podstawowego na tym rodzaju maszyn aniżeli koszt szkolenia i treningu na samolotach wyższej klasy. Dzisiaj szkolenie pilota samolotu odrzutowego, zwłaszcza myśliwskiego, pochłania wręcz astronomiczne sumy, dlatego nawet proporcjonalnie niezbyt duże oszczędności mają swoją wymowę, zważywszy, iż w krajach o wielkich flotach powietrznych szkolenie jest masowe.

Aby uzmysłowić sobie koszt szkolenia pilota wojskowego warto przytoczyć przykład Japonii, która stosuje na ostatnim etapie szkolenia (przed szkoleniem operacyjnym) trening na ponaddźwiękowych samolotach T-2. Koszt wyszkolenia japońskiego pilota myśliwskiego znacznie przekracza sumę 300 000 dol.

Koszt godziny lotu (według cen z 1976 r.) na samolocie tłokowym rozwijającym prędkość 250÷350 km/h nie sięga 50 dol., podczas gdy na lekkim samolocie odrzutowym typu MB-326 lub Strikemaster, o prędkości ponad 800 km/h, wynosi już ponad 750 dol. Różnica jest więc kolosalna, jeżeli uprzytomnimy sobie, iż minimalny czas szkolenia na samolocie tłokowym zasadniczo nie jest mniejszy niż 26 godzin. Stąd zrozumią staję się tendencja nie tylko utrzymania, lecz nawet rozszerzenia zakresu szkolenia na tym typie maszyn.

Równocześnie jednak coraz bardziej zarysowuje się możliwość szkolenia podstawowego na samolotach turbośmigłowych, podobno bowiem bezpośredni koszt godziny lotu na szkolno-treningowym samolocie turbośmigłowym ma być porównywalny z bezpośrednim kosztem lotu na samolocie tłokowym. Według przeprowadzonej przez firmę Pilatus kalkulacji bezpośredni koszt godziny lotu na turbośmigłowym samolocie Pilatus PC-7 ma wynieść około 59 dol. [1].

Ze względu na taniocią szkolenia na samolotach tłokowych wiąże się również problem odsiewu uczniów. Wiadomo, iż nie wszyscy, nawet spośród największych zapaleńców, mają do tego predyspozycje (psychiczne lub fizyczne), ponadto zdarza się również, że uczeń, doświadczywszy niezbyt czasami przyjemnych wrażeń przy wykonywaniu podstawowych figur akrobacji, sam rezygnuje z dalszej nauki. Chociaż wstępny odsiew na samolotach jest dość spory, to jednak w trakcie dalszego szkolenia na samolotach odrzutowych odpada jeszcze około 10÷20% uczniów [2], co niepomniernie podwyższa globalne koszty szkolenia wojskowych pilotów.

Również z uwagi na względy oszczędności, od dłuższego już czasu stosuje się w wielu wojskach lotniczych tak zwaną metodę szkolenia „ukierunkowanego”. Przy stosowaniu takiej metody uczeń, który pomyślnie ukończył podstawowy kurs szkolenia na samolotach śmigłowych (w USA np. 26 go-

dzin na samolocie T-34 A-B Mentor), nie przechodzi pełnego cyklu szkolenia, tj. od samolotu śmigłowego przez kolejne etapy treningu na kilku odmianach samolotów odrzutowych do naddźwiękowego myśliwca, lecz kierowany jest zgodnie z wykazanymi uzdolnieniami do wybranych szkół, gdzie przechodzi szkolenie specjalizacyjne na pilota śmigłowcowego, transportowego lub — jako jeden z wybranych — pilota myśliwskiego [3, 4].

A zatem dzisiaj śmigłowy samolot szkolno-treningowy jest bezkonkurencyjny pod względem niskiego kosztu godziny lotu szkoleniowego, musi jednak spełniać trzy podstawowe warunki:

— długowieczności (wraz ze wzrostem żywotności obniżają się koszty amortyzacji);

— trwałości i niezawodności (konstrukcja samolotu a zwłaszcza podwozia, powinna być możliwie wytrzymała; uczeń użytkując maszynę brutalnie stawia jej bardzo duże wymagania: nadając jej gwałtowne przyspieszenia, lądując tak jakby samolot był wyposażony w spadochron, wykonując w sposób nieprawidłowy figury podstawowej akrobacji itp.);

— doskonałej sterowności (samolot musi „poprawiać” błędy ucznia). Ponadto samolot szkolny musi być wyposażony w niezawodny silnik [5].

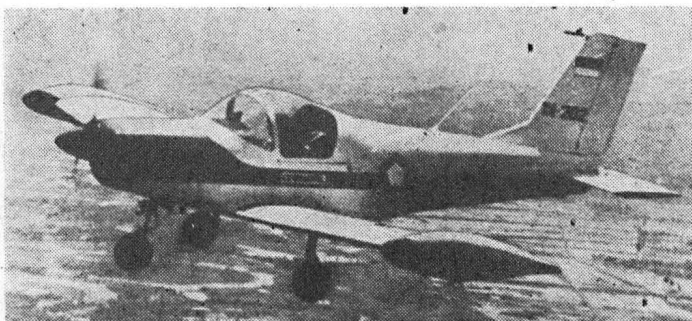
Tłokowy samolot do podstawowego szkolenia i treningu jest w zasadzie maszyną o prostej i konwencjonalnej konstrukcji. Przy jej opracowaniu trudno wymyślić jakieś rewe-



Rys. 2. Brazylijski Aerotec Uirapuru T-23



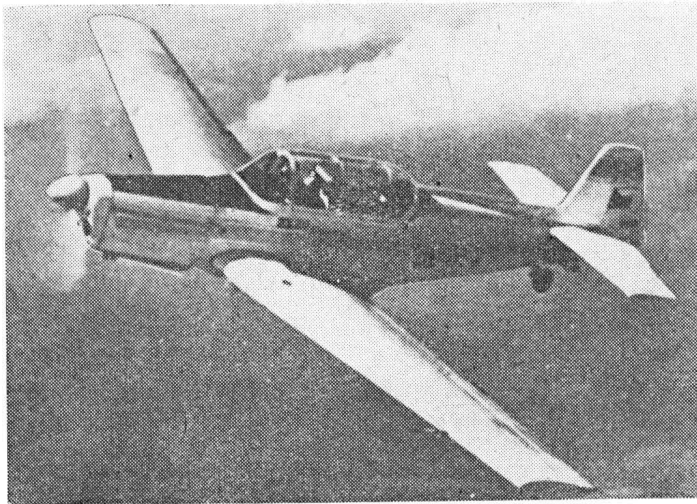
Rys. 3. Szwajcarski AS-202-18 Bravo



Rys. 1. Indonezyjski Limpur LT-200 (licencja amerykańskiego samolotu Pazmany PL-2)



Rys. 4. Jugosłowiańska UTVA-75



Rys. 5. Czechosłowacki Zlin Z-726 Universal

lacyjne novum (jedyne — niewielki zresztą — wyjątek stanowi samolot AVI-2 firmy Rhein Flugzeugbau). Konstrukcja jest jedynie ulepszana, podobnie jak tłokowy silnik. Z tego też powodu państwa, które dotychczas nie miały własnego przemysłu lotniczego (np. Brazylia, Argentyna czy Szwajcaria) rozpoczynają jego organizację, a następnie produkcję — od samolotów tłokowych do podstawowego szkolenia. I tym się tłumaczy m.in. wielka liczba produkowanych typów samolotów szkolno-treningowych.

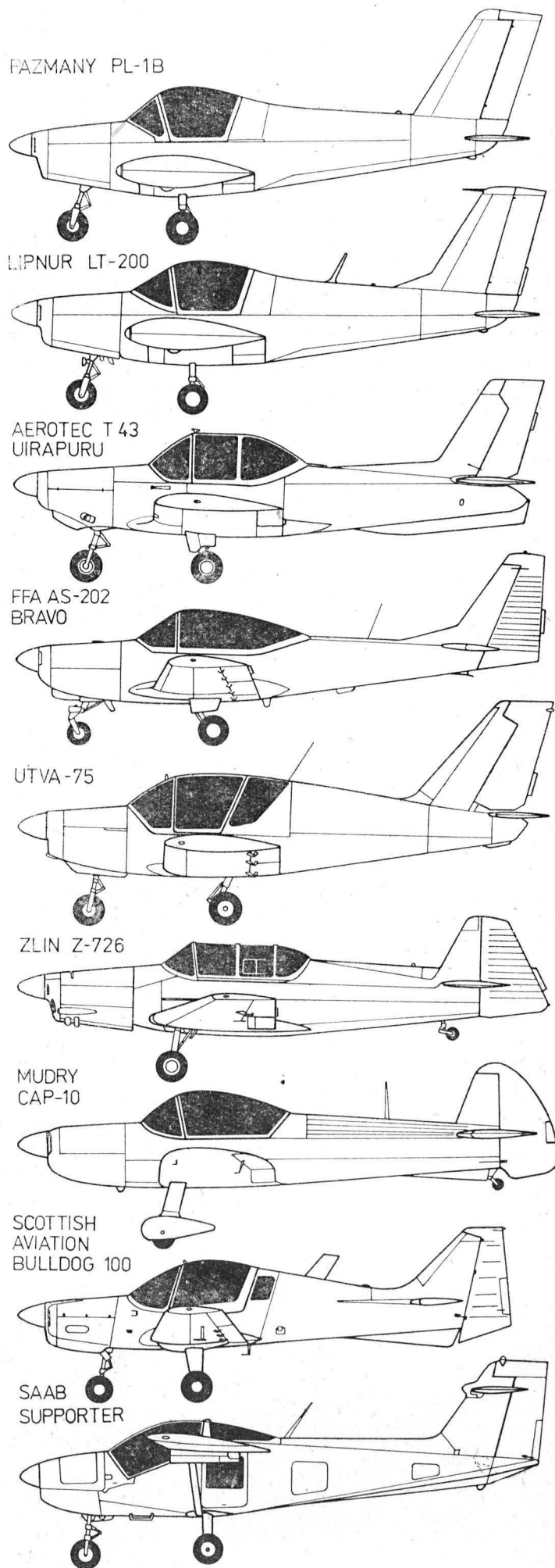
Samolot aeroklubowy a wojskowy samolot do szkolenia podstawowego

Co prawda ewolucja rozwoju samolotów aeroklubowych w wielu przypadkach zbliża ich charakterystyki i osiągi do postulatów wyrażonych przez szkoleniowców wojskowych (np. samoloty Cessna 172 w USA zostały zakupione i są jeszcze użytkowane przez US Air Force, US Navy, a Rallye-SOCATA przez Marynarkę Wojskową Francji), ale wszystko wskazuje, iż takie lekkie maszyny już nie będą miały długiego żywota w wojskowych szkołach pilotów.

Na pierwszy rzut oka zdawałoby się, że różnica pomiędzy aeroklubowymi i wojskowymi samolotami do szkolenia podstawowego i treningu jest mała, tymczasem jednak dysproporcja pomiędzy zasadami szkolenia w wojsku i aeroklubach powoduje, że stwierdzenie to jest tylko częściowo prawdziwe. Coraz bardziej zarysowuje się tendencja wzrostu mocy zespołów napędowych w wojskowych samolotach do szkolenia podstawowego i jej spadek w samolotach aeroklubowych. Zjawisko to spowodowane jest koniecznością obniżania kosztu szkolenia w aeroklubach. Wniosek nasz potwierdza analiza linii rozwojowej nowych konstrukcji samolotów aeroklubowych, których zespoły napędowe wykazują zmniejszenie się mocy od poziomu 113 kW (150 KM — Beech Sport 150 czy Piper Cherokee Warrior) do około 73÷85 kW (100÷115 KM) jak w najnowszych samolotach Beech Model 77. Wassmer Piranha, Cessna 152 lub Grumman AA-1C. W tym samym czasie nawet najbardziej proste wojskowe samoloty szkolne są wyposażone w silniki o coraz większej mocy, wzrastającej z 113/134 kW (150/180 KM) do 147/192 kW (200/260 KM). A więc nowa generacja szkolnych samolotów wojskowych wyposażona jest w napędy rozwijające moc dwukrotnie większą niż ich cywilne odpowiedniki.



Rys. 6. Francuski CAP-10



TABLICA. Wojskowe samoloty szkolno-treningowe (łokowe i turbośmigłowe)

Producent i nazwa samolotu	Rok oblotu	Kraj	Silnik	Moc [kW (KM)]	Masa własna [kg]	Masa użytkowa [kg]	Prędkość maks. [km/h]	Prędkość min. [km/h]	Wzniesienie [m/s]	Zbudowano [szt.]
Samoloty łokowe										
Pazmany (PL-1B) Chienshow 59	1970	Taiwan	Lycoming O-320-2A	113 (150)	409	247	240	80	6,0	59
Limpur LT-200 (Pazmany PL-2)	1974	Indonezja	Lycoming O-320-2A	113 (150)	409	247	240	87	7,5	120 Z
Aerotec Uirapuru T-23 (122A)	1968	Brazylia	Lycoming O-320-B2B	119 (160)	540	300	225	72	6,5	180 Z
FFA-Bravo AS-202-18	1971	Szwajcaria	Lycoming ACIO-360-B1F	134 (180)	665	275	211	91	4,7	35
UTVA-75	1976	Jugosławia	Lycoming IO-360-B1F	134 (180)	620	270	270	82	5,8	P
Zlin-726 Universal	1973	CSRS	Avia M-137-AZ	134 (180)	700	300	236	98	5,0	1600*
Mudry CAP-10	1970	Francja	Lycoming AEIO-360-B1F	134 (180)	540	290	270	95	6,0	70 Z
Scottish Aviation Bulldog 100/120	1971	Anglia	Lycoming IO-360-A1-B6	149 (200)	669	400	241	100	5,2	290
SAAB MFI-17-19 Supporter	1969	Szwecja	Lycoming IO-360-A1-B6	149 (200)	600	400	257	107	6,3	160 Z
Scottish Aviation Bulldog-Bullfinch-200	1976	Anglia	Lycoming AEIO-360-A1-B6	149 (200)	821	250	278	87,5	6,0	P
CASA-SIAT Flamingo, MBB-223	1963	Hiszpania	Lycoming AEIO-360-C1B	149 (200)	685	500	245	91	4,6	186
Valmet Vinka (Leko)-70	1975	Finlandia	Lycoming IO-360-A1B6	149 (200)	690	460	240	105	6,0	P
Procaer General Avia F-15	1976	Włochy	Lycoming IO-360-A	149 (200)	750	375	310	102	4,5	P
NZ Aero Industries CT-4 Airtrainer	1972	N. Zelandia	Lycoming IO-360-D	156 (210)	662	400	295	85,5	6,2	82
Cessna T-41 Mescalero	1975	USA	Lycoming IO-360-D	156 (210)	637	420	246	...	4,5	238
Beech T-34 Mentor A-B	1953	USA	Lycoming O-470-13	165 (225)	978	467	302	90	6,2	873
Socata Rallye 235 G	1959/75	Francja	Lycoming O-540-B4 B5	175 (235)	694	476	275	98	5,0	3000*
Cerva CA-43 Guépard	1971	Francja	Lycoming IO-540-C4 B4	186 (250)	890	570	320	93	6,5	5
NDN-1 Firecracker	1977	Anglia	Lycoming AEIO-540-B4 D5	194 (260)	831	270	339	98	5,0	P
SIAT-Marchetti SF-260 M	1970	Włochy	Lycoming O-540-4D5	194 (260)	775	450	340	118	6,2	500 z licencyjnymi
HAL HPT-32	1977	Indie	Lycoming IO-540-4 B5	194 (260)	850	350	249	118	7,0	P
Jak 18A	1958	ZSRR	Iwczenko AI-14RF	224 (300)	1025	295	300	...	10,0	500*
Neiva N-621 Universal	1971	Brazylia	Lycoming AEIO-540-K105	224 (300)	1150	350	300	110	6,8	150 Z
Fuji KM-2B	1974	Japonia	Lycoming GSO-480-A1F6	254 (340)	1134	350	370	...	5,0	P
RFB AWI-2 Fantrainer	1976	RFN	Audi-NSU Wankel	2 × 113 (2 × 1500)	300	330	7,0	P

Uwagi *) wszystkie modele; Z — dostawy wraz z zamówieniami; P — prototyp



Rys. 7. Angielski Bulldog

Samolot, który bylibyśmy skłonni zakwalifikować jako specjalny zawodowy samolot wojskowy do podstawowego szkolenia zajmuje odrębne miejsce wśród szkolnych samolotów śmigłowych. Po pierwsze — jest znacznie kosztowniejszy niż samolot aeroklubowy. Aerokluby na pierwszym miejscu stawiają niski koszt szkolenia, podczas gdy dla wojska — znacznie bogatszego — zagadnienie to jest sprawą względną.

Dzisiejszy samolot wojskowy do szkolenia podstawowego i treningu jest kosztowniejszy, gdyż jego konstrukcja musi być znacznie bardziej wytrzymała od konstrukcji samolotów aeroklubowych, a jego silnik musi wykazywać znacznie większą moc, gdyż metoda szkolenia przyszłych pilotów wojskowych stawia samolotom znacznie wyższe wymagania. Sterowność tego samolotu również musi być lepsza, gdyż wojskowy uczeń wykonuje bardziej skomplikowane figury podstawowej akrobacji.

Te wszystkie względy techniczne i ekonomiczne predysponują w większości przypadków współczesne samoloty wojskowe do podstawowego szkolenia do roli samolotów przeciwpartyzanckich; jak np. SAAB Supporter, Bulldog, Neiva T-25 Universal czy wiele innych, podobnie jak na tych samych samolotach można odbywać szkołę ognia, rzecz jasna po wyposażeniu ich w odpowiedni zestaw uzbrojenia [6].

Podwójna rola wojskowych samolotów śmigłowych do podstawowego szkolenia ponownie umożliwia wprowadzenie oszczędności, gdyż pozwala za prawie tę samą cenę uzyskać „dwa samoloty w jednym”. A co jest równie ważne — roz-

szerza rynek zbytu, szczególnie w krajach rozwijających się, które jeszcze nie mają ustabilizowanych społeczeństw i gdzie od chwili uzyskania niepodległości często wybuchają wewnętrzne konflikty zbrojne.

I jeszcze jeden element, który w poważnym stopniu odróżnia samoloty wojskowe do szkolenia podstawowego od samolotów aeroklubowych: sprawa prędkości, zwłaszcza prędkości lądowania. Samolot aeroklubowy powinien odznaczać się możliwie małą prędkością lądowania, przeciwnie niż wojskowy, który ma zapewnić uczniowi możliwość nauki lądowania przy większej prędkości, co mu ułatwi na kolejnym etapie szkolenia lądowanie na samolotach wyższej klasy.

Na podstawie powyższych wywodów jesteśmy skłonni przypuszczać, iż w miarę upływu czasu różnica pomiędzy samolotami aeroklubowymi i wojskowymi do podstawowego treningu będzie wzrastała. Uwidoczniają to dane przedstawione w tabelicy świadczące o tym, iż począwszy od 1970 r. w zasadzie nie wyposaża się wojskowych samolotów do szkolenia podstawowego w silniki o mniejszej mocy niż 113 kW (150 KM). Wszystko zaś zdaje się wskazywać, że moc rozwijana przez najnowsze rodzaje samolotów wojskowych do szkolenia podstawowego będzie miała tendencję wzrostu. 25 przedstawionych samolotów (8 to prototypy) dysponuje silnikami o znacznie większej mocy niż ich poprzednicy z końca lat pięćdziesiątych, sześćdziesiątych i początku lat siedemdziesiątych. Jeżeli zaś wejdą do uzbrojenia wojskowych szkół lotniczych samoloty śmigłowe z napędem turbośmigłowym — moc silników samolotów do szkolenia podstawowego wykaże jakościowy skok w górę.

LITERATURA

1. J. COHEN: First order for Turbo-Trainer. *Flight* 1977, 23.IV, s. 1103.
2. H. FISCHER: Die Fantrainer-Idee. *Der Flieger* 1976, nr 6, s. 250.
3. R. BRAYBROOK: Mentors for Tyros-Plus. *Air International* 1977, August, s. 60.
4. D. FINK: Navy T-34 C Trainer in Production. *Aviation Week* 1976, 2.04., s. 43.
5. JFB: The Light Amazon Scene. *Interavia* 1974, nr 12, s. 1212-1215.
6. Songbird of the Amazon. *Air International*, 1977, July, s. 13-14.
7. JFB: op. cit. s. 1212.
8. R. BRAYBROOK: op. cit., s. 65-67.
9. R. BRAYBROOK: op. cit., s. 68.

c.d. w następnym numerze

Teoria przelotu szybowcowego metodą delfinowania oraz zasady lotu dynamicznego (II)

Dr inż. JUSTYN SANDAUER
Instytut Lotnictwa

Stan teorii lotu metodą delfinowania i wynikająca z niej taktyka przelotowa. Analiza optymalnych parametrów przelotu w modelowych warunkach meteorologicznych. Podstawowe zasady lotu dynamicznego — wskazujące na możliwość dalszego postępu w wykorzystywaniu pionowych prądów atmosferycznych.

Podstawowe zasady lotu dynamicznego

W dotychczasowych rozważaniach korzystaliśmy z zależności $w_{op} = f(V)$ w postaci biegunowej prędkości szybowca lub jej aproksymacji analitycznej, przy czym zależność ta każdorazowo dotyczyła lotu, w którym siła nośna równoważy ciężar. Rozważany przelot można by więc określić jako quasi statyczny. W rzeczywistości pilot steruje prędkością lotu w sposób dynamiczny, tzn. że przy zmianach prędkości występują również zmiany współczynnika obciążenia n . Ponieważ przyspieszenia normalne szybowca mogą mieć wpływ na sprawność wykorzystywania przez niego energii prądów pionowych powietrza, warto rozpatrzyć ten problem w celu ewentualnego znalezienia dalszych możliwości zwiększenia prędkości przelotu.

Do analizy energetycznej lotu szybowca w powietrzu poruszającym się ze zmienną prędkością pionową przyjmijmy układ współrzędnych związany z ziemią (inercyjny) i oznaczenia pokazane na rys. 13. Pochodna względem czasu całkowitej energii szybowca, czyli moc pobierana lub oddawana do atmosfery, jest iloczynem wektorowym sił zewnętrznych działających na szybowiec i jego prędkości w inercyjnym układzie współrzędnych:

$$E' = \frac{dE}{dt} = (\vec{P}_z + \vec{P}_x) (\vec{V} + \vec{w}_{pow}) = \vec{P}_z \vec{V} + \vec{P}_z \vec{w}_{pow} + \vec{P}_x \vec{V} + \vec{P}_x \vec{w}_{pow} \quad (20)$$

Ponieważ $\vec{P}_z \perp V$ więc $\vec{P}_z \vec{V} = 0$.

Jednocześnie można zaniedbać wyrażenie $\vec{P}_x \vec{w}_{pow}$ gdyż oba wektory są małe (kął między nimi jest praktycznie większy od 45°). Można więc napisać:

$$E' = \vec{P}_z \vec{w}_{pow} + \vec{P}_x \vec{V} = P_z w_{pow} \cos \varphi - P_x V$$

lub:

$$E' = \frac{\rho V^2}{2} S (C_z w_{pow} \cos \varphi - C_x V) \quad (21)$$

gdzie S jest powierzchnią skrzydła.

Pierwszy składnik wyrażenia na E' przedstawia moc pobieraną z powietrza (lub oddawaną) przez szybowiec idealny (bez oporu), a drugi składnik uwzględnia moc rozproszoną na skutek istnienia oporu aerodynamicznego.

Rozpatrzmy teraz zagadnienie maksymalizacji pochodnej E' czyli maksymalizacji mocy pobieranej przez szybowiec z prądu atmosferycznego. Przyjmujemy, że prędkość szybowca w momencie natrafienia na podmuch wynosi V . Poszukujemy więc optymalnej wartości współczynników C_z i C_x :

$$n_{opt} = \frac{(C_z)_{opt}}{(C_z)_{n=1}}$$

W tym celu należy przyrównać do zera pochodną:

$$\frac{dE'}{dC_z} \quad \text{lub} \quad \frac{dE'}{dC_x}$$

$$\frac{dE'}{dC_x} = \frac{\rho V^2}{2} S \left(\frac{dC_z}{dC_x} w_{pow} \cos \varphi - V \right) = 0$$

$$\left(\frac{dC_z}{dC_x} \right)_{opt} = \frac{V}{w_{pow} \cos \varphi} \quad (22)$$

Wyznaczenie optymalnej wartości pochodnej $\frac{dC_z}{dC_x}$ a następnie wyznaczenie na biegunowej aerodynamicznej wartości

C_z n_{opt} pozwala obliczyć optymalną wartość współczynnika obciążenia:

$$n_{opt} = \frac{(C_z)_{opt}}{(C_z)_{n=1}}$$

Na rysunku 14 przedstawiono wyniki obliczeń n_{opt} wykonanych przez Gorischa [5] dla trzech wartości iloczynu $w_{pow} \cos \varphi$. Do obliczeń przyjęto biegunową aerodynamiczną szybowca klasy standard ASTIR CS o masie 450 kg.

Przyjęcie $w_{pow} \cos \varphi = \text{const}$ jest zabiegiem eliminującym konieczność analizy kąta φ (a więc toru lotu) i podobnie jak poprzednie założenie $V = \text{const}$ jest dopuszczalne tylko dla krótkiego odcinka lotu.

Obliczmy teraz wielkość mocy pobieranej lub oddawanej do atmosfery przez szybowiec w funkcji prędkości V i $w_{pow} \cos \varphi$ oraz współczynnika n . W tym celu dzielimy obie strony zależności (21) przez ciężar szybowca:

$$\frac{E'}{m \cdot g} = \frac{C_z}{(C_z)_{n=1}} w_{pow} \cos \varphi - \frac{V}{(C_z)_{n=1}} \quad (23)$$

Dla lotu ustalonego ($n = 1$) otrzymuje się:

$$\frac{E'}{m \cdot g} = w_{pow} \cos \varphi - \frac{V}{d} = w_{pow} \cos \varphi - w_{op}$$

a więc moc podzielona przez ciężar szybowca równą jego prędkości pionowej.

Dla $n \neq 1$ zależność (23) można zapisać w postaci:

$$\frac{E'}{m \cdot g} = \frac{C_z}{(C_z)_{n=1}} w_{pow} \cos \varphi - \frac{C_z}{(C_z)_{n=1}} \cdot \frac{C_x}{C_z} V = n (w_{pow} \cos \varphi) - \frac{C_x}{C_z} V \quad (24)$$

Oznaczając przez $(d)_n$ doskonałość szybowca na kącie natarcia osiągniętych podczas wyrwania, a przez $(V)_n$ i $(w_{op})_n$ współrzędne punktu biegunowej prędkości (lot ustalony) odpowiadającego temu kątowi natarcia, otrzymuje się następujące zależności:

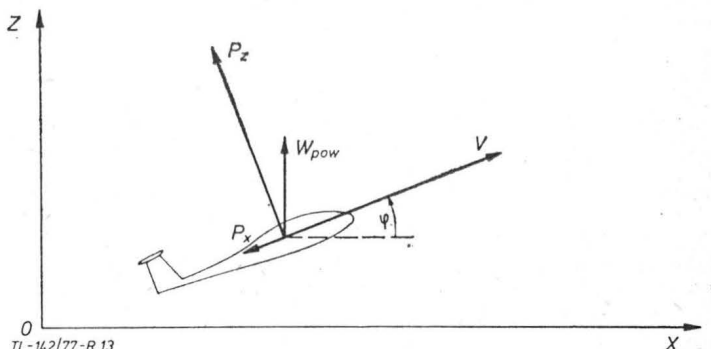
$$(V)_n = \frac{V}{\sqrt{n}} \quad \text{i} \quad (w_{op})_n = \frac{(V)_n}{(d)_n}$$

które po wstawieniu do zależności (24) dają w wyniku:

$$\frac{E'}{m \cdot g} = n [w_{pow} \cos \varphi - \sqrt{n} (w_{op})_n] \quad (25)$$

Na rysunku 15 przedstawiono wyniki obliczeń $\frac{E'}{m \cdot g}$ wy-

konanych przez Gorischa dla szybowca ASTIR CS. Krzywe kreskowane są obwiedniami maksymalnych mocy odpowiadających optymalnym wartościom współczynnika n (rys. 14). Zwraca uwagę fakt, że dla prędkości prądu wznoszącego $w_{pow} \cos \varphi \geq 2$ m/s wpływ współczynnika n na moc pobieraną przez szybowiec z atmosfery jest bardzo duży. Przy małych prędkościach $w_{pow} \cos \varphi$ moc pobierana z atmosfery przy $n > 1$ może być z kolei mniejsza niż przy $n = 1$ ponieważ występujący wówczas przyrost prędkości opadania, tj.



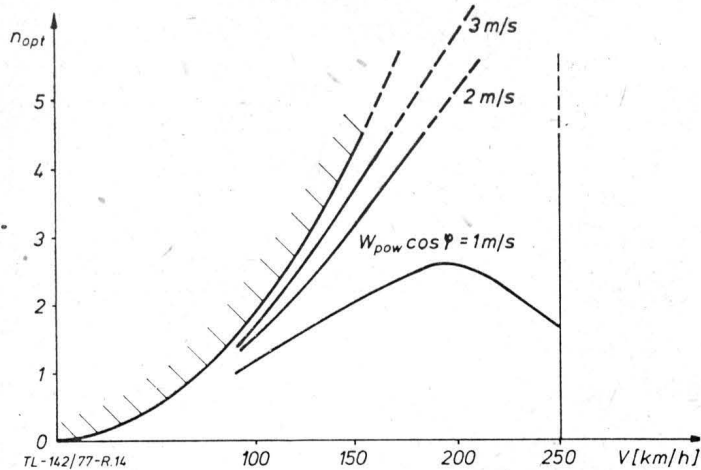
Rys. 13. Układ współrzędnych i oznaczenia

energii rozproszonej na skutek zwiększonego oporu, może być większy od przyrostu energii pobieranej przez szybowiec idealny.

W dotychczasowych rozważaniach zakładaliśmy $V = \text{const}$, a więc rezultaty obliczeń i wnioski dotyczą tylko krótkiego okresu czasu (rzędu pojedynczych sekund). Rozpatrzmy teraz zagadnienie optymalizacji toru lotu szybowca w obszarze pionowego prądu powietrza o prędkości w_{pow} w celu uzyskania maksymalnego przyrostu energii ΔE .

Należy przekształcić podstawową zależność (20), aby jej prawa strona zawierała parametry toru lotu w postaci współrzędnych x i z lub ich pochodnych.

Jeżeli przez Δs oznaczymy odcinek toru lotu przebyty przez szybowiec w czasie Δt , to prędkość szybowca po torze wynosi \vec{s}' , a przyspieszenie \vec{s}'' .



Rys. 14. Zależność optymalnej wartości współczynnika obciążenia n_{opt} szybowca klasy standard ASTIR CS od prędkości lotu i składowej prędkości prądu wznoszącego prostopadłej do toru $w_{pow} \cos \varphi$

Całkowitą siłę aerodynamiczną można rozłożyć na dwie składowe, z których jedna równoważy ciężar szybowca, a druga nadaje mu przyspieszenie \vec{s}'' :

$$\vec{P}_z + \vec{P}_x = m \vec{s}'' - m \vec{g}$$

Wstawiając tę zależność do zależności (20) i uwzględniając, że $\vec{P}_z \cdot \vec{V} = 0$; otrzymuje się:

$$E' = m (\vec{s}'' - \vec{g}) \cdot \vec{w}_{pow} + \vec{P} \cdot \vec{V} \quad (26)$$

Wyrażenie $\vec{P}_x \cdot \vec{V}$ możemy zastąpić zgodnie z (25) przez $-m g (w_{op})_n^1$ lub bardziej ogólnie przez $-m g w_{op}$, gdzie w_{op} jest miarą mocy traconej na pokonanie oporów przepływu. Wówczas:

$$E = m \int_{t_1}^{t_2} (\vec{s}'' - \vec{g}) \cdot \vec{w}_{pow} dt - mg \int_{t_1}^{t_2} w_{op} dt \quad (27)$$

Ponieważ założyliśmy, że prędkość powietrza jest równoległa do osi z , więc:

$$(\vec{s}'' - \vec{g}) \cdot \vec{w}_{pow} = (s''_z + g) w_{pow} = (z'' + g) w_{pow}$$

oraz

$$\Delta E = m \int_{t_1}^{t_2} (z'' + g) w_{pow} dt - mg \int_{t_1}^{t_2} w_{op} dt \quad (28)$$

Rozwiązanie problemu maksymalizacji ΔE na drodze L przy założonym ograniczeniu czasu wynikającym z taktyki przelotowej wymaga zastosowania rachunku wariacyjnego i całkowania numerycznego. Problem upraszcza się, gdy przyjmiemy $w_{pow} = \text{const}$. Wówczas:

$$\Delta E = m w_{pow} [z'(t_2) - z'(t_1)] + mg (w_{pow} - w_{op.sr.}) (t_2 - t_1)$$

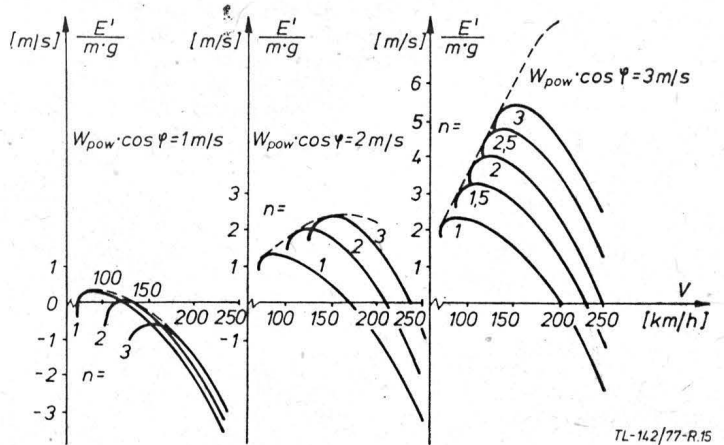
gdzie:

$$w_{op.sr.} = \frac{1}{t_2 - t_1} \int_{t_1}^{t_2} w_{op} dt$$

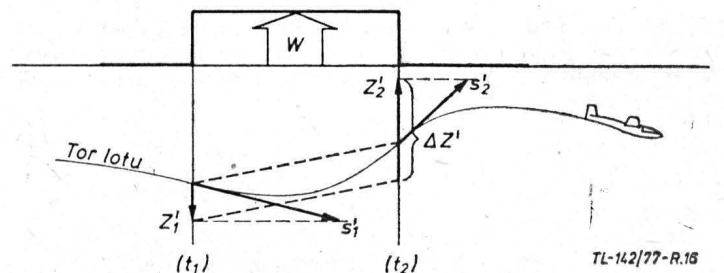
Oznaczając $t_2 - t_1$ przez Δt otrzymujemy:

$$\Delta E = m w_{pow} \Delta z' + mg (w_{pow} - w_{op.sr.}) \Delta t \quad (29)$$

Zależność tę interpretuje Gorisch w następujący sposób: pierwszy składnik prawej strony nazywa przyrostem nieustalonym, a drugi przyrostem ustalonym. Uzasadnienie nazwy drugiego składnika jest jasne, ponieważ przedstawia on znaną zależność przyrostu energii szybowca od czasu przelotu przez pionowy prąd powietrza i od średniej prędkości opadania szybowca (która może być wyznaczona z biegunowej prędkości w zależności od prędkości V i współczynnika n). Natomiast wyrażenie $m w_{pow} \Delta z'$ jest niezależne od czasu, a jego wartość jest proporcjonalna do różnicy między składową pionową prędkości szybowca względem ziemi przy locie do obszaru wznoszenia i przy wylocie z niego (rys. 16). Należy zwrócić uwagę na fakt, że ten dynamiczny²⁾ składnik może mieć wartość dodatnią lub ujemną, co oznacza odpowiednio przyrost lub stratę energii szybowca.



Rys. 15. Zależność parametru mocy $E' / m g$ pobieranej z powietrza przez szybowiec klasy standard ASTIR CS od prędkości lotu i współczynnika obciążenia



Rys. 16. Schemat ilustrujący zależność na dynamiczny przyrost energii szybowca $\Delta E = m w_{pow} \Delta z'$

Znak dodatni występuje w przypadku, gdy obie wielkości $\Delta z'$ i w_{pow} są dodatnie lub ujemne; gdy znaki obu tych wielkości są różne, iloczyn ma znak ujemny.

Maksymalizacja przyrostu energii ΔE wymaga uzyskania możliwie dużej wartości przyrostu dynamicznego; dla pilota oznacza to, że w prądzie wznoszącym tor lotu winien być zakrzywiony tak, aby środek krzywizny znajdował się powyżej szybowca (Δn dodatnie), a w prądzie opadającym zakrzywienie toru winno odpowiadać przyrostowi prędkości (Δn ujemne).

Należy zwrócić również uwagę na fakt, że przy przestrzeganiu tej zasady dynamiczny przyrost energii jest tym większy, im większa jest prędkość przeskoku. Jednocześnie wykorzystywanie przez pilota dynamicznego przyrostu energii jest równoważne przelotowi ustalonymu (przy $n = 1$) przy lepszych warunkach atmosferycznych, tj. przy większych wartościach w_{wzn} . Z obu tych spostrzeżeń wynika, że optymalna prędkość przeskoku w przelocie metodą delfinowania z wykorzystaniem możliwości, jakie daje właściwe sterowanie wielkością współczynnika obciążenia, jest większa od optymalnej prędkości przeskoku obliczonej poprzednio przy założeniu powolnych zmian prędkości, a więc jest większa od prędkości wskazywanej przez krążek Mac Cready'ego ustawiony na prędkość w_{wzn} .

¹⁾ przyjmujemy dodatnie wartości w_{op} i g

²⁾ określenie dynamiczny wydaje się lepsze od nieustalony

Wnioski

Zagadnienie optymalnej taktyki przelotu metodą delfinowania nie zostało jeszcze opracowane w sposób zbliżony do poziomu osiągniętego w dziedzinie przelotów wykonywanych metodą klasyczną. Wynika to zarówno z obiektywnej trudności problemu, jak i z jego nowości; dopiero nowoczesne szybowce o wysokich osiągnięciach pozwoliły na rozpowszechnienie tej metody przelotu w dobrych (a nie tylko wyjątkowych) warunkach meteorologicznych.

Aczkolwiek znane są matematyczne podstawy doboru optymalnych parametrów przelotu metodą delfinowania, to jednak główny ciężar problemu spoczywa na ograniczonych możliwościach pilota w zakresie oceny długości i intensywności obszaru prądów wznoszących oraz na trudności wykonania w powietrzu obliczeniowej optymalizacji parametrów przelotu w warunkach meteorologicznych uniemożliwiających lot z prędkością $V_2 \geq V_{min}$. Powyższe trudności dotyczą oczywiście pełnej optymalizacji parametrów przelotu, jednak nawet właściwe wykorzystanie krążka Mac Cready'ego dla doboru prędkości V_{przesk} i umiejętne odzyskiwanie wysokości z prędkością $V_2 \geq V_{min}$ w locie prostym lub po torze odpowiednio wydłużonym (w przypadku krótkiego obszaru wznoszeń) pozwalają uzyskiwać wyraźnie większe prędkości przelotowe niż metodą klasyczną.

Należy zwrócić uwagę na fakt, że przy doborze prędkości przeskoku najkorzystniejsze jest stosowanie krążka Mac Cready'ego o nastawie w^* mniejszej lub równej spodziewanej prędkości w_{wzn} ; proponowane przez Azbuga zwiększenie prędkości przeskokowej według rys. 12 nie jest celowe.

Możliwość zwiększenia prędkości przelotowej stwarza zastosowanie w przelocie metodą delfinowania zasad lotu dynamicznego (ze zmiennym współczynnikiem obciążenia n). Przez właściwe sterowanie wielkością współczynnika n (dodatnia wartość Δn w prądzie wznoszącym i ujemna w prądzie opadającym) uzyskuje się dodatkowy, dynamiczny przyrost energii. Ponieważ ten dodatkowy przyrost energii szybowca jest zależny od prędkości przy wlocie do obszaru wznoszeń, tj. od prędkości przeskoku, a ponadto jest równoważny przyrostowi prędkości wznoszenia w locie quasi dynamicznym jest większa niż w locie quasi ustalonym. Ilościowe określenie dodatkowej energii, która może być uzyskana podczas przelotu metodą delfinowania z wykorzystaniem lotu dynamicznego oraz optymalizacja parametrów takiego przelotu — oto nowy problem wymagający teoretycznego i praktycznego rozwiązania.

LITERATURA

1. A. TOMCZYK: Przelot bez krążenia. *Skrzydłata Polska* nr 18/1972
2. E. KAUER, H. G. JUNGINGER: Segelflug im Delphin-Stil *Deutscher Aerokurier* nr 9, 10/1973
3. K. JONAS: Leistungsmöglichkeiten und Leistungsgrenzen von Segelflugzeugen verschiedener Klassen. *Deutscher Aerokurier* nr 8/1974
4. M. J. ABZUG: A Speed Ring for Cloud Street Flying *Technical Soaring* nr 1, vol. IV
5. W. GORISCH: Energy Exchange Between a Sailplane and Moving Air Masses under Instationary Flight Conditions *Aero-Revue* nr 11, 12/1976

Hałas w kabinach samolotów i śmigłowców

Mgr inż. ANDRZEJ RUDIUK
Instytut Lotnictwa — Warszawa

Skutki hałasu w kabinach samolotów i śmigłowców w zależności od jego natężenia i czasu trwania. Metody oceny hałasu (analiza widma dźwiękowego) i normy dopuszczalnego poziomu.

Na łamach Techniki Lotniczej i Astronautycznej wielokrotnie poruszano sprawę hałasu wytwarzanego przez samoloty. Na ogół więcej uwagi poświęcano hałasom zewnętrznym oraz technicznym aspektom izolacyjności przeciwdźwiękowej kabin. Tym razem zajmujemy się przede wszystkim oceną poziomu hałasu w kabinach w aspekcie jego szkodliwego wpływu zarówno na zdrowie załogi jak i bezpieczeństwo lotu.

Na podstawie czeskich źródeł [1] wiadomo, że wśród pilotów samolotów rolniczych stwierdza się trwałe ubytki słuchu, niezależnie od naturalnych ubytków wynikających z procesów starzenia się człowieka. Z innych badań — wykonanych w Centralnym Instytucie Ochrony Pracy w Warszawie [2] wynika, że nadmierny hałas powoduje obniżenie szybkości reakcji człowieka. Do tego należy dodać, że w niektórych typach samolotów i śmigłowców poziom ciśnienia dźwiękowego wynosi przeszło 120 dB.

Z zestawienia tych faktów wynikają określone wnioski.

Poziom hałasu w kabinie

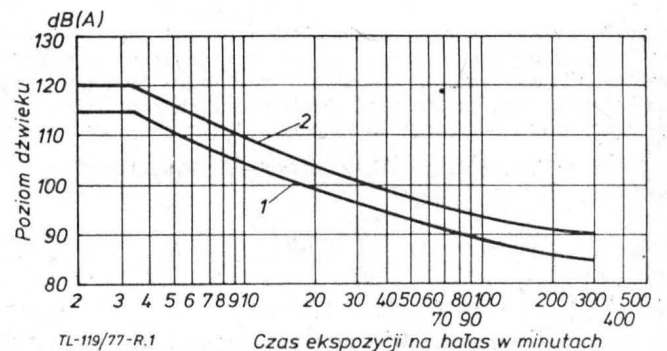
Działanie hałasu w kabinie statku powietrznego ma wiele aspektów. Na pierwszy plan wysuwa się szkodliwe oddziaływanie na ustrój człowieka, przede wszystkim na aparat słuchowy. Jak to zostanie przedstawione, z wyjątkiem współczesnych samolotów pasażerskich prawie we wszystkich kabinach poziom hałasu przekracza dopuszczalne granice. Oznacza to, że przy permanentnym jego oddziaływaniu następują trwałe, nieodwracalne ubytki słuchu. Oczywiście, wpływ hałasu na osoby latające sporadycznie jest niewspółmiernie mniejszy niż na osoby latające zawodowo, przez wiele godzin dziennie. Stąd najbardziej narażeni na jego działanie są piloci samolotów i śmigłowców rolniczych, piloci lotnictwa sanitarnego, piloci holujących szybowce oraz instruktorzy.

Drugim aspektem oddziaływania hałasu w kabinie jest jego wpływ na obniżenie reakcji psychicznych, takich jak szybkość reakcji, zdolności percepcyjne, precyzję działa-

nia itp. Aspekt ten w niektórych przypadkach może wysunąć się na plan pierwszy jako mający bezpośredni wpływ na bezpieczeństwo lotu.

Również inny czynnik pogarsza warunki bezpieczeństwa — mianowicie wpływ hałasu na zrozumiałość rozmowy radiowej pomiędzy pilotem a wieżą kontrolną. Bardzo często piloci uważają, że nie hałas w kabinie jest zjawiskiem przykrym dla ucha, lecz poziom dźwięku w słuchawkach radiowych w czasie rozmów z ziemią. Nie zdają oni sobie sprawy z tego, że właśnie poziom hałasu w kabinie zmusza ich do maksymalnej nastawy siły głosu w celu lepszej słyszalności i zrozumiałości rozmowy radiowej na tle widma hałasu w kabinie, maskującego dźwięki poszczególnych słów.

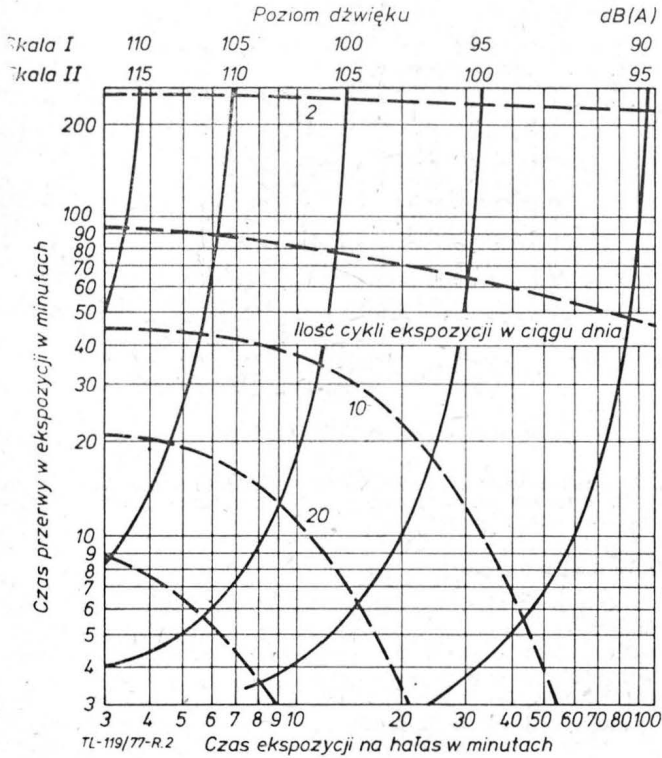
Z tych kilku wyjaśnień jasno widać, jak niebagatelną rolę odgrywa hałas w kabinie samolotu czy śmigłowca. Wspomniano, że istotnym czynnikiem jest czas oddziaływania hałasu, czyli — inaczej mówiąc — dzienna dawka ekspozycji na hałas. Na rys. 1 pokazano wykres obrazujący wpływ czasu oddziaływania hałasu na dopuszczalny poziom (wartość zalecana), w jakim można przebywać bez ryzyka trwałych uszkodzeń słuchu. Poziom dźwięku wyrażony został w jednostkach dB(A).



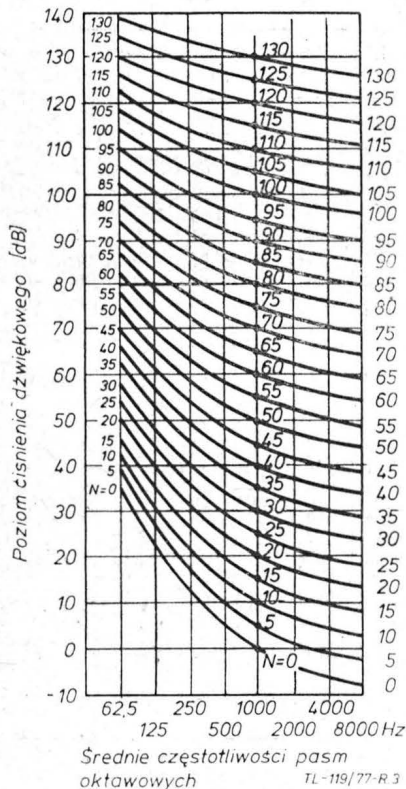
Rys. 1. Dopuszczalny poziom dźwięku przy ekspozycji ciągłej na hałas trwający mniej niż 5 h: I — wartość dopuszczalna zalecana, II — wartość dopuszczalna maksymalna

Jak widać z tego wykresu (zgodnego z PN-70/B-02151 [3]), do 3,5 min działania hałasu dopuszczalny poziom nie zależy od czasu trwania i wynosi aż 120 dB(A) jako wartość maksymalna dopuszczalna. Od czasu 3,5 min do czasu ekspozycji na hałas równej 300 min (5 h dziennie) wartości te zmieniają się w funkcji czasu i przy 300 min osiągają wartości odpowiednio 90 dB(A) jako maksymalna i 85 dB(A) jako zalecana. Zwiększenie dawki dziennej powyżej 5 h nie ma już praktycznego znaczenia na zmianę wartości dopuszczalnych.

W praktyce lotniczej istnieją loty krótkie, ale częste — o sumarycznym czasie wprawdzie bardzo dużym (5÷6 h



Rys. 2. Dopuszczalny poziom dźwięku przy ekspozycji przerywanej: Skala I — do ustalania zalecanego dopuszczalnego poziomu dźwięku, czasu trwania i czasu przerwy w ekspozycji na hałas oraz liczby cykli ekspozycji w ciągu dnia; Skala II — do ustalania maksymalnego dopuszczalnego poziomu dźwięku, czasu ekspozycji na hałas i liczby cykli ekspozycji w ciągu dnia oraz minimalnego dopuszczalnego czasu przerwy w ekspozycji



Rys. 3. Rodzina linii hałasowych N

Rys. 4. Krzywa ważona filtra korekcyjnego A

dziennie), jednak z kilkuminutowymi przerwami pomiędzy nimi. Typowym przykładem są loty rolnicze lub instruktorskie. Jaką w przypadkach ekspozycji przerywanych należy przyjąć wartość dopuszczalną z uwagi na czas działania?

Już sam fakt powiązania szkodliwości oddziaływania hałasu z jego codzienną dawką sugeruje, że dawki te nie sumują się z dnia na dzień w sposób algebraiczny, ale niejako stanowią ograniczenie czasowe dla każdego dnia oddzielnie. Wynika to z faktu, że zmęczenie komórki ucha wewnętrznego — o ile nie doznały nadmiernego przeciążenia — regenerują się po pewnym czasie i w dalszym ciągu nieuszkodzony aparat słuchowy jest w pełni sprawny i zdolny do dalszej pracy. Podobne działanie mają krótsze przerwy, tak, że przy takim samym łącznym czasie oddziaływania hałasu w ciągu dnia — jednak w krótszych odcinkach, z przerwami pomiędzy nimi — dopuszczalny nieszkodliwy poziom może być wyższy.

Wpływ przerw w czasie działania hałasu obrazuje nomogram przedstawiony w tej samej normie — PN-70/B02151 [3] (rys. 2). W nomogramie tym posłużono się dwoma skalami: I — dla poziomów dopuszczalnych zalecanych, II — dla poziomów dopuszczalnych maksymalnych. Na osi rzędnych naniesiono czas przerwy w ekspozycji [min], a na odciętych czas jednej ekspozycji na hałas [min]. Linie ciągle odpowiadają dopuszczalnym poziomom hałasu w zależności od przyjętej skali, zaś linie przerywane liczbie cykli ekspozycji w ciągu dnia.

Dla przykładu można porównać: maksymalny dopuszczalny poziom hałasu w przypadku nieprzerwanej pracy w ciągu 5 h zgodnie z rys. 1 wynosi 90 dB(A); ten sam czas rozbity 10 przerwami trwającymi po 12 min pozwoli (według nomogramu na rys. 2) podnieść maksymalny dopuszczalny poziom hałasu do około 94 dB(A).

Zatem czas oddziaływania hałasu jest istotnym — choć nie jedynym — czynnikiem wpływającym na poziom dopuszczalny.

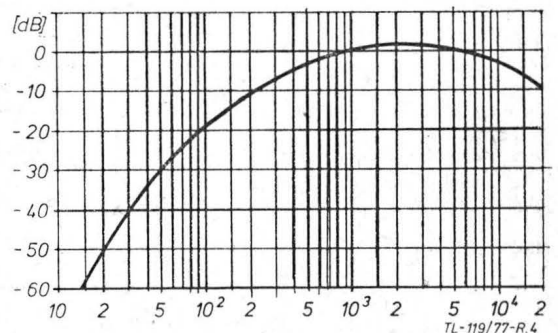
Innym bardzo ważnym czynnikiem jest struktura widmowa hałasu. Hałas jako zjawisko fizyczne jest takim samym dźwiękiem jak każdy inny, polegającym na wprowadzeniu zaburzenia w ośrodku materialnym o określonych częstotliwościach drgań. Do uszu człowieka hałas dochodzi w postaci zmian ciśnienia powietrza.

O ile niektóre dźwięki muzyczne charakteryzują się czystymi tonami, to znaczy, że mają tylko jedną częstotliwość zmian, o tyle hałas w kabinie samolotu z napędem tłokowym czy odrzutowym charakteryzuje się szerokopasmowym widmem częstotliwościowym w całym zakresie dźwięków słyszalnych. Rozkład poziomów ciśnienia dźwiękowego w zależności od częstotliwości nazywa się właśnie widmem dźwiękowym, a w tym przypadku widmem hałasu.

Okazuje się, że aparat słuchowy niejednakowo reaguje na różne częstotliwości widma dźwiękowego. Dźwięki o wyższych częstotliwościach są bardziej szkodliwe niż o niskich. W celu określenia jednakowego oddziaływania poszczególnych częstotliwości na człowieka opracowano linie oceny hałasu oznaczone liczbami N (NR). Rodzinę linii hałasowych N przedstawiono na rys. 3.

Ustalono, że w przypadku pięciogodzinnej ciągłej ekspozycji na hałas trwałe ubytki słuchu następują dla widma, które odpowiada linii N 85, co oznacza, że przynajmniej w jednym punkcie zbliża się ono do tej linii. A zatem ażeby ocenić hałas panujący w kabinie samolotu, należy znać nie tylko maksymalny poziom ciśnienia dźwiękowego, ale również jego rozkład widmowy.

Pewną orientacyjną wartość oceny hałasu przedstawia pomiar w dB(A), gdyż jest to pomiar o skorygowanym wyniku (przy odpowiednim wytlumieniu pasm niskich częstotliwości), jednak do dokładnego określenia szkodliwości wpływu hałasu jest on niewystarczający.



Ponieważ jednostka dB(A) jest jednak powszechnie stosowana do oceny hałasu, na rys. 4 przedstawiono charakterystykę tłumienia filtra korekcyjnego A, za pomocą którego dokonuje się pomiarów w dB(A).

Statystycznie stwierdzono również, że istnieje szacunkowa zależność pomiędzy liniami N a wynikiem pomiaru w dB(A). Liczba N odpowiada bezwzględnej wartości poziomu dźwięku w dB(A), pomniejszonej o stałą wartość 5. Stąd N 85 szacunkowo odpowiada 90 dB(A).

Właściwej oceny hałasu w kabinie statku latającego można dokonać jedynie przy zastosowaniu analizy częstotliwościowej za pomocą odpowiednich filtrów częstotliwości. W zależności od szerokości pasma filtrowanego można dokonać analizy oktawowej, jedno-trzecio-oktawowej, wąskopasmowej lub ciągłej. Oczywiście, im szersze pasmo, tym prostsze urządzenie i tym prostszy pomiar. Jednak w przypadku filtrów szerokopasmowych niemożliwe jest skonstruowanie skutków z przyczyną, to znaczy, niemożliwe jest określenie, od jakiego źródła dany składowy hałas pochodzi.

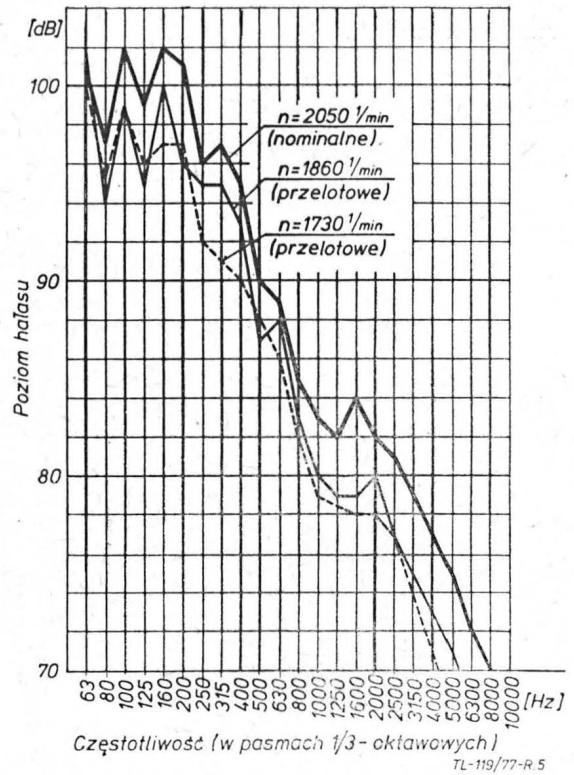
Przy ocenie warunków hałasu w kabinie istotną rzeczą jest ustalenie metody pomiaru, punktów pomiaru i co najważniejsze — jednolitych parametrów pracy zespołu napędowego. Pewien wpływ ma również ustalenie w odpowiednim zakresie zewnętrznych warunków atmosferycznych, jak również wysokości lotu.

Według obowiązującej w naszym kraju normy BN-75/3801-B [4] pt. *Metody pomiaru hałasu w kabinach sterowniczych samolotów i śmigłowców*, podstawowy pomiar hałasu w kabinie dokonuje się w czasie lotu poziomego na wysokości 300 m n.p.m. (samoloty lekkie) przy nominalnych warunkach pracy zespołu napędowego, w odległości około 10 cm od ucha pilota. Pomiaru dokonuje się w pasmach oktawowych lub jedno-trzecio-oktawowych.

W tabelicy 1 przedstawiono wyniki pomiarów w kabinie pilota w wielu typach samolotów i śmigłowców. Podano wyniki analizy oktawowej i jedno-trzecio-oktawowej oraz ogólny poziom liniowy hałasu w dB i poziom dźwięku w dB(A). W poszczególnych rubrykach podano typ samolotu lub śmigłowca, rodzaj i moc (ciąg) zespołu silnikowego oraz parametry pracy silnika, gdyż część pomiarów wcześniejszych została dokonana przy parametrach przelotowych.

Na przykładzie samolotu PZL-104 Wilga 35 pokazano (za pomocą wykresów widma dźwiękowego) różnice poziomów hałasu w zależności od parametrów pracy silnika przy użyciu analizy jedno-trzecio-oktawowej (rys. 5).

Na rysunku 6 dla tego samego samolotu pokazano różnice wyników przy analizie oktawowej i jedno-trzecio-oktawowej. Na rys. 7 przedstawiono wynik obniżenia poziomu hałasu w kabinie po zastosowaniu tłumika wydechu.



Rys. 5. Analiza widma dźwiękowego w kabinie samolotu PZL-104 Wilga-35, z tłumikiem wydechu polskiej konstrukcji, przy różnych parametrach pracy silnika

Metody oceny hałasu

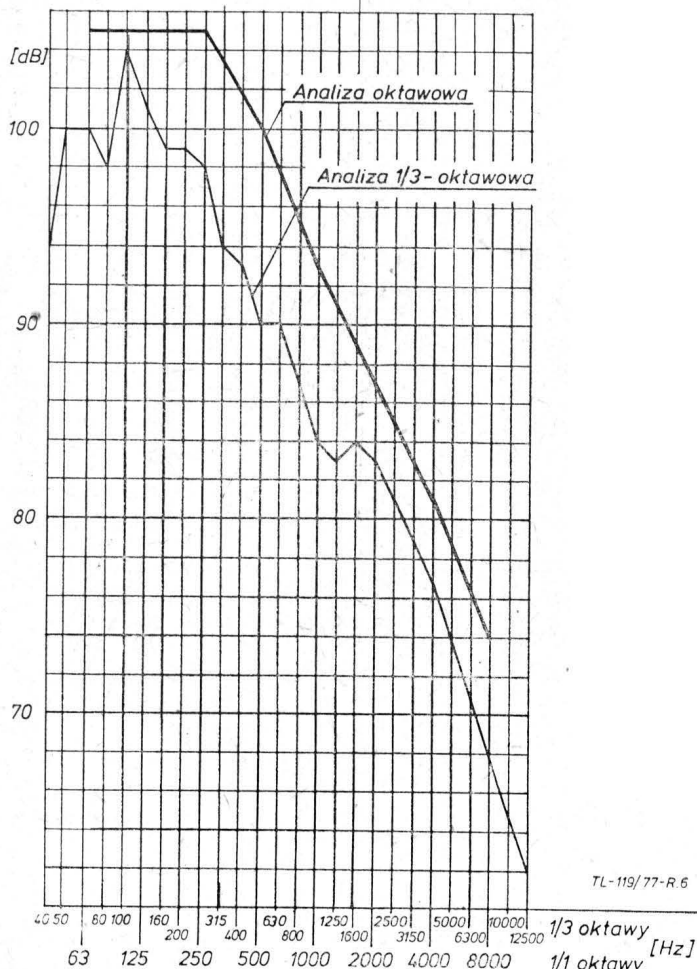
Zasadniczo pomiarów hałasu w kabinie statku latającego dokonuje się w celu oceny jego ujemnego wpływu na człowieka. Ocena ta może dotyczyć zarówno szkodliwości dla zdrowia, jak i ogólnej uciążliwości.

W dyskutowanej obecnie krajowej normie na dopuszczalny poziom hałasu w kabinie proponuje się wprowadzenie klas warunków akustycznych w zależności od poziomu hałasu w kabinie. Rozróżnia się trzy klasy warunków akustycznych:

- klasa I — zapewniająca komfort akustyczny;
- klasa II — zapewniająca sprawność pracy pilota (zalogi);

TABELICA 1. Zestawienie danych liczbowych dotyczących poziomów hałasu w kabinach samolotów i śmigłowców

Typ samolotu lub śmigłowca	Rodzaj napędu	Łączna moc (ciąg) silników	Zastosowanie	Parametry pracy silnika	Ogólny poziom hałasu		Poziom hałasu w kabinie [dB] dla poszczególnych częstotliwości								
					[dB] (in.)	[dB] (A)	Częstotliwość [Hz]								
							31,5	63	125	250	500	1000	2000	4000	8000
MD-12	tłokowy	1280 KM	pasażerski	nominalne	—	—	72	90	117	97	90	98	97	87	83
An-24	turbośmigł.	5100 KM	pasażerski	przelotowe	—	—	84	103	97	93	88	84	75	72	67
Jak-40	odrzutowy	4500 KG	pasażerski	przelotowe	—	—	76	76	77	74	78	77	72	65	57
L-200 Morava	tłokowy	420 KM	dyspozycyjny	przelotowe	112	95	90	96	112	98	90	83	79	70	62
Piper Seneca II	tłokowy	400 KM	pasażerski	przelotowe	106	92	—	101	102	98	88	80	71	68	62
Jak-12	tłokowy	260 KM	wielozadaniowy	nominalne	114	101	100	111	108	107	100	92	85	82	72
Rallye-100	tłokowy	100 KM	sportowy	nominalne	110	96	93	103	109	101	93	87	82	77	70
SZD-45 Ogar	tłokowy	65 KM	motoszybowiec szkolno-treningowy	nominalne	108	103	—	101	100	103	101	96	84	75	65
Z-37 Čmelak	tłokowy	300 KM	rolniczy	nominalne	122	109	110	118	118	117	106	94	90	89	86
An-2	tłokowy	1000 KM	rolniczy	nominalne	115	102	107	108	111	109	101	94	90	88	74
M-15	odrzutowy	1500 KG	rolniczy	nominalne	103	—	96	100	93	86	80	80	81	83	77
SM-1 śmigłowiec	tłokowy	575 KM	wielozadaniowy	przelotowe	—	—	107	112	113	108	100	93	84	82	77
HC-3 śmigłowiec	tłokowy	260 KM	wielozadaniowy	przelotowe	—	—	—	94	96	90	89	89	83	74	64
Mi-2 śmigłowiec	turbinowy	800 KM	dyspozycyjny	przelotowe	—	—	105	91	94	87	89	83	85	73	67
Mi-4 śmigłowiec	tłokowy	1700 KM	wielozadaniowy	przelotowe	—	—	106	112	116	110	105	104	103	97	98
Mi-8 śmigłowiec	turbinowy	3000 KM	pasażerski	przelotowe	—	—	84	87	89	93	83	80	79	70	67
Krzywa N 85 NR 85					90	113,3	102,6	95,9	91,0	87,6	85,0	82,8	81,0	79,5	



Rys. 6. Różnica widma przy analizie oktawowej i 1/3-oktawowej, na przykładzie samolotu PZL-104 Wilga-35

— klasa III — zapewniająca zachowanie słuchu (zdrowia). Pomiedzy poszczególnymi klasami są 10-decybelowe różnice.

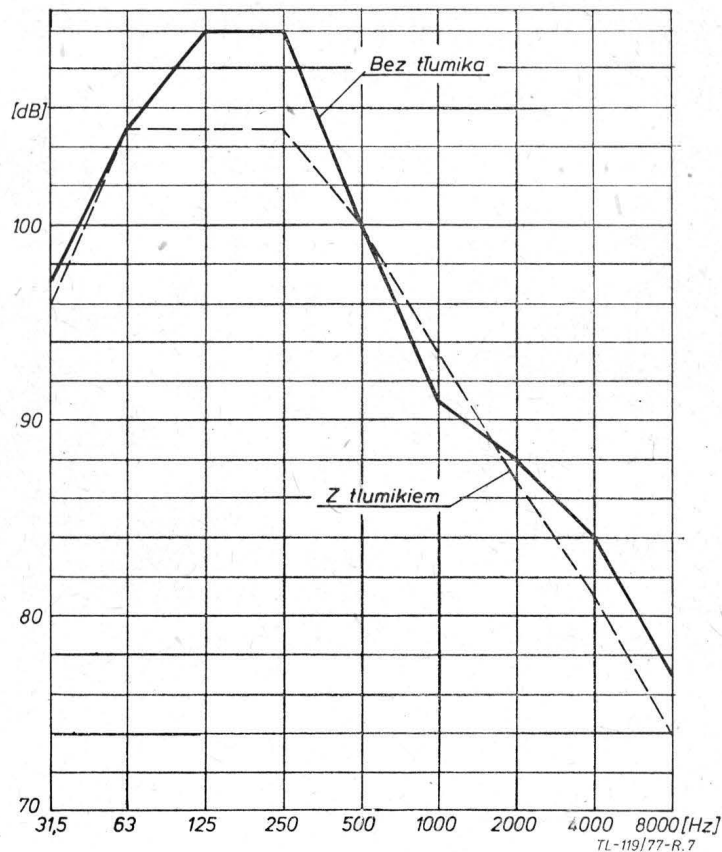
O ile ustalenie dopuszczalnego poziomu hałasu w kabinach współczesnych samolotów pasażerskich nie nastęrcza większych trudności, o tyle jego ustalenie w innych typach samolotów i w śmigłowcach stanowi duży problem do rozwiązania. Przykładem może być fakt powstawania obecnie za granicą norm na dopuszczalny poziom hałasu w kabinie samolotów pasażerskich i transportowych, natomiast dla innych rodzajów samolotów i śmigłowców norm takich nie widać. Np. istnieje norma radziecka [5] dla samolotów i śmigłowców pasażerskich i transportowych, gdzie oparto się na liniach hałasu N . W normie tej dla kabin samolotów dopuszczalny poziom waha się w granicach 70–80 N , zaś dla śmigłowców 85 N .

Dlaczego ustalenie norm dla wielu innych rodzajów statków latających nastęrcza trudności?

Szczególnie dużą trudność stanowią samoloty i śmigłowce z napędem tłokowym. Jak można zauważyć (tab. 1), w żadnym przypadku poza samolotem Jak-40 poziom hałasu nie jest niższy od linii hałasu N 85. Ustalenie normy opartej na liniach N postawiłoby pod znakiem zapytania możliwość eksploatacji olbrzymiej większości lekkich samolotów i śmigłowców.

Nieustalenie z kolei żadnych ograniczeń nie stanowi bodźca do prowadzenia odpowiednich prac i wysiłków dla stopniowo obniżających poziom hałasu w kabinie. Powstaje w ten sposób problem zamkniętego koła.

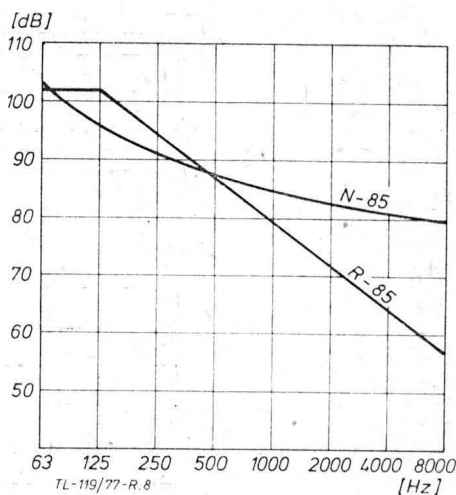
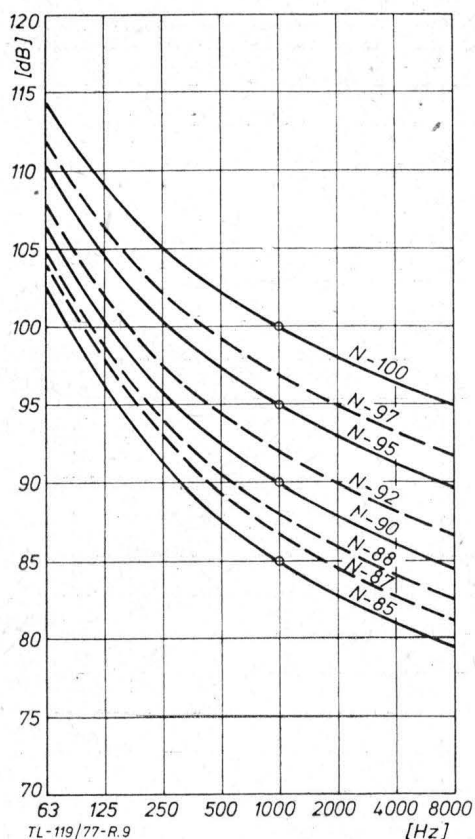
We wspomnianej już opracowywanej obecnie krajowej normie dokonano podziału kryteriów w zależności od rodzaju napędu. Chodzi o to, że napęd odrzutowy i częściowo turbinowy ma widmo charakteryzujące się stosunkowo niskimi poziomami przy niskich częstotliwościach i stosunkowo wysokimi przy częstotliwościach wysokich. Charakter takiego widma z jednej strony odpowiada bardziej charakterowi krzywych N , a z drugiej stanowi dogodną sytuację z punktu widzenia izolacji dźwiękowej polegającej na tym, że wysokie częstotliwości są znacznie łatwiejsze do wytłumienia.



Rys. 7. Obniżenie poziomu hałasu w kabinie samolotu PZL-104 Wilga-35 po zastosowaniu tłumika wydechu konstrukcji szwajcarskiej

TABLICA 2. Dopuszczalne poziomy hałasu w kabinach sterowniczych samolotów i śmigłowców

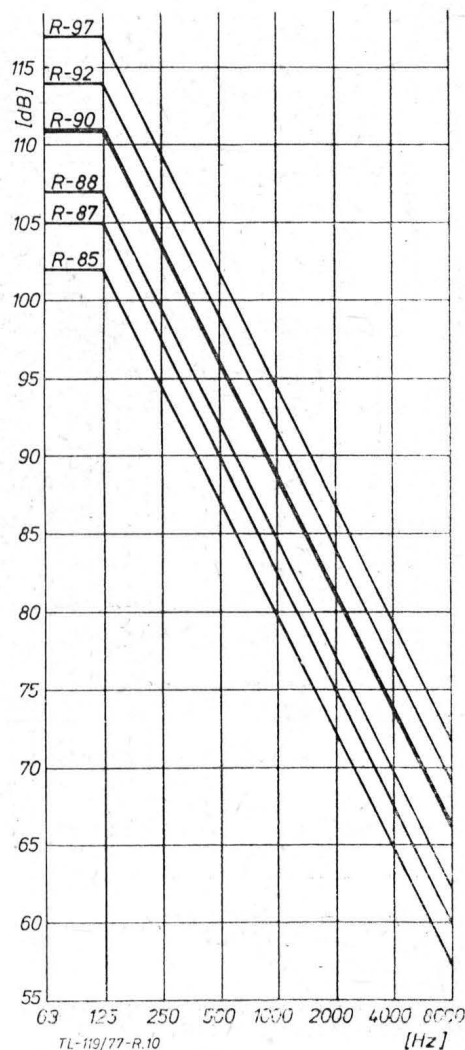
Kategoria statku latającego	Stopień komfortu		Prze-ciętny czas lotu [h]	Czas 1 lotu czas przerwy w lotach	Dopuszcz. poziom hałasu [dB(A)]	Dopuszcz. poziom hałasu w funkcji częstotliwości wg linii N	Dopuszcz. poziom hałasu w funkcji częstotliwości wg krzywej R (napęd tłokowy)
	obowiąz.	zalec.					
Samoloty pasażerskie krótkiego zasięgu	I	III	1	—	97	92	—
Samoloty pasażerskie średniego i dalekiego zasięgu	I	III	5	—	90	85	—
Samoloty dyspozycyjne	I	II	2	—	93	88	88
Samoloty rolnicze	I	—	5	$\frac{10'}{5'}$	95	90	90
Samoloty sanitarne	I	II	3	—	92	87	87
Samoloty szkolno-treningowe	I	I	5	—	90	85	85
Samoloty akrobacyjne	I	I	0,5	—	102	97	97
Śmigłowce pasażerskie	I	II	3	—	92	87	87
Śmigłowce rolnicze	I	—	5	$\frac{10'}{5'}$	95	90	90
Śmigłowce robocze	I	—	2	—	93	88	88
Śmigłowce sanitarne	I	—	5	—	90	86	—



Rys. 8. Linia N 85 (wg ISO) oraz równoważna pod względem dokuczliwości linia R-85, o jednakowej wartości poziomu hałasu odczuwalnego — 106 PNdB

Rys. 9. Dopuszczalne poziomy hałasu w kabinach sterowniczych samolotów i śmigłowców z napędem odrzutowym lub turbiniowym (projekt normy krajowej)

Rys. 10. Dopuszczalne poziomy hałasu w kabinach sterowniczych samolotów i śmigłowców z napędem tłokowym (projekt normy krajowej)



Natomiast napęd tłokowy charakteryzuje się właśnie bardzo wysokimi poziomami w zakresie częstotliwości niskich (50–200 Hz) i to jest głównym powodem ogromnych trudności obniżenia hałasu według krzywych N. Z tego właśnie powodu dla tych napędów zaproponowano odmienne kryterium oparte nie tyle na szkodliwości oddziaływania hałasu, co na jego dokuczliwym działaniu.

Nie wchodząc w szczegóły zagadnienia, można przyjąć pewną procedurę obliczeniową pozwalającą dla każdego widma dźwiękowego określić jedną liczbę charakteryzującą poziom hałasu odczuwanego. Procedura ta opiera się na charakterystyce dokuczliwości dźwięków i wyraża się w jednostkach PNdB (*Percival Noise* — hałas odczuwany).

Wychodząc z tego założenia opracowano pewne krzywe o charakterze odpowiadającym typowemu charakterowi widma hałasu dla napędu tłokowego o takiej samej wartości PNdB liczbowo, co linie N. Krzywe te dla odróżnienia nazwano liniami R. Z punktu widzenia dokuczliwości liczba jednostek linii R odpowiada liczbie jednostek linii N, jednak przebiegi widmowe są różne, co pokazano na rys. 8 porównując linie N 85 i R 85.

Ogólnie rzecz biorąc, za możliwości podniesienia poziomu hałasu dopuszczalnego w rejonie niskich częstotliwości, płaci się znacznie ostrzejszym wymaganiem w rejonie częstotliwości wysokich, które z kolei dla napędu tłokowego są na ogół niższe, a przy tym znacznie łatwiejsze do wytłumienia.

W tablicy 2 zestawiono linie na proponowane dopuszczalne poziomy hałasu w zależności od typu statku latającego i jednocześnie od średniego założonego czasu dawki hałasu oraz przewidywanych przerw w lotach, w zależności od rodzaju napędu. Linie proponowanego dopuszczalnego hałasu N i R dla poziomów w kabinie pokazano na rysunkach 9 i 10.

Wnioski

W artykule przedstawiono motywy konieczności energiczniejszego działania w kierunku obniżania poziomu hałasu w kabinach. O ile działanie to zostało posunięte w ostat-

nich latach w odniesieniu do kabin samolotów pasażerskich, gdzie stworzono komfortowe warunki podróży, o tyle w wielu lekkich samolotach poziom hałasu stwarza warunki swoistej tortury zarówno dla załóg jak i pasażerów.

Problem ten doczekał się żywszego zainteresowania za granicą, czego dowodem może być opracowanie projektu normy na pomiar hałasu w kabinie przez Międzynarodową Organizację Standardów (ISO) [6].

Stworzenie lepszych warunków akustycznych w kabinach samolotów lekkich — oprócz wskazanych tu oczywistych korzyści o charakterze humanitarnym — stanowić będzie na pewno przedmiot konkurencyjnego działania przy ich sprzedaży i reklamie handlowej.

LITERATURA

1. I. SULC: Wnuriennyj szum sielskohozajstwiennowo samolota Z-37 i jewo wlijanije na sluch lietczikow. Spotkanie ekspertów krajów RWPG n.t. ochrony zdrowia personelu w czasie prac agrolotniczych. Budapeszt 1973.
2. I. FRANASZCZUK: Wpływ hałasu na sprawność i samopoczucie człowieka w pracy. Konferencja n.t. zwalczania hałasu. Warszawa listopad 1973.
3. Polska Norma PN-70/B-02151 Akustyka Budowlana. Ochrona przeciwdźwiękowa pomieszczeń.
4. Norma Branżowa BN-75/3801-B Samoloty i śmigłowce. Metody pomiaru hałasu w kabinach sterowniczych.
5. Gosudarstwiennyj Standard Sojuza SSR. Samoljoty i wiertoljoty passażirskije i transportnyje. Dopustimyje urowni szuma w salionach i kabinach ekipaža i mietody izmierienija. GOST 20296-74.
6. Draft International Standard ISO/DIS 5129. Acoustics — Measurement of noise inside aircraft.

PRENUMERATA CZASOPISM WCT NOT

Prenumeratę na kraj przyjmują Oddziały RSW Prasa—Książka—Ruch oraz Urzędy Pocztowe i doręczyciele w terminie do 10 dnia miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty.

Prenumeratę ze zleceniem wysyłki za granicę, która jest o 50% droższa od prenumeraty krajowej, przyjmuje RSW Prasa—Książka—Ruch, Centrala Kolportażu Prasy i Wydawnictw, ul. Towarowa 28, 00-958 Warszawa, konto PKO nr 1531-71.

Dwumiejscowy, lekki samolot szkolno-treningowy. Wersja A-122A — wojskowa, wersja A-122B — cywilna

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy wolnonośny dolnopłat o konstrukcji metalowej.

Plat, trójdzielny o obrysie trapezowym w części środkowej oraz prostokątnym w częściach zewnętrznych. Profil NACA 43013 stały wzdłuż rozpiętości. Wznios 5°, kąt zaklinowania 2°. Kłapy wychyłane mechanicznie o kątach wychylenia: 0°, 20°, 40°. Wychylenia lotek: 20° do góry i 13° do dołu. Konstrukcja metalowa, dźwigarowo-podłużnicowa. Szkielet ma 18 żeberek, w tym 2 wzmocnione w miejscach połączenia części zewnętrznych płata z jego częścią środkową. Pokrycie ze stopu lekkiego. Końcówki płata z laminatu szklanego. W części środkowej płata przy kadłubie górne pokrycie usztywniono blachą falista. W nosku części środkowej, przed dźwigarem, dwa integralne zbiorniki paliwa. Wlewy paliwa oddzielne dla każdego zbiornika na zewnętrznych końcach zbiorników. Przewidziano możliwość zabudowy dodatkowych zbiorników na końcach płata. 2 reflektory 100 W w krawędziach natarcia prawego i lewego skrzydła. Reflektory są osłonięte oszkleniem o kształcie dostosowanym do kształtu noska profilu.

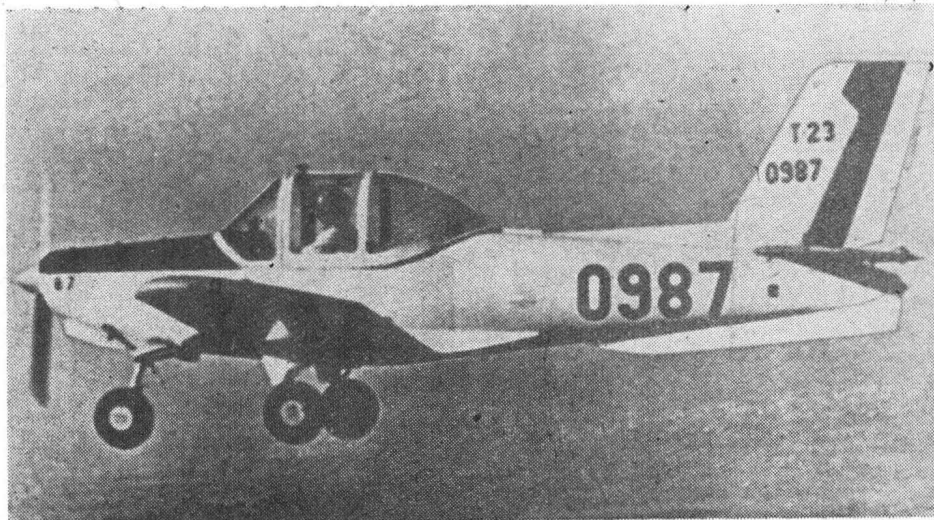
Usterzenie. Klasyczne, wolnonośne, konstrukcji metalowej. Profil usterzeń NACA 0009. Statecznik pionowy dwudźwigarowy, wyposażony w długą piętwe grzbietowa. Skos krawędzi natarcia statecznika pionowego 30°. Ster kierunku skompensowany brzegowo, wyposażony w niewielką ustawianą klapę wyważającą. Wychylenia steru ±20°. Statecznik poziomy dwudźwigarowy, bez wzniosu. Ster wysokości nie dzielony, skompensowany brzegowo. Na prawej części steru wysokości klapka wyważająca o wychyleniach: 22° do góry i 40° do dołu. Wychylenia steru wysokości: 30° do góry i 23° do dołu. Końcówki stateczników i sterów z laminatu szklanego.

Sterowanie. Sterownice zdwojone (drażek, pedały). Sterowanie lotkami, sterem wysokości i sterem kierunku — linkowe; sterowanie kłapami — ręczne za pośrednictwem dźwigni umieszczonej między fotelami pilotów i rury skrętnej przeprowadzonej w spływowej części płata.

Kadłub. Konstrukcja półskorupowa, metalowa. Zastosowano stop aluminium 2024-T-3, w miejscach szczególnie obciążonych stal 4130. Przekrój kadłuba w części środkowej prostokątny, przechodzący ku tyłowi w eliptyczny. Osłona silnika 2-częściowa z poziomą płaszczyzną podziału. Na lewej burcie za kabiną gniazdo do podłączenia nazimnego źródła zasilania. W tyle kadłuba u dołu piętwa usztywniająca wykonana z laminatu szklanego.

Kabina. Miejsca pilotów obok siebie. Fotele z regulacją położenia. Bagażnik na 30 kg za fotelami pilotów. Dostęp do bagażnika tylko z wnętrza kabiny. Osłona kabiny dwuczęściowa z odsuwaną do tyłu tylną częścią. Przy zrzucie osłony część ruchoma rozdziela się na dwie części. Oświetlenie tablicy przeczadów za pomocą dwu reflektorów zamocowanych wewnątrz kabiny do wręgi wiatrochronu.

Podwozie. Stałe, trójkątowe z kółkiem przednim. Kółko przednie sterowane mechanicznie ±22°. Goleń podwozia przedniego ze stali 4130 zaopatrzona w półwielec ułatwiający zdejmowanie koła.



goleń podwozia głównego ze stali 4130 o podwyższonej wytrzymałości, osłonięta oprofilowaną owiewką. Wszystkie opony Goodyear 6.00-6 o ciśnieniach: 0,16 MPa (1,63 kg/cm²) — koło przednie; 0,18 MPa (1,83 kg/cm²) — koła podwozia przedniego. Amortyzatory: olejowo-gazowy w podwoziu przednim oraz gumowe w podwoziu głównym. Niezależne hamulce hydrauliczne, tarczowe w kołach podwozia głównego. Samolot ma hamulec postojowy.

Zespół napędowy. Chłodzony powietrzem 4-cylindrowy płaski silnik Lycoming 0-320-B2B o mocy 118 kW (160 KM) napędzający dwulopatowe, metalowe śmigło Sensenich M-74-DM-6-060 o stałym skoku. Płata śmigła osłonięta opływowym kołpakiem. Możliwe jest stosowanie śmigieł o zmiennym skoku. Zapas paliwa 140 l w dwu integralnych zbiornikach skrzydłowych. Samolot może być przystosowany do zawieszania dodatkowych 40 l zbiorników na końcach skrzydeł. Zastosowano tłumik do zmniejszenia głośności pracy silnika.

Wyposażenie. Standardowe dla lotów z widocznością ziemi (VFR). Wyposażenie dodatkowe: radiostacja UKF, automatyczna radiobusola (ARK), sztuczny horyzont, żyrobusola.

Instalacje. Hydrauliczna instalacja hamulcowa. Instalacja elektryczna wyposażona w elektryczny rozrusznik, prądnicę 24V-50A. Akumulator: 24V/24Ah w wersji A-122A lub 12V/40Ah w wersji A-122B.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Pierwszy prototyp Aerotec A-122 wyposażony w 4-cylindrowy 79,5 kW (108 KM) silnik Lycoming 0-235-C1 oblatany 2.06.1965 r. wykazał się dobrymi własnościami lotnymi. Przy masie całkowitej 700 kg osiągał prędkość przelotową 200 km/h, zasięg 900 km oraz długość rozbiegu i dobiegu ok. 100 m. Drugi prototyp wyposażony w silnik Lycoming 0-320A o mocy

110 kW (150 KM). W związku z zainteresowaniem Brazylijskich Sił Powietrznych oraz wysuwaniem przez nich żądań wprowadzono szereg zmian konstrukcyjnych, jak: wzmocnienie struktury płatowca i podwozia, zabudowanie nowych foteli, powiększenie osłony kabiny oraz zwiększenie jej oszklenia. Zastosowano inny silnik — Lycoming 0-300-B2B o mocy 118 kW (160 KM). Jednocześnie wykonano dwa egzemplarze informacyjne (nr seryjne 0940 i 0941), które wyposażono w silniki 110 kW (150 KM). Oblatano je 23.01. i 11.04.1968 r. W tym czasie samolot otrzymał fabryczne oznaczenie A-122A. Przeprowadzone w 1968 r. próby wykazały, że nowa osłona kabiny powiększyła opór czołowy oraz pogorszyła stateczność samolotu powodując tendencję do korkociągu i niestateczności spiralnej. 1.11.1968 r. jeden z samolotów uległ katastrofie. W wyniku przeprowadzonej analizy aerodynamicznej samolot został wyposażony w dynamicznie usztywniającą u dołu kadłuba. Dalsze próby wykazały słuszność tego rozwiązania. Na początku 1968 r. Brazylijskie Siły Powietrzne złożyły zamówienie na 30 szt. A-122A, które podwyższono w 1969 r. do 70 szt. Dodatkowo 20 szt. zamówiono w lutym 1973 r., jednocześnie zobowiązując Aerotec do dostarczenia Brazylijskim Siłom Powietrzny 10 szt. rocznie w celu uzupełnienia ubytków sprzętu. W 1974 r. 18 szt. A-122A otrzymała Boliwia. Paragwajskie Siły Powietrzne w 1975 r. otrzymały 8 szt. Aerotec A-122A. W lutym 1975 r. były przeprowadzane negocjacje dotyczące sprzedaży 10 szt. dla Gwatemali.

Firma Aerotec zaprojektowała cywilną wersję samolotu A-122, którą oznaczono A-122B. Zasadniczą różnicą pomiędzy A-122A a A-122B jest to, że A-122B został wyposażony w osłonę kabiny stosowaną na drugim prototypie samolotu. W 1975 r. Brazylijskie Ministerstwo Lotnictwa zamówiło 18 szt. samolotu A-122B. Dotychczas wyprodukowano 152 seryjne szt. Aerotec A-122 wszystkich wersji, przy czym produkcja tego samolotu wynosi 3÷4 szt. na miesiąc.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	3,50 m
Długość całkowita	6,60 m
Długość kadłuba	6,40 m
Szerokość kadłuba	1,08 m
Wysokość całkowita	2,70 m
Cieciwa płata w części prostokątnej	1,53 m
Wydłużenie płata	5,5
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,80 m
Pozostaw podwozia głównego	2,36 m
Baza podwozia	1,47 m
Srednica śmigła	1,87 m
Prześwit śmigła	0,27 m
Powierzchnia nośna	13,50 m ²
Całkowita powierzchnia lotek	1,19 m ²
Całkowita powierzchnia kłap	0,95 m ²

Powierzchnia statecznika pionowego	0,60 m ²
Powierzchnia steru kierunku	0,50 m ²
Powierzchnia statecznika poziomego	1,50 m ²
Powierzchnia steru wysokości łącznie z kłapką	1,10 m ²
Masa samolotu pustego	540 kg
Maks. masa startowa	840 kg
Obciążenie powierzchni nośnej	63 kg/m ²
Obciążenie mocy	7,62 kg/kW (5,60 kg/KM)
Osiągi (maks. masa startowa, wysokość h=0, ISA)	
Prędkość nieprzekraczalna (V _{ne})	307 km/h
Maks. prędkość lotu poziomego:	
A-122A	227 km/h
A-122B	238 km/h
Maks. prędkość przelotowa (75% mocy):	
A-122A	185 km/h
A-122B	195 km/h

Ekonomiczna prędkość przelotowa (65% mocy):

A-122A
A-122B

164 km/h
174 km/h

Prędkość podejścia do lądowania:

— klapy schowane
— klapy wypuszczone

104 km/h
72 km/h

Maks. wznoszenie:

A-122A
A-122B

4,25 m/s
4,55 m/s

Pułap praktyczny

Rozbieg

Dobieg

Maks. zasięg:

— bez zbiorników dodatkowych
— ze zbiornikami dodatkowymi

Maks. długość lotu

— bez zbiorników dodatkowych
— ze zbiornikami dodatkowymi

4500 m

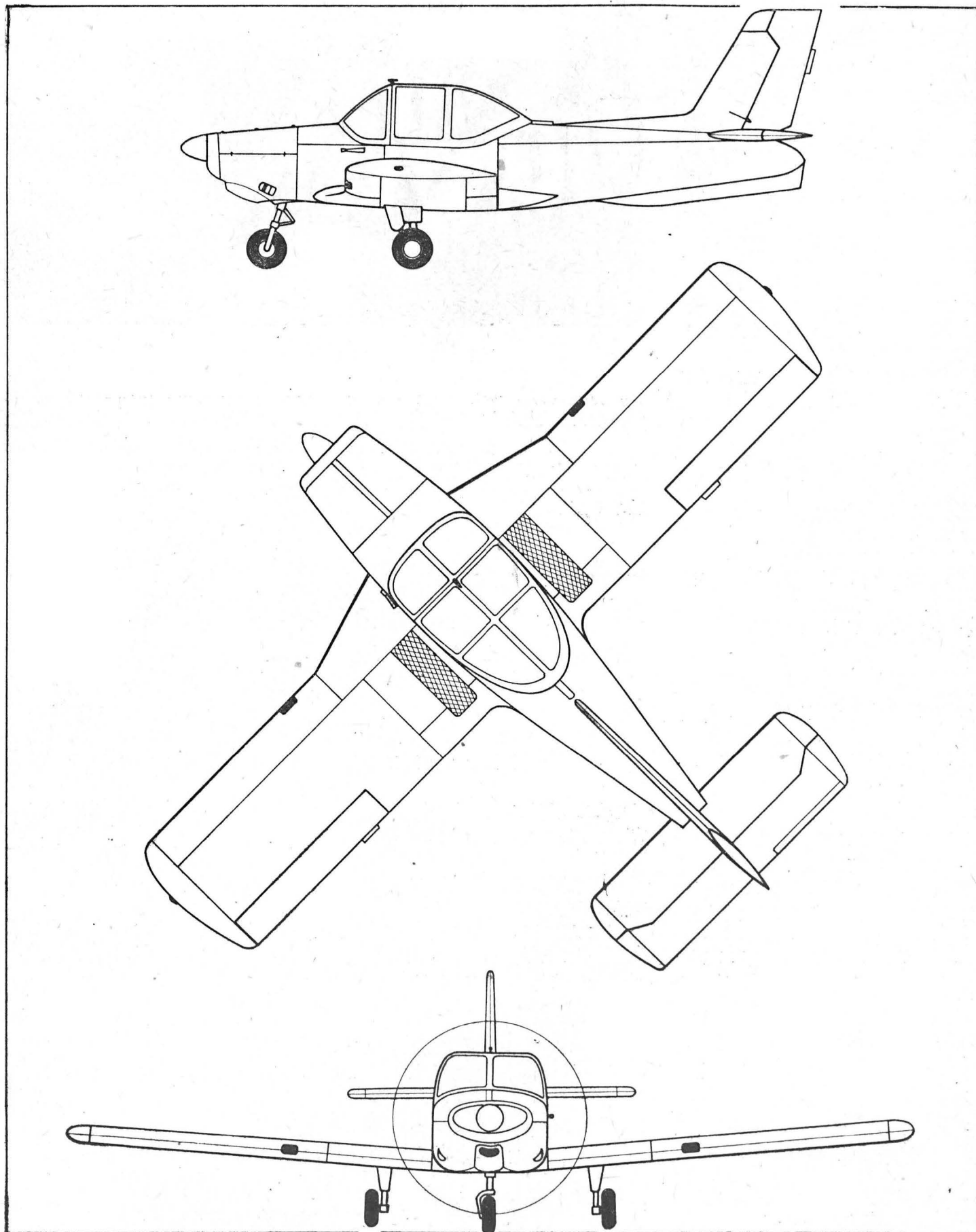
200 m

180 m

800 km
1300 km

4h 30'

6h 30'
M.E.



Naddźwiękowy samolot pasażerski dalekiego zasięgu

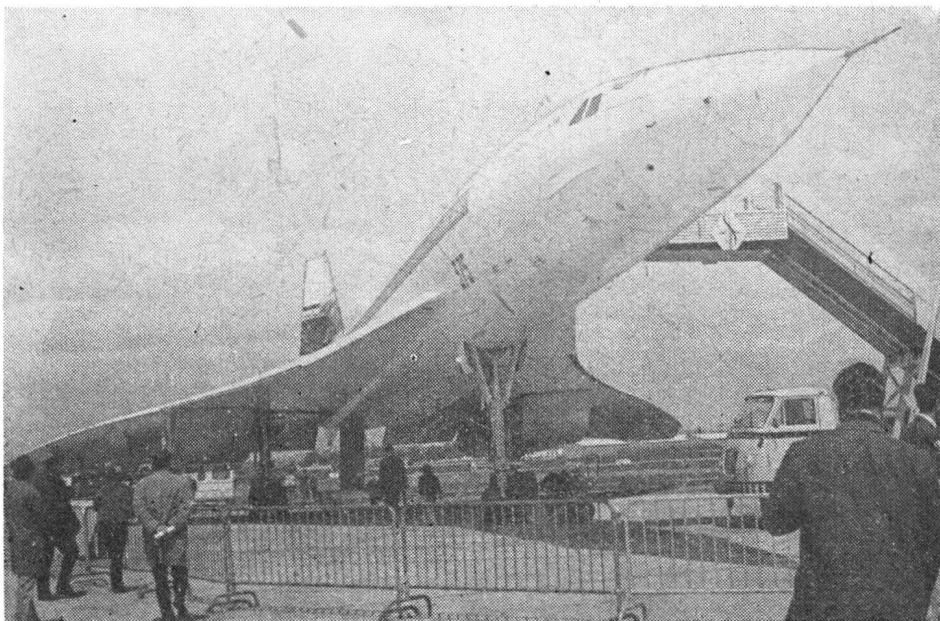
KONSTRUKCJA. Czterosilnikowy dolnopłat całkowicie metalowy.

Skrzydło. Delta o obrysie ostrołukowym i grubości względnej 3% u nasady i 2,15% od obudowy silnika na zewnątrz. Wznios ujemny. Płynne przejście w łuk końcówki. Skrzydło wielodźwigarowe wykonane ze stopu aluminium RR-58 (AUZGN). Integralne kratowe elementy poprzeczne i frezowane panele pokrycia w głównej mierze stanowią konstrukcję skrzydła. W środkowej części skrzydła dźwigary przechodzą przez kadłub stanowiąc jeden zwarty zespół konstrukcyjny (centropłat), z którym łączone są zewnętrzne elementy skrzydła i osobno — zespół silnikowy. Obciążenia z przedniej części skrzydła przenoszone są przez zebra poprzeczne na wręgi kadłubowe. Całość pracuje jak skorupa w złożonym stanie naprężenia. Po trzy klapolotki na krawędzi spływu każdego ze skrzydeł wykonane jako przekładkowe z wypełniaczem ulowym. Każda z nich napędzana niezależnie przez podwójny napęd. Każdy z napędów ma własną pompę hydrauliczną i jest sterowany przez oddzielny system elektryczny. Automatyyczny system zabezpiecza samolot przed nadmiernymi przeciążeniami spowodowanymi błędami pilotażu. Automatyyczny pilot również steruje samolotem poprzez ten blok autostabilizacji. Skrzydło nie jest wyposażone w żadne urządzenia zwiększające nośność. Elektryczna instalacja przeciwbłodzeniowa na krawędzi natarcia skrzydeł tylko przed wlotami do silników.

Kadłub całkowicie metalowy, półskorupowy, wykonany ze stopów aluminium. Aerodynamicznie opracowany zgodnie z regułą pół w celu zmniejszenia oporu w locie przydźwiękowym. Całkowicie ciśnieniowy poza nosem i stożkiem ogonowym. Pierścieniowe ramy podpierają frezowane integralne panele mające gęsto rozmieszczone wzdłużne usztywnienia. Wzmocnienia okien o wymiarach 13×8,5 cm w kabine pasażerskiej uformowane są z integralnych paneli wykonanych ze stopów aluminium. Nos pochylany do przodu hydraulicznie o kąt 12,5° w celu polepszenia widoczności do przodu podczas startu i lądowania. W warunkach przelotowych załoga korzysta z podwójnych szyb przednich — wewnętrznych i zewnętrznych — związanych konstrukcyjnie z opuszczonym nosem kadłuba.

Usterzenia. Na ogonie znajduje się jedyny statecznik pionowy ze sterem kierunku. Usterzenie pionowe całkowicie metalowe o konstrukcji wielodźwigarowej zbliżonej do konstrukcji skrzydła. Ster kierunku w dwóch segmentach napędzany podobnie jak klapolotki, brak systemu przeciwbłodzeniowego.

Podwozie trójzespolowe z kołem przednim, chowane hydraulicznie. Przednie — dwukółowe, sterowane, chowane do przodu; stosuje się opony firmy Dunlop 781×273—356, 12,5 kPa. Główne podwozie czterokółowe, chowane do środka. Opony o wymiarach



Fot. T. Królikiewicz

1194×4,00,—559, 13,4 kPa. Amortyzatory olejowo-gazowe hamulce tarczowo-węglowe firmy Dunlop, z dodatkowymi urządzeniami przeciwpoślizgowymi SNECMA-SPAD. Zderzak ogonowy chowany hydraulicznie, dwa kółka o wymiarach 83×3048—114, 21,07 kPa.

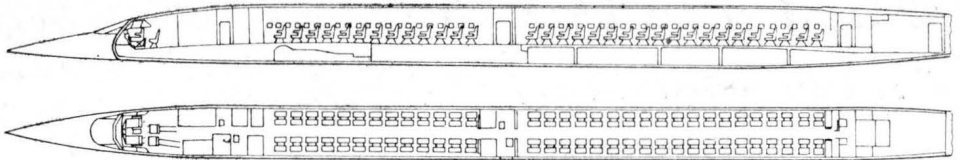
Napęd. Samolot wyposażony jest w cztery silniki Rolls-Royce/Snecma 593 Mk 610 o ciągu maksymalnym (startowym) 17 533 daN z dopalaczem podwyższającym moc o 17%. Ponadto odwracacz ciągu typu 28. Wloty do silników z materiału RR 58 ze stalowymi krawędziami natarcia. Dysze wylotowe silników pierścieniowe, sterowane hydraulicznie; pozwalają zwiększać i zmniejszać średnicę wylotową w zależności od potrzeb. Kulkowe odwracacze ciągu — służące także do zmiany średnicy wlotu — napędzane są przez silowniki śrubowo-kulkowe. Krawędzie natarcia ścian wlotów i dodatkowy wlot powietrza mają elektryczną instalację przeciwbłodzeniową, kierownice wlotowe ogrzewane są gorącym powietrzem z silnika. Przedział silnikowy mieszczący dwa silniki odgradzony jest od pozostałej struktury ścianą ogniową wykonaną ze stopów tytanowych. W celu polepszenia dostępu do silników — otwierane dolne panele gondol wykonane ze struktur przekładkowych. System paliwowy służy jako pochłaniacz ciepła i do ustalenia wyważenia samolotu na prędkościach niższych i wyższych od prędkości dźwięku. Wszystkie zbiorniki o konstrukcji integralnej w dwóch grupach mają łączną pojemność 111 285 l. Główna grupa pięciu zbiorników w każdym skrzydle i cztery zbiorniki w kadłubie. Grupa trzech zbiorników do wyważenia samolotu składa się z dwóch zbiorników znajdujących się z przodu kadłuba i zbiornika 12730 l w kadłubie pod usterzeniem pionowym, mającego za zadanie ustalenie odpowiedniego położenia SC samolotu przy zmianach warunków lotu. Przepompowywanie do komór tyl-

nych następuje podczas zwiększania prędkości lotu, natomiast dociążanie przodu następuje podczas zmniejszania prędkości. Cztery ciśnieniowe punkty tankowania na dolnych owiewkach, po dwa przed każdą golenią głównego podwozia. W każdym silniku znajduje się 20 l oleju.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Prace projektowe rozpoczęły się w listopadzie 1959 r. i wykonane były przez konstruktorów francuskich i brytyjskich. Prototyp oznaczony nr 001 oblatano 2 marca 1969 r. Był to samolot o długości 56,24 m i masie całkowitej 148 000 kg, a zatem różnił się on od latających obecnie samolotów seryjnych. Prototyp ten został wycofany we wrześniu 1969 r. i stoi w Muzeum Lotnictwa na lotnisku Le Bourget w Paryżu. Budowę samolotu kolejnego o nr 002 rozpoczęto w 1965 r., a oblotu dokonano 9 kwietnia 1969 r. Był to samolot o generalnych założeniach i masie modelu 001. Następny prototyp 01 wykonany przez stronę brytyjską oblatany był 17 grudnia 1971 r. i różnił się od poprzednich prototypów zwiększoną długością kadłuba (58,84 m). Samolot 02 wykonany przez stronę francuską został oblatany 10 stycznia 1973 r. i wyposażony w silnik Mk 602. Do dzisiaj wyprodukowano zaledwie kilka sztuk seryjnych tego typu samolotu, które zasilają pasażerskie linie lotnicze. Następne egzemplarze znajdują się w chwili obecnej w produkcji. Liczba samolotów zamówionych jest bardzo mała w stosunku do zakładanej. Cena jednego egzemplarza z całkowitym wyposażeniem wynosi około 60 mld dol. Natomiast ogólną sumę nakładów związanych z projektem i produkcją poszczególnych prototypów w latach 1962—1976 zamyka się sumą 1200 mln funtów szterl. Ostatnio po długiej batalii z przeciwnikami Concorde na terenie USA wydano pozwolenie na lądowanie tego samolotu w New Yorku na lotnisku Kennedy'ego. Ogromne koszty zakupu tego samolotu kom-

pensuje częściowo około połowę krótszy czas przelotu w porównaniu z samolotami poddźwiękowymi;

trasa:	Concorde:	poddźwiękowe:
London-New York	3 h 30'	7 h 05'
Paryż-Tokio	6 h 50'	14 h 40'
London-Sydney	13 h 05'	24 h



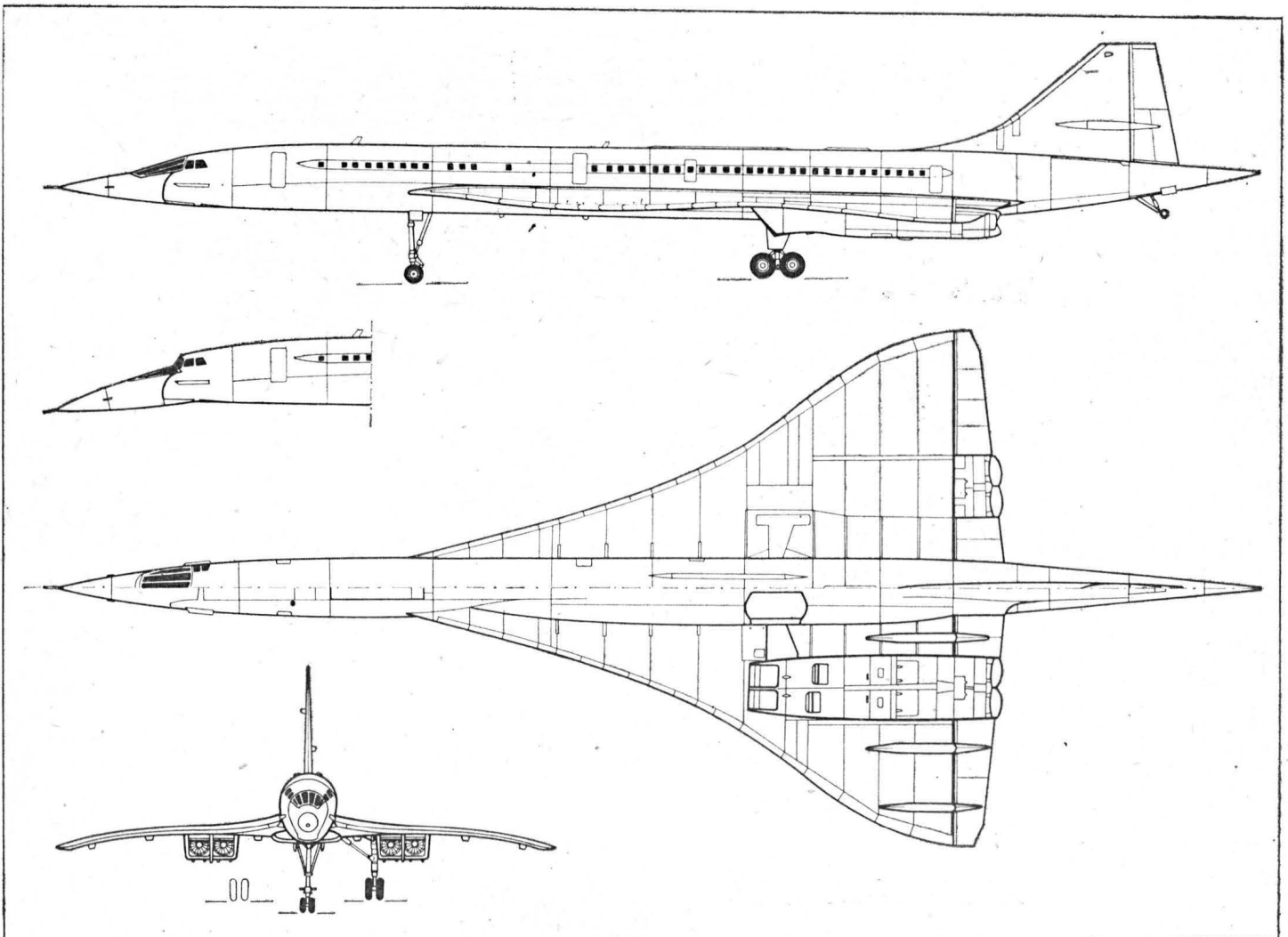
DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	25,56 m
Długość	61,66 m
Wysokość	11,30 m
Cięciwa przy nasadzie	27,66 m
Cięciwa usterzenia	10,59 m
Rozstaw kół	7,72 m
Rozstaw osi (baza podwozia)	18,19 m
Wydłużenie skrzydła	1,7
Powierzchnia nośna	358,25 m ²
Powierzchnia statecznika pionowego	33,91 m ²
Powierzchnia steru kierunku	10,40 m ²
Powierzchnia klapoletek	32,00 m ²
Masa startowa	181435 kg
Masa użyteczna	12680 kg
Masa do lądowania (maks.)	111000 kg
Masa paliwa	95500 kg
Prędkość przelotowa na $h=15\ 636\ m$	2,05 Ma
Rozbieg (odpowiadający maksymalnemu zasięgowi)	3200 m
Dobieg (odpowiadający maksymalnemu zasięgowi)	2347 m
Pułap	20725 m
Prędkość lotu	2340 km/h
Liczba Macha	2,23
Prędkość minimalna niezbędna do utrzymania lotu poziomego	221 km/h
Kąt natarcia	23,7°

Masa startowa	181700 kg
Maksymalna prędkość wiatru bocznego	46,5 km/h
Maksymalny czas lotu poddźwiękowego	6 h 15'
Napęd: Rolls-Royce/Snecma Olympus 593 Mk 610; 4 silniki; sprężarka 2-stopniowa (1 — niskiego ciśnienia składa się z 7 stopni wykonanych ze stopów tytanu; 2 — wysokiego ciśnienia składa się z 7 stopni wykonanych ze stopów tytanu i niklu)	
Komora spalania: pierścieniowa wykonana ze stopów niklu.	
Stopień sprężania: 11,6	
Turbina wykonana ze stopów niklu (niskiego ciśnienia 1-stopniowa; wysokiego ciśnienia — 1-stopniowa)	
Ciąg startowy ($h=0\ m$)	17594 daN
Ciąg trwały przy $Ma=2$ i $h=16154\ m$	4638 daN
Zużycie paliwa (prędkość przelotowa, 4 silniki)	21659 kg/h
Masa silnika suchego	3075 kg

Dane eksploatacyjne

Długość kabiny	39,32 m
Szerokość przejścia	0,43 m
Szerokość kabiny	2,63 m
Wysokość do sufitu	1,96 m
Pojemność przedziałów bagażowych:	
pod podłogą	6,73 m ³
z tyłu kadłuba	13,31 m ³
	Z.G.



Obróbka termiczna radzieckich stopów magnezu

Obróbkę termiczną stopów magnezu prowadzi się w celu usunięcia naprężeń wewnętrznych, podwyższenia plastyczności, granicy sprężystości i własności mechanicznych. Obróbka ta składa się z wyżarzania, przesykania i starzenia.

Parametry obróbki termicznej i uzyskiwane własności mechaniczne przedstawia tabela. Temperatura wyżarzania stopów magnezu wynosi 300÷350°C.

Parametry obróbki cieplnej stopów magnezu w piecach elektrycznych (ośrodek — powietrze) i orientacyjne własności mechaniczne tych stopów

Oznaczenie stopu	Oznaczenie obróbki termicznej	Przesykanie i wyżarzanie			Starzenie			Rm [kC/mm ²]	δ [%]	Twardość Hb
		temperatura nagrzewania [°C]	czas przetrzym. [h]	ośrodek chłodzący	temperatura nagrzewania [°C]	czas przetrzym. [h]	ośrodek chłodzący			
Stopy odlewnicze										
MŁ 2	T2	300 ÷ 340	3 ÷ 5	z piecem	—	—	—	9	3	30
MŁ 3	T2	300 ÷ 340	2 ÷ 5	j.w.	—	—	—	16	6	40
MŁ 4	T2	280 ÷ 320	3 ÷ 5	j.w.	—	—	—	16	3	50
	T4	375 ÷ 385	8 ÷ 16	powietrze	—	—	—	21	4	55
MŁ 5	T6	375 ÷ 385	8 ÷ 16	j.w.	170 ÷ 180	16	powietrze	22	2	60
	T2	320 ÷ 350	2 ÷ 3	j.w.	—	—	—	15	2	50
	T4	410 ÷ 420	8 ÷ 16	j.w.	—	—	—	21	4	50
MŁ 6	T6	410 ÷ 420	3 ÷ 16	j.w.	170 ÷ 180	16	powietrze	22	2	60
	T2	170 ÷ 250	3 ÷ 5	z piecem	—	—	—	25	1	50
	T4	405 ÷ 415	24 ÷ 32	powietrze	—	—	—	25	5	60
MŁ 7-1	T6	405 ÷ 415	24 ÷ 32	j.w.	185 ÷ 195	4 ÷ 8	powietrze	26	1	80
	T2	325	3	j.w.	—	—	—	—	—	—
MŁ 11	T6	570	18	j.w.	205	16	—	—	—	—
Stopy do obróbki plastycznej										
MA 1	T2	230 ÷ 250	0,5	powietrze	—	—	—	26	10	—
		300 ÷ 350	0,5	j.w.	—	—	—	19	3	—
MA 2	T2	do 400	3 ÷ 5	j.w.	—	—	—	24	5	45
MA 3	T2	320 ÷ 380	4 ÷ 8	powietrze	—	—	—	26	8	50
	T4	330 ÷ 340	2 ÷ 3	j.w.	—	—	—	—	—	—
MA 5	T2	375 ÷ 385	4 ÷ 10	gorąca woda	—	—	—	35	7	80
		350 ÷ 380	2 ÷ 6	powietrze	—	—	—	—	—	—
		410 ÷ 425	2 ÷ 6	gorąca woda	—	—	—	34	15	64
MA 8	T6	410 ÷ 425	4	j.w.	170 ÷ 200	8 ÷ 16	powietrze	—	—	—
		300 ÷ 350	0,5	powietrze	—	—	—	23	14	55
		230 ÷ 250	0,5	j.w.	—	—	—	27	10	—
WM65-1	T2	230 ÷ 250	0,5	j.w.	—	—	—	—	12	—
		300 ÷ 350	0,5	j.w.	—	—	—	22	—	—
		—	—	—	170	10	—	32	6	—

Uwagi

1. Temperatury oznaczone gwiazdką stosuje się dla uzyskania wyższej temperatury.
2. Nagrzewanie do przesykania stopu MA4 w celu uniknięcia stopienia jednej z faz zaleca się prowadzić stopniowo: początkowo do 300÷340°C, następnie — do wymaganej temperatury.

3. W przypadku odlewów z MŁ 5 o grubości ścianki ponad 12 mm czas przetrzymania wynosi 16÷24 godziny.
4. Dokładność układu automatycznej regulacji temperatury pieca powinna być nie mniejsza niż ±5°.
5. Oznaczenia obróbki termicznej:
T2 — wyżarzanie,
T4 — przesykanie,
T6 — przesykanie i starzenie.

Odlewnicze stopy aluminium

W uzupełnieniu do zestawień radzieckich stopów aluminium podanych w poprzednim numerze, publikujemy informacje na temat radzieckich odlewniczych stopów aluminium.

Stopy oznaczone gwiazdką powinny być przy przesycaaniu nagrzewane stopniowo. Temperatura pierwszego stopnia powinna być o $10 \div 20^\circ$ niższa od temperatury ostatecznego nagrzewania. Czas przetrzymania należy podzielić między stopnie. Podane parametry dotyczą pieców powietrznych.

Własności mechaniczne stopów AL 25, AL 26 i AL 30 dotyczą odlewów kokilowych; własności pozostałych stopów — odlewów w formach piaskowych.

Oznaczenia obróbki termicznej:

- T1 — starzenie,
- T2 — wyżarzanie,
- T4 — przesycaanie i częściowe starzenie,
- T6 — przesycaanie i pełne starzenie,
- T7 — przesycaanie i odpuszczanie stabilizujące,
- T8 — przesycaanie i odpuszczanie zmiękczające.

Zalecane parametry obróbki termicznej stopów odlewniczych aluminium i ich własności mechaniczne (wg GOST 2685-75)

Typ stopu	Oznaczenie obróbki termicznej	Przesycaanie			Wyżarzanie, odpuszczanie, starzenie			Rm [kg/mm ²]	δ [%]	Twardość HB
		temperatura nagrzewania [°C]	czas wytrzymania [h]	ośrodek chłodzący i jego temp. [°C]	temperatura nagrzewania [°C]	czas wytrzym. [h]	ośrodek chłodzący			
AL 1	T1	—	—	—	168 ÷ 174	40 ÷ 48	—	20	0,5	95
	T2	—	—	—	340 ÷ 345	2 ÷ 4	powietrze	19	1	70
	T3	510 ÷ 520	2 ÷ 4	woda; 20 ÷ 100	210 ÷ 230	2 ÷ 4	—	21	0,5	75
AL 2	T2	—	—	—	250 ÷ 300	2 ÷ 4	z piecem do 80°C, później na powietrzu	14	4	50
AL 3*	T1	—	—	—	175 ÷ 185	3 ÷ 5	powietrze	14	0,5	65
	T2	—	—	—	230 ÷ 300	2 ÷ 4	—	15	1	65
	T5	520 ÷ 530	4 ÷ 6	woda; 20 ÷ 100	175 ÷ 185	3 ÷ 5	—	22	0,5	75
AL 3*	T7	520 ÷ 530	4 ÷ 6	j.w.	225 ÷ 235	3 ÷ 5	powietrze	21	1	70
	T8	520 ÷ 530	4 ÷ 6	j.w.	325 ÷ 335	3 ÷ 5	—	18	2	65
AL 4	T1	—	—	—	170 ÷ 180	5 ÷ 17	powietrze	18	—	65
	T6	530 ÷ 540	2 ÷ 6	woda; 20 ÷ 100	170 ÷ 180	10 ÷ 15	j.w.	23	3	70
AL 5	T1	—	—	—	175 ÷ 185	5 ÷ 10	—	16	0,5	65
	T5	520 ÷ 530	3 ÷ 5	woda; 20 ÷ 100	170 ÷ 180	5 ÷ 10	powietrze	20	0,5	70
	T6	520 ÷ 530	3 ÷ 5	j.w.	195 ÷ 205	3 ÷ 5	j.w.	23	0,5	70
	T7	520 ÷ 530	3 ÷ 5	j.w.	220 ÷ 240	3 ÷ 5	j.w.	18	1	65
AL 6	T2	—	—	—	290 ÷ 310	2 ÷ 4	j.w.	15	1	45
AL 7	T4	510 ÷ 520	10 ÷ 15	woda; 80 ÷ 100	—	—	j.w.	20	6	60
AL 8	T5	510 ÷ 520	10 ÷ 15	—	145 ÷ 155	2 ÷ 4	—	22	3	70
	T4	425 ÷ 435	10 ÷ 20	j.w.	—	—	—	29	9	60
AL 9	T2	—	—	—	280 ÷ 300	2 ÷ 4	powietrze	14	2	45
	T4	530 ÷ 540	2 ÷ 6	—	—	—	—	18	2	45
	T5	530 ÷ 540	2 ÷ 6	—	150 ÷ 160	1 ÷ 7	powietrze	20	2	60
	T6	530 ÷ 540	2 ÷ 6	woda; 50 ÷ 100	200 ÷ 210	2 ÷ 4	j.w.	23	1	70
	T7	530 ÷ 540	2 ÷ 6	—	210 ÷ 250	3 ÷ 5	j.w.	20	2	60
	T8	530 ÷ 540	2 ÷ 6	j.w.	320 ÷ 340	3 ÷ 5	j.w.	16	3	55
	T5	530 ÷ 540	4 ÷ 10	j.w.	150 ÷ 160	3 ÷ 5	j.w.	20	0,5	75
	T1	—	—	—	205 ÷ 215	5 ÷ 6	j.w.	15	—	80
AL 10W	T2	—	—	—	290 ÷ 310	2 ÷ 3	j.w.	22	2	80
AL 11	T2	—	—	—	280 ÷ 300	2 ÷ 3	j.w.	17	3	65
AL 13	T2	—	—	—	225 ÷ 235	8	j.w.	21	15	—
AL 14W	T5	510 ÷ 520	5 ÷ 12	woda; 50 ÷ 100	145 ÷ 155	3	j.w.	20	0,5	85
AL 15W	T5	495 ÷ 505	5	j.w.	145 ÷ 155	2 ÷ 3	j.w.	20	—	80
AL 16W	T5	495 ÷ 505	5	woda; 50 ÷ 100	175 ÷ 185	5 ÷ 6	j.w.	20	—	70
AL 17W	T1	—	—	—	170 ÷ 180	5	j.w.	19	—	70
	T2	—	—	—	280 ÷ 300	2 ÷ 4	j.w.	18	1	60
	T4	495 ÷ 505	5	woda; 50 ÷ 100	—	—	—	20	1	70
	T5	495 ÷ 505	5	j.w.	175 ÷ 185	5 ÷ 6	powietrze	20	—	70
	T4	542 ÷ 548	10 ÷ 12	j.w.	—	—	—	30	8	70
AL 19*	T5	542 ÷ 548	5 ÷ 9	j.w.	170 ÷ 180	3 ÷ 6	powietrze	37	5	100
	T7	542 ÷ 548	5 ÷ 9	j.w.	240 ÷ 260	3 ÷ 10	j.w.	—	—	—
	T2	—	—	—	290 ÷ 310	2 ÷ 4	j.w.	16	1	65
AL 20*	T5	510 ÷ 520	4 ÷ 6	woda; 20 ÷ 100	170 ÷ 180	3 ÷ 5	j.w.	25	1	65
	T7	510 ÷ 520	4 ÷ 6	j.w.	240 ÷ 260	3 ÷ 10	—	21	1	65
	T2	—	—	—	290 ÷ 310	5 ÷ 10	—	18	1	65
AL 21	T7	520 ÷ 530	4 ÷ 6	woda; 80 ÷ 100	290 ÷ 310	5 ÷ 10	powietrze	21	1	75
AL 22	T4	420 ÷ 430	15 ÷ 20	woda; 100	—	—	—	23	15	90
AL 23	T4	430 ÷ 460	12	woda; 85 ÷ 100 lub powietrze	—	—	—	23	6	60
AL 23-1	T4	430 ÷ 440	12	j.w.	—	—	—	25	10	60
AL 24	T5	575 ÷ 585	4 ÷ 6	woda; 50 ÷ 100	115 ÷ 125	8 ÷ 10	powietrze	27	2	70
AL 27-1	T4	430 ÷ 440	20	j.w. lub pow.	—	—	—	38	20	90
AL 25	T1	—	—	—	200 ÷ 220	10 ÷ 12	powietrze	20	—	100
AL 26	T2	—	—	—	220 ÷ 240	10 ÷ 12	j.w.	19	—	100
AL 30	T1	—	—	—	195 ÷ 205	10 ÷ 12	j.w.	20	0,5	90

Oprac. A. K. na podst. książki „Sprawocznik po remoncie lotniczych aparatów” — T. F. Gwintowkin, O. M. Stojanienko; wyd. Transport Moskwa 1977 r.

PALIWA, SMARY, CIECZE SPECJALNE

- 1 — ropa naftowa
- 2 — produkty naftowe
- 3 — destylacja ropy naftowej
- 4 — krakowanie
- 5 — k. katalityczne
- 6 — k. termiczne
- 7 — reformowanie
- 8 — węglowodory aromatyczne
- 9 — w. parafinowe
- 10 — w. naftenowe
- 11 — destylat
- 12 — beznyna (lotnicza)
- 13 — nafta, paliwo turbinowe
- 14 — benzol
- 15 — olej gazowy
- 16 — ligroina
- 17 — olej rafinowany
- 18 — o. pozostałościowy,
o. resztkowy
- 19 — mazut
- 20 — skład frakcyjny
- 21 — ciepło spalania, wartość
opałowa
- 22 — temperatura zapłonu
- 23 — t. samozapłonu
- 24 — t. zmętnienia
- 25 — t. krystalizacji
- 26 — t. krzepnięcia, t. tężenia
- 27 — trwałość termiczna, sta-
bilność t.
- 28 — (od)parowalność
- 29 — higroskopijność
- 30 — lepkość
- 31 — zawartość popiołu
- 32 — kopcenie
- 33 — kwasowość
- 34 — liczba jodowa
- 35 — l. bromowa
- 36 — odporność na detonację
- 37 — liczba oktanowa
- 38 — antydetonator
- 39 — czteroetylenk ołowiu
- 40 — gatunek paliwa
- 41 — benzyna etylizowana, ety-
lina
- 42 — smar
- 43 — tarcie spoczynkowe,
t. bezruchu, t. statyczne
- 44 — t. ślizgowe, t. suwne,
t. posuwiste
- 45 — t. toczenia, t. toczone,
t. potoczyste
- 46 — t. suche
- 47 — t. półsuche, t. półpłynne
- 48 — t. płynne
- 49 — smarowność, smarność
- 50 — utleniałość
- 51 — smar gęsty, s. stały
- 52 — s. potasowy
- 53 — s. sodowy
- 54 — s. litowy
- 55 — s. grafitowy
- 56 — olej wrzeczonowy
- 57 — o. turbinowy
- 58 — o. transformatorowy
- 59 — o. silnikowy
- 60 — o. przekładniowy
- 61 — o. rycynowy
- 62 — o. kostny
- 63 — o. wazelinowy
- 64 — o. mineralny
- 65 — o. syntetyczny
- 66 — o. silikonowy
- 67 — ciecz hydrauliczna, płyn
hydrauliczny
- 68 — gliceryna
- 69 — ciecz przeciwbłędzeniowa
- 70 — ciecz do mycia
- 71 — napięcie powierzchniowe
- 72 — ciecz tłumiąca (K.D.)

CARBURANTS, LUBRIFIANTS, LIQUIDES SPECIAUX

- 1 — le pétrole
- 2 — les produits pétroliers
- 3 — la distillation de pétrole
- 4 — le cracking, le craquage
- 5 — le craquage catalytique
- 6 — le c. thermique
- 7 — le reforming, le réformage, la
réformation
- 8 — les hydrocarbures aromatiques
- 9 — les parafines, les alcanes
- 10 — les naphthènes
- 11 — le distillat, le condensat
- 12 — l(a) essence d'aviation
- 13 — le naphte, le kérosene, la carbu-
réacteur, le carbojet
- 14 — le benzol
- 15 — le gasoil, le gas-oil, l(a) huile à
gaz
- 16 — la ligroine
- 17 — l(a) huile raffinée
- 18 — l(a) h. résiduelle
- 19 — le mazout, le fuel oil
- 20 — la composition de fraction
- 21 — la chaleur de combustion, le
pouvoir calorifique
- 22 — le point d'éclair, le p. d'inflam-
mabilité
- 23 — la température d'autoignition, le
point d'inflammation spontanée
- 24 — le p. de trouble
- 25 — la température de cristallisation
- 26 — la t. de solidification, la t. de
congélation
- 27 — la longévité, la durabilité, la
persistance, la stabilité thermi-
que
- 28 — la puissance de vaporisation
- 29 — la hygroscopicité
- 30 — la viscosité
- 31 — la teneur en cendres
- 32 — le fumage
- 33 — l(a) scidité
- 34 — l(e) indice d'iode
- 35 — l(e) i. de brome
- 36 — la résistance de la détonation
- 37 — l(e) indice d'octane
- 38 — l(e) antidétonant
- 39 — le plomb tétraéthyle
- 40 — l(a) espèce de carburant
- 41 — l(a) essence au plomb tétraéthy-
le, l'e, éthylé, l'e. plombée
- 42 — le lubrifiant, la graisse, l(e) en-
duit gras
- 43 — le frottement au repos, le f. au
depart
- 44 — le f. de glissement
- 45 — le f. de roulement
- 46 — le f. à sec, le f. solide
- 47 — le f. à mixte, le f. onctueux, le
f. semi-fluide, le f. imparfait
- 48 — le f. fluide, le f. parfait
- 49 — l(a) onctuosité
- 50 — l(a) oxydabilité
- 51 — la graisse consistante
- 52 — la g. de potassium
- 53 — la g. de sodium
- 54 — la g. de lithium
- 55 — la g. graphitée
- 56 — l(a) huile de broche
- 57 — l(a) h. de turbine
- 58 — l(a) h. de transformateur, l(a) h.
isolante
- 59 — l(a) h. moteur
- 60 — l(a) h. EP, l(a) d. d'engrenage
- 61 — l(a) h. de ricin
- 62 — l(a) h. d'os
- 63 — l(a) h. de vaseline, h. de para-
ffine, la vaseline liquide
- 64 — l(a) huile minérale
- 65 — l(a) h. synthétique
- 66 — l(a) h. silicone, la graisse s.
- 67 — le fluide hydraulique
- 68 — la glycérine, le glycérol
- 69 — le fluide antigél
- 70 — le liquide laveur
- 71 — la tension superficielle
- 72 — le liquide d'amortissement

(K.D.)

MATERIAŁY NIEMETALOWE

- 1 — włókno
- 2 — w. syntetyczne
- 3 — w. mineralne sztuczne
- 4 — w. m. naturalne
- 5 — w. białkowe
- 6 — w. celulozowe sztuczne
- 7 — w.c. naturalne
- 8 — w. szklane
- 9 — w. azbestowe
- 10 — jedwab naturalny
- 11 — wełna
- 12 — włosie
- 13 — jedwab octanowy
- 14 — j. wiskozowy
- 15 — len
- 16 — bawełna
- 17 — przędza
- 18 — merceryzacja
- 19 — skrzętka
- 20 — nitka, nić
- 21 — tkanina
- 22 — osnowa
- 23 — wątek
- 24 — splot płócienny
- 25 — s. skośny, s. rządkowy
- 26 — s. satynowy, s. atlasowy
- 27 — perkal, mitkal
- 28 — batyst
- 29 — brezent, awizent
- 30 — baja, barchan
- 31 — tkanina bawełniana
- 32 — płótno żaglowe
- 33 — tkanina merceryzowana
- 34 — t. balonowa
- 35 — pilśnienie, folowanie
- 36 — filc
- 37 — azbest
- 38 — tkanina azbestowa
- 39 — sznur azbestowy
- 40 — tektura azbestowa
- 41 — fibra
- 42 — karton
- 43 — k. izolacyjny, preszpan
elektroizolacyjny
- 44 — papier parafinowany
- 45 — gramatura
- 46 — skóra surowa
- 47 — garbowanie, wyprawianie
- 48 — g. roślinne
- 49 — g. chromowe
- 50 — jucht
- 51 — ircha
- 52 — welur
- 53 — mizdra
- 54 — krupon
- 55 — drewno
- 56 — drzewo
- 57 — pień
- 58 — słój roczny
- 59 — sęk
- 60 — twardeziel
- 61 — biel
- 62 — fornir
- 63 — sklejkka

(K.D.)

MATÉRIAUX NON-MÉTALLIQUES

- 1 — la fibre
- 2 — les fibres synthétiques
- 3 — les f. minérales artificiel-
les
- 4 — les f. m. naturelles
- 5 — les fibres protéiniques
- 6 — les f. cellulosiques arti-
ficielles
- 7 — les f. c. naturelles
- 8 — la f. de verre, la verro-
fibre, la verre filé, la soie
de v.
- 9 — les fibres d'asbeste
- 10 — la soie naturelle
- 11 — la laine
- 12 — le crin
- 13 — la rayonne à l'acétate
- 14 — la r. viscose
- 15 — le lin
- 16 — le coton
- 17 — le fil, le filé
- 18 — le mercerisage
- 19 — le toron
- 20 — le fil
- 21 — le tissu, le textile, la étof-
fe, la toile
- 22 — la chaîne
- 23 — la trame, la duite
- 24 — l(a) armure toile
- 25 — l(a) a. sergée, le sergé
- 26 — l(a) a. satin
- 27 — la percale
- 28 — la batiste
- 29 — la bâche, le prélaré
- 30 — la futaine
- 31 — le tissu de coton
- 32 — la toile à voiles
- 33 — le tissu mercerisé
- 34 — l(e) étoffe à ballon
- 35 — le feutrage, le foulage
- 36 — le feutre
- 37 — l(e) asbeste
- 38 — le tissu d'amiante
- 39 — la corde d'a.
- 40 — la carton d'a.
- 41 — la fibre vulcanisée
- 42 — le carton
- 43 — le c. isolant
- 44 — le papier paraffiné
- 45 — le grammage
- 46 — le peau, le cuir mou
- 47 — le tannage
- 48 — le t. végétal
- 49 — le t. au chrome
- 50 — le cuir de Russie
- 51 — le (c. de) chamois
- 52 — le cuir de velours, le c.
suède au chrome
- 53 — le côté chair, la chair
- 54 — le croupon
- 55 — le bois
- 56 — l(e) arbre
- 57 — le tronc, le fût, la tige
- 58 — le cerne, la couche an-
nuelle, le cercle annuel
- 59 — le noeud
- 60 — le bois parfait, le dura-
men
- 61 — l(e) aubier
- 62 — le bois de placage
- 63 — le contre-plaqué, le bois
c.-p.

(K.D.)

WCT/26/K/78

Aérospatiale X-910 • Francja •

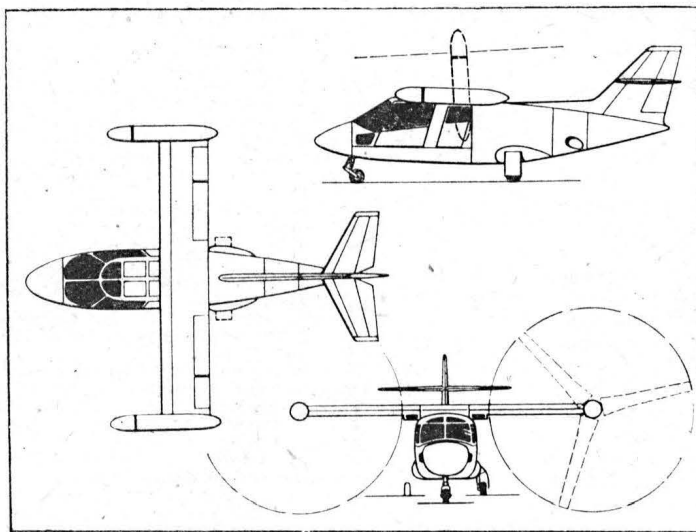
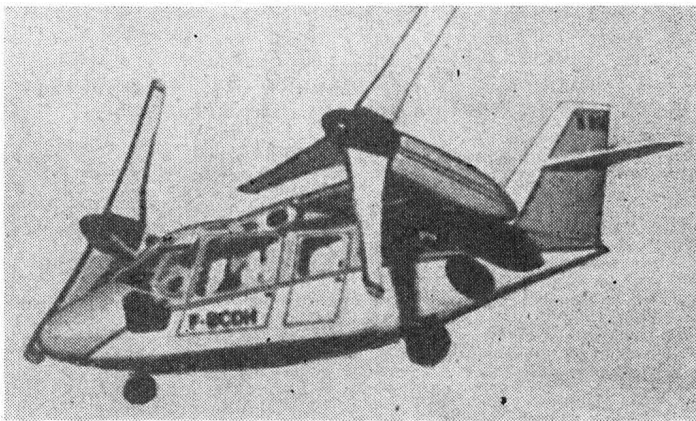
Projekt samolotu pionowego startu i lądowania

W przeciwieństwie do samolotu doświadczalnego Bell XV-15 znajdujący się na etapie projektu francuski samolot pionowego startu i lądowania o podobnym układzie, Aérospatiale X-910, przewidziany jest do praktycznego zastosowania. Samolot ma przestawialne wirniki-śmigła umieszczone na końcach płata, natomiast dwa silniki zabudowane są (jeden obok drugiego) w górnej części kadłuba. Napędzają one wirniki za pośrednictwem wałów i stożkowych przekładni. Wirniki o sztywnej konstrukcji są wykonane z tworzywa sztucznego, mają profil NASA 64 i obracają się w przeciwnych kierunkach. Samolot ma tzw. krzyżowe usterzenie i trójkołowe chowane podwozie.

Od 1973 r. śmigłowcowy oddział Aérospatiale przeprowadził wiele badań związanych z projektem X-910, m.in. badania tunelowe wirnika w pełnej skali, statycznego modelu w skali 1:5 i modelu z napędem w skali 1:7. Jednak dotychczas nie podjęto decyzji co do dalszego rozwoju samolotu, jakkolwiek jego projektanci domagają się przeprowadzenia badań tunelowych modelu w skali 1:3.

Napęd: dwa silniki turbinowe Turbomeca Arriel o mocy startowej 478 kW (650 KM) przy jednostkowym zużyciu paliwa 0,353 kg/kWh (0,260 kG/KMh) i maksymalnej mocy trwałej 436 kW (592 KM). Pojemność zbiornika paliwowego 500 kg.

Dane techniczne: prędkość maksymalna 517 km/h na wysokości 2000 m; maksymalna prędkość przelotowa 503 km/h; pułap w zawisie w warunkach ISA+20 1000 m; zasięg na maksymalnej prędkości przelotowej z 10-min zawisem i z pozostawieniem rezerwy paliwa na 20 min lotu — 800 km z pilotem i 4 pasażerami, 450 km z pilotem i 6 pasażerami.



PROTOTYPY

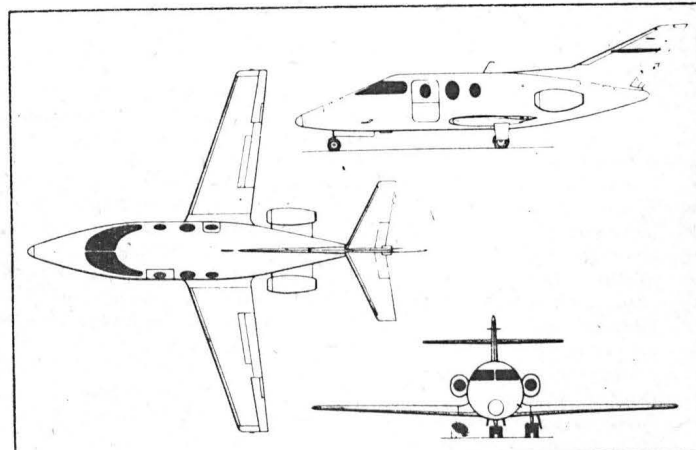
Foxjet ST-600S • USA •

Prototyp małego odrzutowego samolotu służbowego

W budowie znajdują się trzy prototypy najmniejszego odrzutowego samolotu służbowego CT-600S firmy Foxjet International. Jest on dwukrotnie mniejszy od samolotu Learjet, ciesząc się największym powodzeniem spośród wszystkich samolotów służbowych, dzięki czemu jego koszty paliwa będą wyjątkowo niskie — 5,6 centa na km. Samolot ma spełniać wymagania FAR 23, co pozwoli na loty z jednym pilotem. Poza tym opracowano do niego pokładowe ciernie urządzenie (masa 3,2 kg) do napędu przedniego koła, co uniezależni samolot od urządzeń lotniskowych. Pierwszy oblot prototypu ma odbyć się w czerwcu 1978 r., certyfikat jest spodziewany w rok później. Cenę samolotu z pełnym wyposażeniem szacuje się na 350 000 dol. Załączona fotografia makiety i trzy rzuty samolotu przedstawiają wersję, jaka ma wejść do produkcji. Nie wiadomo jednak, czy budowane prototypy będą odpowiadać wersji produkcyjnej, czy też będą wykonane według wcześniejszego projektu.

Napęd: dwa silniki dwuprzepływowe Williams Research WR19-3 o ciągu 254 daN (259 kG) i jednostkowym zużyciu paliwa ok. 0,60 kg/daNh. Zapas paliwa 545 kg, przy czym możliwe jest zastosowanie dodatkowych zbiorników na końcu skrzydeł.

Dane techniczne: rozpiętość 8,84 m; długość 9,68 m; wysokość 3,20 m; masa samolotu pustego 967 kg; maksymalna masa startowa 1900 kg; prędkość maksymalna 605 km/h n.p.m.; prędkość przelotowa 531 km/h na wysokości 10 970 m; wznoszenie 12,7 m/s n.p.m.; pułap na jednym silniku 5180 m; długość startu na wysokość 15 m — 677 m; zasięg z 3 pasażerami i pozostawieniem rezerwy paliwa na 30 min. lotu — 2250 km.



Systemowa analiza bezpieczeństwa w lotnictwie (II)

Skrót referatu głównego wygłoszonego na Sympozjum nt. **Bezpieczeństwo w Lotnictwie Sportowym, Sanitarnym, Gospodarczym i Dyspozycyjnym** Wrocław, 24—26 luty, 1977 r. **Logiczne podstawy analizy bezpieczeństwa lotu. Zasadnicze wymagania dotyczące sprzętu i załogi — na podstawie Brytyjskich Przepisów Zdatowności Cywilnego Sprzętu Lotniczego BCAR. Niektóre zagadnienia optymalizacji rozmieszczenia wskaźników na tablicy przyrządów pokładowych.**

Przeciążenie pilota

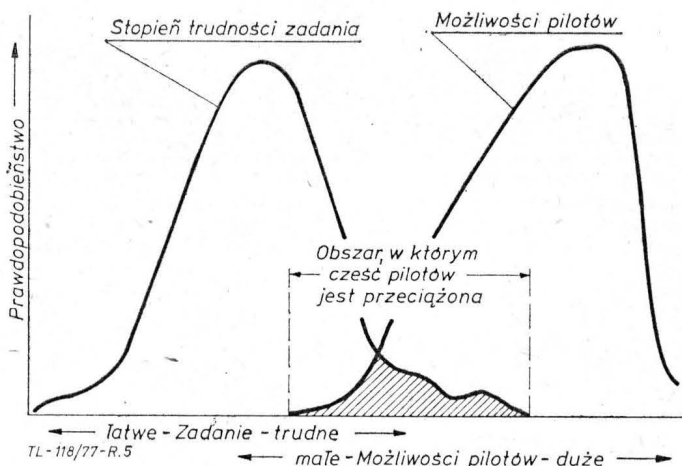
Na temat genezy błędnego działania pilota panuje zgodna opinia specjalistów: zasadniczą przyczyną pojawienia się błędów jest naruszenie równowagi pomiędzy trudnościami zadania a umiejętnościami pilota (*SKILL/DIFFICULTY BALANCE*) [3, 10]. Zagadnienie to obrazowo przedstawia rys. 5. Trudności zadania są klasyfikowane w przedziale od *bardzo łatwe* do *bardzo trudne*. Jedną z krzywych na rys. 5 przedstawia rozkład gęstości prawdopodobieństwa dla zadań o różnym stopniu trudności. Druga krzywa odwzorowuje możliwości (umiejętności) pilotów. Jak widać, umiejętności większości pilotów leżą znacznie ponad występującymi trudnościami zadań. Jednak może się zdarzyć, że trudności zadań (zwykle w nietypowych okolicznościach) przekraczają możliwości pewnej części pilotów (zakres uwidoczony na rysunku).

Inną interpretację omawianego zjawiska, odnoszącą się do procesu szkolenia, przedstawia rys. 6. Krzywa wznosząca się odwzorowuje wzrost umiejętności pilota w procesie szkolenia. Druga krzywa przedstawia zmiany trudności zadania: jej stały poziom (dolne odcinki) odpowiada zadaniu wykonywanemu w normalnych warunkach. Fluktuacje w kierunku wzrostu trudności odwzorowują zadania wykonywane przy naruszeniu normalnych warunków (turbulencja atmosferyczna, usterki sprzętu, nietypowe procedury). Na początku szkolenia (zakres 0 — a) umiejętności ucznia-pilota są niższe, aniżeli wymaga tego zadanie. W punkcie a następuje zrównanie umiejętności pilota z trudnościami standardowego zadania. Dopiero jednak w punkcie b następuje

równowaga między umiejętnościami pilota a możliwymi trudnościami w mogących zaistnieć okolicznościach.

Informacyjna interpretacja przeciążenia pilota

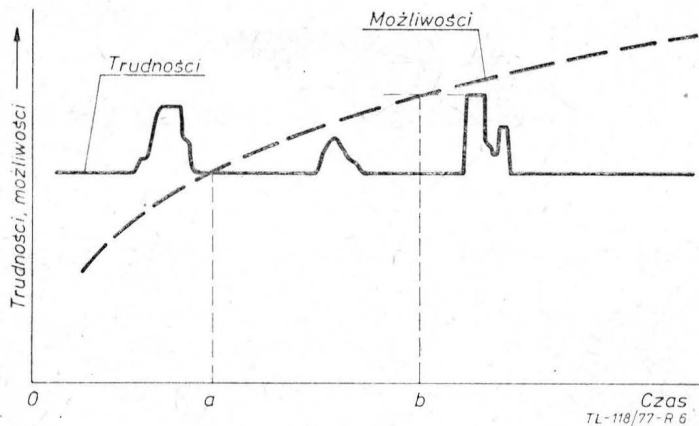
Jedną z metod oszacowania trudności zadania jest wykorzystanie subiektywnych opinii pilota-operatora [11]. Ocena ilościową umożliwia zunifikowana dziesięciostopniowa skala ocen zaproponowana przez Coopera [2] (tabl. 3). Opinie odpowiednio przeszkolonych pilotów, zmierzone w stopniach tej skali, stały się w USA i kilku innych krajach zachodnich podstawą projektowania i oceny niemal wszystkich aparatów załogowych. Jako graniczne kryterium dopuszczenia aparatu do normalnej eksploatacji przyjęto średnią ocenę 3,5. W warunkach awaryjnych ocena ta nie powinna wzrastać powyżej 4,5. Na podstawie opinii pilotów określono postu-



Rys. 5. Ilustracja wzajemnego stosunku możliwości pilotów i trudności zadań lotnych (Thorne, 1973)

TABLICA 3. Skala ocen trudności (Cooper, 1957)

Zastosowanie	Ocena jakościowa	Ocena pilota P. R. (pilot ratings)	Opis dokładny przez pilota badanej właściwości samolotu np. czułości samolotu na drgania generowane przez pilota	Czy można wykonać postawione zadanie	Czy można wykonać lądowanie
Eksploatacja normalna	zadowolająco	1	Doskonałe; zbliżone do warunków najlepszych możliwych.	tak	tak
		2	Dobrze; sterowanie samolotem przyjemne, nieprzyjemne ruchy samolotu pojawiają się b. rzadko i ich likwidacja nie sprawia trudności.	tak	tak
		3	Zadowolająco; tylko niektóre charakterystyki lekko nieprzyjemne; łatwo pojawiają się nieprzyjemne ruchy samolotu, chociaż ich likwidacja nie jest specjalnie trudna	tak	tak
Dopuszczenie do eksploatacji awaryjnej (jako środek rezerwy w przypadku awarii urządzeń głównych)	niezadowolająco	4	Znośnie; lecz charakterystyki sterowności są nieprzyjemne, nieprzyjemny ruch samolotu ma tendencję narastania a jego likwidacja jest utrudniona.	tak	tak
		5	Niezadowolająco; nie wolno dopuścić do normalnej eksploatacji przez pilotów standardowej klasy, likwidacja ruchów niebezpiecznych wymaga specjalnych chwytów i wysokiej kwalifikacji pilota.	wątpliwe	tak
		6	Dopuszczalne tylko w wypadku awarii urządzeń głównych samolotu można uratować samolot, chociaż wymaga to specjalnych sposobów pilotażu.	wątpliwe	tak
Eksploatacja niemożliwa	niedopuszczalnie	7	Niedopuszczalne nawet dla warunków awaryjnych; uratowanie samolotu możliwe tylko przez mistrzowski pilotaż lub przypadek, wątpliwe czy w ogóle uda się opanować nieprzyjemne ruchy samolotu.	nie	wątpliwe
Eksploatacja zakazana	katastrofalnie	8	Niebezpieczne — samolot jednak daje się na tyle sterować, że jego awaryjne opuszczenie jest możliwe nawet dla niezbyt wytrwałego pilota.	nie	nie
		9	Niesterowny — awaryjne opuszczenie samolotu jest możliwe, jednak wymaga znacznych kwalifikacji.	nie	nie
		10	Katastrofalny — ruchy samolotu są na tyle szybkie, nieprzewidziane i nieuporządkowane, że awaryjne opuszczenie samolotu jest praktycznie niemożliwe.



Rys. 6. Przebieg wzajemnego stosunku możliwości ucznia-pilota i trudności zadania w procesie treningu (Cornthwaite, 1975)

lowane wartości zasadniczych parametrów pilotażowych [6, 8, 9].

Wartość subiektywnych ocen trudności zadania została znakomicie podniesiona przez znalezienie interpretacji tych ocen na bazie teorii informacji. W najprostszej formie interpretacja ta sprowadza się do następującej zależności [11]:

$$S = 1 + 9 \frac{R}{C} \quad (1)$$

gdzie: S — ocena pilota, wyrażona w skali dziesięciostopniowej; C — przepustowość informacyjna pilota-operatora; R — liczba informacji, którą w jednostce czasu musi pilot opracować, aby wykonać zadanie.

We wzorze (1) uwzględniono przeto trudność zadania (R) i umiejętności pilota (C). Ocena pilota jest traktowana jako miara nieuporządkowania (entropia) ruchu aparatu. Zadaniem pilota jest organizacja ruchu aparatu, oddziałująca w kierunku zmniejszenia entropii. Opinia 10 ($S = 10$) odpowiada zatem sytuacji, w której pilot musi opracować w jednostce czasu liczbę informacji R równą lub większą, aniżeli wynosi jego aktualna przepustowość informacyjna C . Opinia 1 ($S = 1$) odpowiada warunkom, w których pilot nie musi w ogóle opracowywać informacji w celu usunięcia zakłóceń ruchu aparatu ($R = 0$).

Nietrudno zauważyć, że jeśli w procesie szkolenia wzrastają umiejętności pilota, co odpowiada wzrostowi wartości C , to ocena stopnia trudności tego samego zadania będzie malała. Tak więc ocena S może być uznana za miarę stopnia wytrenowania: słabiej wyszkolony pilot przypisze danemu zadaniu ocenę wyższą, aniżeli pilot wprawny.

Dziesięciostopniowa skala ocen może być potraktowana jako subiektywna miara bezpieczeństwa lotu. Stosunkowo dawno wiadomo, że człowiek-operator charakteryzuje się stałą niezawodnością rzędu 0,98 w sytuacjach granicznych obciążeń informacyjnych ($R = C$). W warunkach $R < C$ nadmiar dysponowanej przepustowości informacyjnej może być zużytkowany na korekcje pomyłek. W tych warunkach zagrożenie bezpieczeństwa jest dużo mniejsze, gdyż wynika ono dopiero z jednoczesnego błędu pilotażu i błędu w korekcji. Powyższą hipotezę można wyrazić następującym wzorem [11]:

$$P_e = p^{C/R} \quad (2)$$

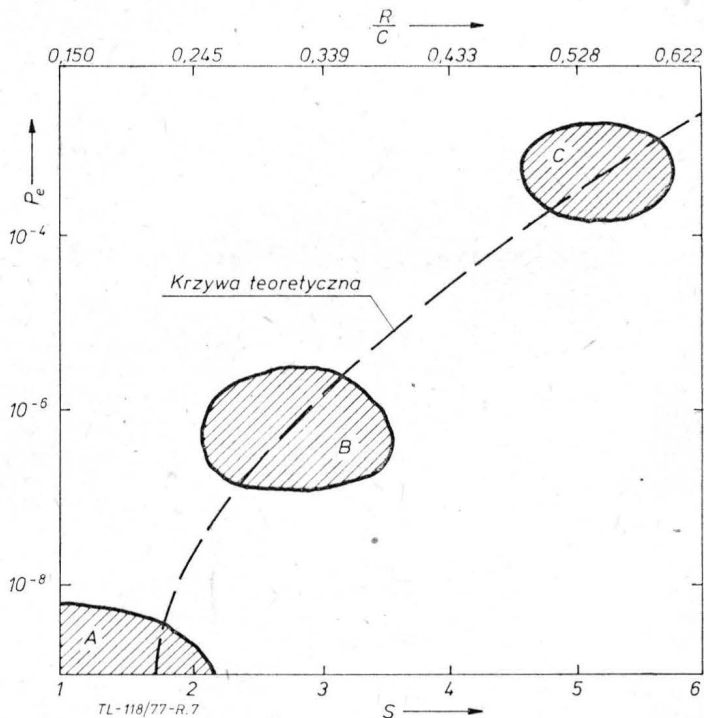
gdzie: P_e — prawdopodobieństwo pomyłki pilota w danej sytuacji sterowania, p — prawdopodobieństwo błędu pilota w warunkach $R = C$.

Wyrażając stosunek C/R w funkcji oceny S , otrzymujemy

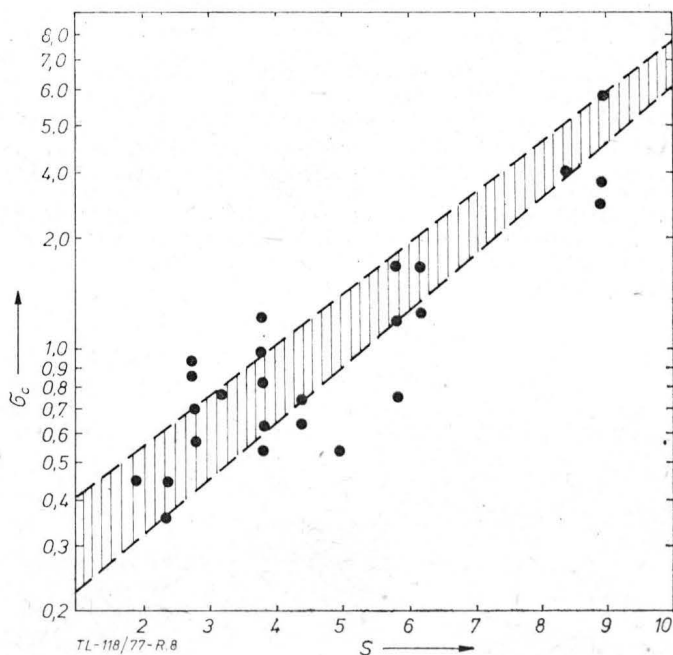
$$P_e = p^{9/(S-1)} \quad (3)$$

Zależności (2) i (3) zilustrowano na rys. 7 (krzywa teoretyczna), konfrontując je z wynikami statystycznych badań wypadków.

Wzór (3) można wstępnie zweryfikować w sposób następujący. Przyjmujemy dla samolotów komunikacyjnych (najpełniejsze statystyki), że najtrudniejszą fazą lotu jest lądowanie, i że średnia ocena dla tej fazy wynosi 3,5 (tzn. na granicy normy). Z drugiej strony, jak wynika z poprzedniego, $p = 0,02$, wobec czego ze wzoru (3) $P_e = 7,6 \cdot 10^{-7}$. Cyfra ta jest zaskakująco bliska z wynikami statystyk wypadków z powodu błędu pilota przy lądowaniu, które podają wartość rzędu $1 \cdot 10^{-6}$, tzn. średnio jeden wypadek na milion lądowań.



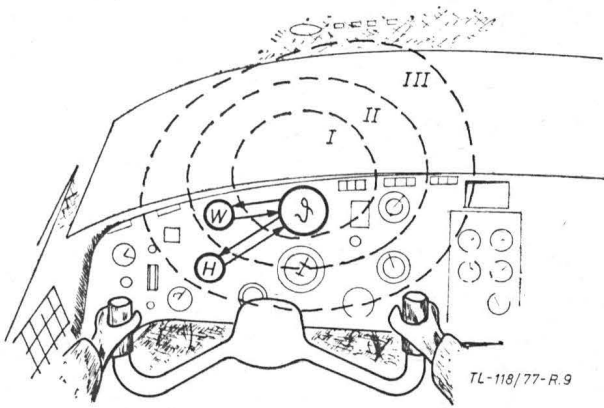
Rys. 7. Zależność prawdopodobieństwa wypadku z winy pilota (P_e) od obciążenia informacyjnego (R/C) i związanej z nim średniej opinii pilotów (s); A — wypadki z winy kierowców na autostradach USA, B — wypadki z winy pilotów przy lądowaniu samolotów cywilnych (BRB), C — wypadki podczas lądowania na lotniskowcach (USA, 1954-1964)



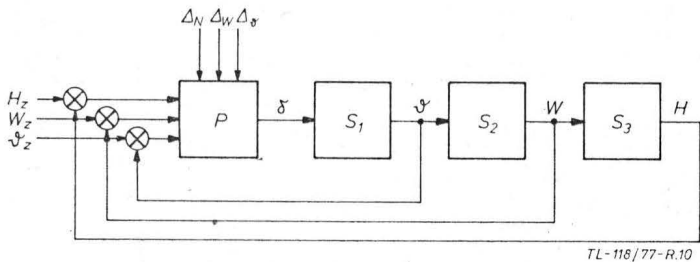
Rys. 8. Zależność między intensywnością wychyleń organu sterowego (σ_c) i średnią opinią pilotów (s) (Klınar, Craig, 1961, a także [7, 8, 9]); kropki — wyniki badań symulatorowych dotyczące zawisu aparatu typu VTOL o masie 18 000 kg

Ze względu na oczywistą trudność bezpośredniego pomiaru stosunku R/C należy poszukać mierzalnej wielkości świadczącej o obciążeniu informacyjnym pilota. Istnieją poważne przesłanki ku temu, aby za miarę obciążenia pilota a zatem i zagrożenia bezpieczeństwa lotu — przyjmować intensywność ruchów organów sterowych. Rys. 8 przedstawia zależność między średniokwadratowym wychYLENIEM organu sterowego w stosunku do położenia równowagi a średnią opinią pilotów. Jak widać, wzrost trudności powoduje znacznie intensywniejszą pracę organami sterowania. Do ruchów uzasadnionych dodawane są ruchy zbędne, będące szumami wprowadzanymi przez pilota. Na ogół stwierdza się [4, 7], że ruchy zbędne zachodzą w paśmie znacznie wyższych częstotliwości aniżeli ruchy uzasadnione.

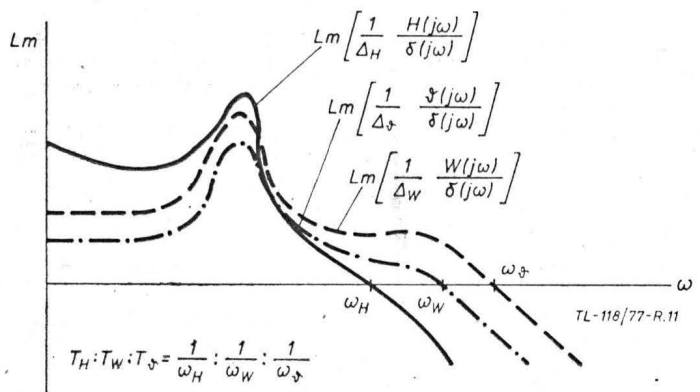
Można wyodrębnić pięć dróg ograniczenia obciążenia informacyjnego załogi:



Rys. 9. Strefy percepcji wzrokowej pilota i optymalne rozmieszczenie wskaźników na tablicy przyrządów pokładowych



Rys. 10. Schemat strukturalny ręcznego sterowania wysokością (H) prędkością pionową (w) i kątem pochyleń (θ) samolotu



Rys. 11. Charakterystyki amplitudowo-częstotliwościowe samolotu w torach wysokości, prędkości pionowej i kąta pochyleń

- modyfikacja rozmieszczenia urządzeń informacyjnych i sterowniczych w kabine,
- zmiana natury zadań,
- niezawodna automatyzacja zadań,
- podział zadań między członków załogi,
- odpowiedni podział zadań w czasie.

Pewna metoda optymalizacji rozmieszczenia wskaźników na tablicy przyrządów pokładowych

Na zakończenie omówimy pokrótce niektóre podstawy teoretyczne optymalizacji rozmieszczenia przyrządów informacyjnych w kabine pilota. Niektóre zasady dotyczące tego zagadnienia sprecyzowano w [12, 13]. Tamże pole obserwacji pilota podzielono na strefy, w zależności od wymaganej

częstotliwości kontroli. Tak więc centralny obszar patrzenia I (rys. 9) obejmuje centralny obszar przedniej szyby i część tablicy przyrządów z umieszczonymi na niej tymi przyrządami, które wymagają najczęstszej kontroli. Pozostałe strefy II, III i ewentualnie dalsze mogą być kontrolowane z odpowiednio niższymi częstotliwościami. Przyjmując za podstawę znane z teorii informacji twierdzenie Shanona-Kotelnikowa o niezbędnej częstotliwości próbowania sygnału stochastycznego, można dojść do odpowiedniego usytuowania wskaźników w kabine.

W charakterze przykładu rozważmy trzy parametry lotu: kąt pochylenia (θ), prędkość pionową (w) i wysokość lotu (H). Te trzy parametry występują we wspólnym schemacie strukturalnym, przedstawionym na rys. 8, gdzie przez S₁, S₂ i S₃ oznaczono dynamiczne człony dolnoprzepustowe, których transmitancje wynikają z właściwości samolotu. P oznacza analog pilota, którego wejściami są uchyby: Δ_H=H_z—H, Δ_w=w_z—w, Δ_θ=θ_z—θ, zaś wyjściem — wychylenie steru wysokości — δ. Pilot steruje procesami w trzech powiązanych między sobą pętlach: a, b i c, starając się utrzymać zadane dla danej fazy lotu dokładności sterowania: Δ_H, Δ_w i Δ_θ. Zakładając te dokładności i znając transmitancje członów S₁, S₂ i S₃, można oszacować szerokość pasma częstotliwości obiegu sygnałów w każdej z pętli. Na podstawie twierdzenia Kotelnikowa można napisać:

$$T_H : T_w : T_\theta = \frac{1}{\omega_H} : \frac{1}{\omega_w} : \frac{1}{\omega_\theta}$$

gdzie: ω_H, ω_w i ω_θ są granicznymi częstotliwościami w pętlach, a, b i c (rys. 10), zaś T_H, T_w i T_θ są okresami próbkowania odpowiednich sygnałów, wystarczającymi do odtworzenia pełnej informacji. Tak więc optymalne rozmieszczenie sztucznego horyzontu (θ), wariometru (w) i wysokościomierza (H) w strefach I, II i III będzie wyglądało przykładowo tak jak to uwidoczniło na rys. 9. Nietrudno zauważyć, że wybrane dla przykładu przyrządy pokładowe bardziej na zasadzie tradycji i przyzwyczajenia aniżeli ścisłych przesłanek teoretycznych są rozmieszczane właśnie w ten sposób. Zaprezentowana metoda może okazać się użyteczna w mniej oczywistych przypadkach.

LITERATURA

1. Brytyjskie przepisy zdolności cywilnego sprzętu lotniczego (BCAR), Część D — Samoloty, Wyd. 12, 30 sierpnia 1974.
2. G. E. COOPER: Understanding and interpreting pilot opinion. *Aero Eng. Rev.* No 5/1957.
3. B. CORNTHWAITE: The „Why” of accidents. XX Tech. Conf. IATA, Amsterdam, November 10—15, 1975.
4. W. I. KLINAR, S. I. CRAIG: Study of VTOL control requirements during hovering and low-speed flight under IFR conditions. *LAS Paper*, No 60/1961.
5. T. KOSTIA: Analiza wypadków lotniczych samolotów i śmigłowców w różnych rodzajach zastosowań. Krajowa Konf. Naukowo-Techn. Ergonomia w Lotnictwie, 17—19 marzec 1975, Instytut Lotnictwa, Warszawa.
6. D. T. MCRUER, E. S. KRENDEL: Dynamic response of human operators. *WADC Tech. Rep.* 56—524, October 1957.
7. J. M. MORAWSKI, M. RYBAK: Urządzenie pomiarowe dla obiektywnej oceny wykonania zadań lotnych. *Rap. 2/69/ZA*, Instytut Lotnictwa, Warszawa 1969.
8. J. M. MORAWSKI: Niektóre zagadnienia ergonomii lotniczej. Krajowa Konf. Naukowo-Techn. Ergonomia w Lotnictwie, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 17—19 marzec 1975.
9. J. M. MORAWSKI: Informacyjne problemy ergonomii lotniczej. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* nr 1/1976.
10. Pilot error. A professional study of contributory factors. Editor: Hurst R. Chapter 3: „Designer’s view” by Allen J., Crosby Lockwood Staples, London 1976.
11. M. RYBAK: Informacyjna interpretacja opinii pilotów o sterowności aparatów latających. *Prace Instytutu Lotnictwa* nr 36/1968.
12. T. SMOLICZ: Logiczne rozmieszczenie przyrządów w kabine załogi. Krajowa Konf. Naukowo-Techn. Ergonomia w Lotnictwie, Instytut Lotnictwa, Warszawa, 17—19 marzec 1975.
13. T. SMOLICZ: Logical criterion of cockpit instruments arrangement. XX Tech. Conf. IATA, Istanbul, November 10—15, 1975.

W NASTĘPNYM NUMERZE

W artykule wstępnym A. Glass podejmuje ciekawy problem współczesnego lotnictwa: *Dziś kupuje się system a nie samolot.*

R. Staniszewski omawia stosowane obecnie i opracowywane pokładowe urządzenia radioelektroniczne do łączności i nawigacji lotniczej.

Z. Brodzki przedstawia nowe śmigło do samolotów rolniczych — Dowty-Rotol R289.

W dziale PROBLEMY RUCHU LOTNICZE-

GO I LOTNISK KOMUNIKACYJNYCH B. Rzezyński proponuje nowy model systemu lotnisk komunikacyjnych w Polsce.

W kolejnym artykule A. Derkaczew omawia badania trybologiczne stosowane w procesie projektowania hamulców lotniczych.

Zamieścimy też drugą część artykułu W. Waśkowskiego *Wojskowe śmigłowe samoloty szkolne.*

W DZIEJACH POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ A. Glass podaje bibliografię wy-

dawnictw lotniczych z okresu okupacji hitlerowskiej.

Inne artykuły, to m.in.:

— w dziale LUDZIE POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ — Prof. dr inż. Kazimierz Wol-ski;

— w KARTOTECE TLIA — opis samolotu szkolno-treningowego Aero L-39 Albatros;

— terminologia IATA w zakresie eksploatacji technicznej.

Prof. Jerzy Bukowski

75-lecie urodzin i 50-lecie pracy dla lotnictwa

RENATA MAYER



Prof. Jerzy Bukowski urodził się 23 listopada 1902 r. w miejscowości Bugaj w powiecie pińczowskim. W latach 1921—1928 studiował na Oddziale Lotniczym Wydziału Mechanicznego Politechniki Warszawskiej. Dyplom inżyniera mechanika uzyskał w 1930 r. Już w roku akademickim 1925/26 został asystentem w prowadzonej przez prof. Czesława Witoszyńskiego Katedrze Aerodynamiki, gdzie zajmował się głównie projektowaniem urządzeń laboratoryjnych, a zwłaszcza tuneli aerodynamicznych.

Jerzy Bukowski pozostał przez całe życie wierny zasadzie głoszonej przez swego mistrza, prof. Witoszyńskiego, że rozwój lotnictwa, techniki lotniczej i przemysłu lotniczego można oprzeć tylko o własne zaplecze badawcze oraz o inżynierów lotniczych wykształconych w kraju.

W latach 1925—1927 i 1934—1935 uczestniczył w budowie i rozbudowie Instytutu Aerodynamicznego Politechniki Warszawskiej. Środki na budowę dostarczyła Liga Obrony Powietrznej Państwa, w której władzach znaczącą rolę odgrywał prof. Czesław Witoszyński. Główne zasoby finansowe pochodziły ze Stołecznego Komitetu LOPP oraz z Komitetu Kolejowego, łączącego wszystkie kolejowe koła LOPP-u, działające na terenie kraju. Nie brakło również dotacji indywidualnych, jak choćby fundusz przeznaczony na ten cel przez znanego pioniera lotnictwa, zamieszkałego stałe we Francji — Stefana Drzewieckiego. Natomiast początkowo prace naukowe dotowało Ministerstwo Kolei Żelaznych i Ministerstwem Spraw Wojskowych. Od wczesnych lat trzydziestych Instytut miał już znaczny wpływ finansowy za przeprowadzane badania dla przemysłu lotniczego krajowego i zagranicznego i dalsze subwencje państwowe nie były potrzebne. Dla upamiętnienia 50 rocznicy Instytutu Aerodynamicznego staraniem uczniów prof. Witoszyńskiego ukaże się numer rocznicowy *Archiwum Budowy Maszyn*.

Wynikiem kilkuletnich badań było ukazanie się w 1933 r. pierwszego wydania książki Jerzego Bukowskiego *Technika laboratoryjna pomiarów aerodynamicznych*. Przedruk tej książki jako ciągle aktualnej wyszedł ponownie w 1974 r. Druga jego książka *Projekt śmigła* — będąca podstawową pracą z zakresu projektowania śmigieł — ukazała się w 1936 r.

Fabryka Śmigieł W. Szomański i S-ka, z którą Jerzy Bukowski współpracował od 1931 r., zaangażowała go w 1935 r. na stanowisko konstruktora i kierownika technicznego.

Jerzemu Bukowskiemu udało się zrobić bardzo dobre śmigła do samolotów myśliwskich PZL P-7 i P-11. Mając w Fabryce duże możliwości eksperymentowania wprowadził różne mutacje kolejnych serii, a także projektował śmigła do maszyn prototypowych oraz seryjnej produkcji PWS, LWS wreszcie DWL. Za duże osiągnięcie należy uznać oswobodzenie fabryki z francuskich skrępowań licencyjnych, które niekorzystnie obciążały ją finansowo i technicznie.

W 1937 r. w Fabryce podjęto początkowo doświadczenia, a następnie coraz śmielej rozwijano produkcję nart samolotowych. Z tą produkcją Fabryka zdołała wyjść na eksport. Narty Szomańskiego wzbudziły zainteresowanie organizowanej w tym czasie przez kontradmirała Byrda samolotowej wyprawy do Bieguna Południowego. Rozmowy prowadzone w tej sprawie z firmą Curtiss przerwała wojna.

W latach 1936—1939 Jerzy Bukowski pracując w Fabryce W. Szomańskiego równocześnie prowadził wykłady z projektowania śmigieł na Politechnice Warszawskiej. Także Techniczna Oficerska Szkoła Lotnictwa powołuje go na wykładowcę aerodynamiki, na miejsce doc. S. Neumarka, który obejmuje w 1936 r. wykłady na Politechnice Warszawskiej po prof. Witoszyńskim.

Wydział Mechaniczny Politechniki Warszawskiej nadał w 1938 r. Jerzemu Bukowskiemu tytuł docenta za wybitne osiągnięcia naukowe.

W pierwszych dniach wojny Jerzy Bukowski ewakuował się wraz z Fabryką do Krzemieńca. W ramach ewakuacji zabrano z sobą półfabrykaty śmigieł do samolotów LSW Mewa budowanych w Lublinie. Okazało się jednak, że potrzebniejsze były śmigła do samolotów myśliwskich, gdyż składnica w Dęblinie została zbombardowana. We Lwowie J. Bukowski otrzymał od dowództwa lotnictwa polecenie powrotu do Warszawy — po śmigła do myśliwców PZL P-11. Pracownicy Fabryki docierają do Rumunii, później Francji i Anglii. Jerzy Bukowski wraca do Warszawy, zabiera śmigła na ciężarówkę i 13 września przeżywa jeden z najcięższych momentów swego życia. Nie może już wywieźć śmigieł z Warszawy i dostarczyć ich eskadrom myśliwskim. Oblężenie Warszawy przeżył na terenie Instytutu Aerodynamiki Politechniki. Z nielicznymi pracownikami udało mu się uratować gmach przed spłonieniem.

Jesienią 1939 r. dostaje się do przejściowego obozu jenieckiego, a po wydostaniu się stamtąd, aresztowany w tzw. kofle, trafia na Pawiak, skąd szczęśliwie zostaje zwolniony. W latach okupacji nadal pracował w Fabryce Szomańskiego, gdzie początkowo produkowano klepkę parkietową i wózki. Na przełomie lat 1941/42 w fabryce tej Niemcy uruchomili produkcję śmigieł firmy Heine z Berlina. Równocześnie Jerzy Bukowski prowadził wykłady na Tajnej Politechnice, opiekując się opuszczoną Katedrą Budowy Płatowców i Mechaniki Lotu. Nie przerywając zajęć dydaktycznych przyspieszyło uzyskanie bezpośrednio po wojnie dyplomów przez kilku studentów.

Po upadku Powstania Warszawskiego Jerzy Bukowski wywieziony został wraz z całą załogą i zasobami Fabryki na zachód do filii fabryki Heine w Ruszowie na Dolnym Śląsku a później do Mimoń w Czechosłowacji. Po wyzwoleniu zorganizował powrót załogi do kraju i rewindykację majątku Fabryki.

W maju 1945 r. Jerzy Bukowski podjął wykłady na Politechnice Warszawskiej z siedzibą w Lublinie. Od 1946 r. jako zastępca profesora kierował Katedrą Budowy Płatowców i Mechaniki Lotu na Politechnice Łódzkiej, mając jako współpracownika mgr inż. Tadeusza Sołtyka. Po trzech latach studia lotnicze na Politechnice Łódzkiej uległy likwidacji. W tym samym 1946 r. Jerzy Bukowski objął obowiązki zastępcy profesora w Katedrze Aerodynamiki Politechniki Warszawskiej, a w latach 1946—1947 bierze udział w odbudowie Instytutu Aerodynamicznego. W latach następnych zostaje prodziekanem Wydziału Mechanicznego, w 1951 r. Prorektorem, a następnie w 1952 r. Rektorem Politechniki Warszawskiej, którą kieruje w latach 1952/53 oraz 1959/60 — 1964/65. W roku 1959 zostaje mianowany profesorem zwyczajnym. Na tych stanowiskach wycisnął piętno swej indywidualności na programach nauczania, doborze kadry naukowej i tematyce prac naukowych. Wykształcił całe pokolenia przyszłych inżynierów lotnictwa, kierując nieprzerwanie od 1946 do 1970 r. Katedrą Hydro-Aeromechaniki, a następnie Aerodynamiki na Wydziale Lotniczym Politechniki Warszawskiej. W 1950 r. ukazał się skrypt jego wykładów pt. *Hydromechanika*. Jego podręcznik *Mechanika płynów* wydany po raz pierwszy w 1959 r. doczekał się aż czterech wydań i stanowi już dzieło klasyczne. Opracowany wraz z dr P. Kijkowskim *Kurs mechaniki płynów* ukazał się w 1973 r. Podkreślić należy także, że na okres ten przypada harmonijny rozwój współpracy Politechniki Warszawskiej z resortowym Instytutem Lotnictwa i szybko rozwijającymi się w tym czasie zakładami lotniczymi w Mielcu i Rzeszowie, jak również z zakładami szymbowcowymi w Bielsku.

Prof. Jerzy Bukowski miał wielokrotnie okazję bronić interesów lotnictwa polskiego — czy jako poseł na Sejm Rzeczypospolitej, do którego został wybrany po raz pierwszy w 1957 r. i gdzie zasiada przez wszystkie kadencje aż do chwili obecnej, czy też na terenie Naczelnej Organizacji Technicznej, gdzie w latach 1964—1971 pełnił obowiązki Przewodniczącego Rady Głównej NOT, a w latach 1971—1976 Przewodniczącego Zarządu Głównego NOT. W latach 1970—1971 zapobiegł likwidacji ostatniej placówki kształcenia inżynie-

rów lotniczych, tj. kierunku lotniczego na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej.

Należy także wspomnieć życzliwość, jaką profesor darzył rozwój sportu szybowcowego wśród młodzieży akademickiej. Łączenie tego sportu ze studiowaniem na Wydziale Lotniczym uważał za ze wszech miar korzystne i pożądane. W pierwszej połowie lat pięćdziesiątych patronował Studenckiemu Kołu Lotniczemu na Wydziale Lotniczym. Z tej grupy zapaleńców lotniczych wyszła podstawowa kadra późniejszych pracowników tworzonych wówczas katedr lotniczych Politechniki oraz biur konstrukcyjnych i zakładów naukowych Instytutu Lotnictwa.

Za swoją długoletnią pracę otrzymał prof. Jerzy Bukowski wiele odznaczeń i nagród, którymi uhonorowano jego zasługi na polu kształcenia inżynierów dla polskiego lotnictwa, któremu to celowi poświęcił całe swoje życie.

Z pierwszej grupy inżynierów lotnictwa, wychowanków prof. Czesława Witoszyńskiego po pierwszej wojnie światowej,

żyje jeszcze kilku, pracując dla przemysłu lotniczego na całym świecie. Natomiast piękne życie prof. Jerzego Bukowskiego upłynęło całe w kraju, wśród młodzieży, której umiał i chciał przewodniczyć w nauce i w trudnych momentach i dlatego cieszy się po dzień dzisiejszy ogromnym autorytetem.

LITERATURA

1. Archiwum Akt Nowych w Warszawie. Akta MWRiOP — Sygn. 1886.
2. J. BUKOWSKI: Fragmenty pamiętników, wspomnienia, dokumenty, ikonografia. Archiwum Biblioteki Głównej Politechniki Warszawskiej.
3. (W. JUNGOWSKI): Przemówienie doc. dr... na uroczystości Jubileuszu 70-lecia prof... (rękopis).
4. Rektorzy Politechniki 1826—1976. Warszawa 1976, Politechnika Warszawska, s. 55 (oprac. R. Mayer).

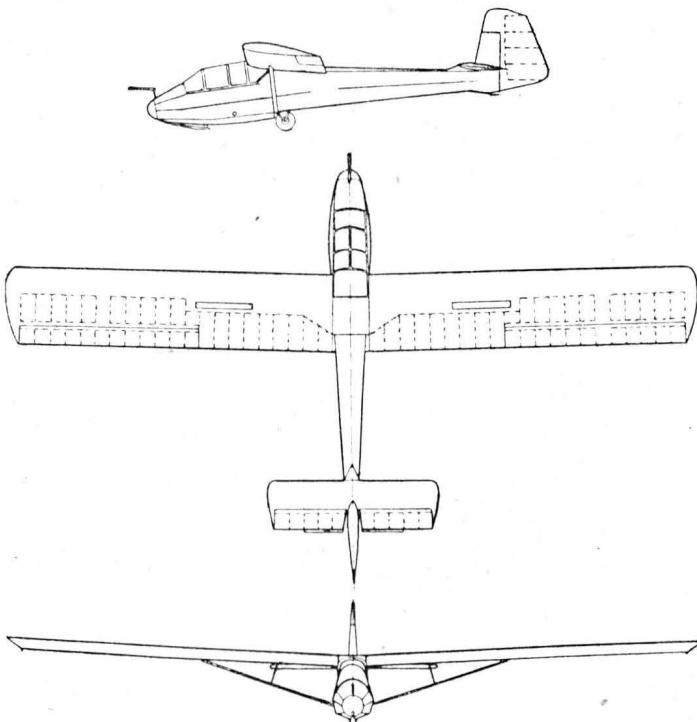
POCZTA LOTNICZA

Szybowiec KAI-2 Primorec w Polsce

Na początku lat sześćdziesiątych widziałem szybowiec Primorec z polskimi znakami rejestracyjnymi. Co to był za szybowiec?

(L. Krawczyk — Lublin)

W 1950 r. w czechosłowackiej wytwórni Letov powstał dwumiejscowy szybowiec LF-109 Pionyr konstrukcji inż. V. Strosa. Szybowiec miał kadłub spawany z rur stalowych a skrzydła i usterzenie drewniane. Wyprodukowano 455 Pionyrów. Na podstawie dokumentacji Pionyra w 1957 r. w Kazańskim Instytucie Lotniczym KAI, skonstruowano pod kierunkiem inż. M. Simonowa metalową wersję tego szybowca. Otrzymała ona kryte płótnem duralowe skrzydła i usterzenie. Szybowiec pod oznaczeniem KAI-12 Primorec był produkowany seryjnie. W 1959 r. Aeroklub PRL na drodze wymiany otrzymał od Centralnego Aeroklubu DOSAAF w Moskwie dwa nowe Primorce o nr fabr. 2008



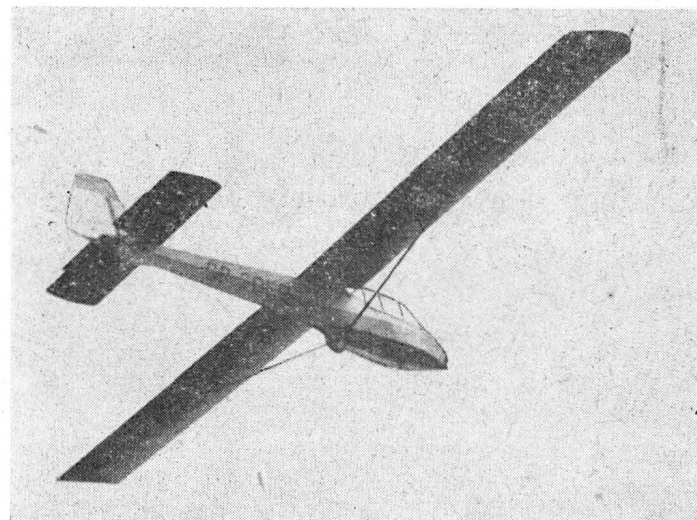
i 2009. Otrzymały one znaki rejestracyjne SP-2062 i SP-2063. Szybowce te były używane w Aeroklubie Warszawskim oraz na obozach szkoleniowych w Lubieniu Kujawskim. Zostały one wycofane z użycia w 1975 r. a SP-2062 skasowane w 1976 r.

Primorec jest metalowym zastrzałowym górnopłatem, krytym płótnem. Kabina dwumiejscowa w układzie tandem. Profil płata NACA 43012. Osłona kabiny otwierana na prawą stronę. W przedniej kabynie prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr, chyłomierz, busola i zegar czasowy. W tylnej kabynie prędkościomierz, wysokościomierz

mierz i wariometr. Podwozie z kołem 400 × 150 mm amortyzowanym gumą i z jesionową plozą.

Rozpiętość	13,42 m
Długość	8,11 m
Wysokość	2,36 m
Powierzchnia nośna	20,2 m ²
Masa własna	253 kg
Masa całkowita	433 kg
Dośkonłość	17,5
— przy prędkości	80 km/h
Opadanie min.	1,29 m/s
— przy prędkości	60 km/h
Prędkość min.	55 km/h
Prędkość dopuszczalna holu	140 km/h

Fot. A. Glass



Gdzie znaleźć Jane's'a?

Proszę o informację, w jakich bibliotekach znajduje się recenzowany przez TLiA 7/77 katalog samolotów „Jane's All the World Aircraft”?

(Z. W. — Warszawa)

Zagraniczne książki fachowe znajdują się przede wszystkim w bibliotekach fachowych. Książki lotnicze w bibliotekach: Politechniki Warszawskiej (Pl. Jedności Robotniczej 1), Wydziału Mechanicznego Lotnictwa i Energetyki Politechniki Warszawskiej (ul. Nowowiejska 24), Centralnej Biblioteki Wojskowej (Warszawa, Al. I Armii WP 12), Biblioteki Ośrodka Informacji Lotnictwa Cywilnego w Ministerstwie Komunikacji (Warszawa, ul. Chałubińskiego 6) oraz w wewnętrznych bibliotekach instytucji lotniczych jak: Instytut Lotnictwa, Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych, Wyższa Oficerska Szkoła Lotnicza, wytwórnie lotnicze, niektóre redakcje itp. Instytucje lotnicze co roku sprowadzają Jane's'a do swych bibliotek.

25 lat produkcji seryjnej szybowca SZD-9 Bocian

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Oblatany w marcu 1952 r. szybowiec dwumiejscowy SZD-9 Bocian od wiosny 1953 r. był produkowany seryjnie. W ciągu 25 lat produkcji szybowiec przeszedł kilka modyfikacji i miał kilka wersji specjalnych. Wyprodukowano go ponad 600 sztuk. Tak długo jak Bocian nie utrzymał się w produkcji żaden szybowiec na świecie. W artykule przedstawiono dzieje rozwoju i użycia szybowca.

Brak po wojnie w Polsce dwumiejscowego szybowca wyznaczonego rodzimej konstrukcji spowodował, iż w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku-Białej na początku 1950 r. podjęto decyzję opracowania projektu takiego szybowca. Wśród założeń przyjęto układ miejsc jedno za drugim ze schodkowym umieszczeniem foteli oraz skos skrzydeł do przodu, by umieszczenie drugiego pilota w środku ciężkości szybowca pozwalało na lot z pustą tylną kabiną bez zmiany wyważenia.

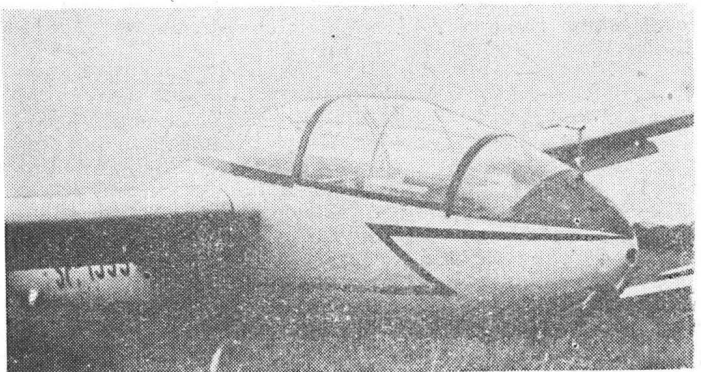
Projekt szybowca, oznaczony SZD-9 Bocian, i jego dokumentację konstrukcyjną opracował zespół pod kierunkiem mgr inż. Mariana Wasilewskiego, mgr inż. Romana Zatwarnickiego i mgr inż. Justyna Sandauera. Oblot pierwszego prototypu o znakach rejestracyjnych SP-1217 i nr fabr. 073



Rys. 1. Pierwszy prototyp Bociana SP-1217 po poszerzeniu steru kierunku. Fot. A. Abłamowicz



Rys. 2. Pierwszy seryjny Bocian A SP-1306 oblatany 10.3.1953 r. Fot. B. Koszewski

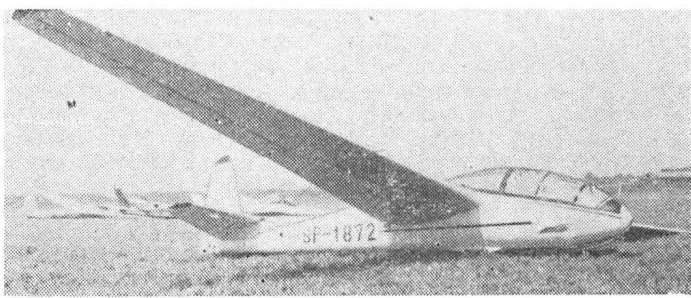


Rys. 3. Bocian A SP-1335 z błyskawicą

dokonał 10 marca 1952 r. pil. dośw. Adam Zientek na lotnisku Aleksandrowice w Bielsku. Do pierwszego lotu szybowiec otrzymał nartę, ze względu na grubą warstwę śniegu na lotnisku. Według projektu szybowiec miał mieć masę własną 280 kg i opadanie minimalne 0,75 m/s, zaś miał masę 341 kg, a opadanie 0,9 m/s. Podczas prób powiększono ster kierunku, ze względu na zbyt małą jego skuteczność. W drugim prototypie wprowadzono zmiany, mające na celu usunięcie usterek ujawnionych podczas prób pierwszego prototypu, m.in. podwyższono i powiększono usterzenie pionowe oraz zmieniono konstrukcję osłony kabiny, która była za mało sztywna. Drugi prototyp oznaczony SZD-9-2 o nr fabr. 074 i znakach rejestracyjnych SP-1218 został oblatany przez A. Zientka 16 czerwca 1952 r. Oba prototypy wykazywały zbyt duże siły na drążku przy dużych prędkościach nurkowania. Dla pierwszego prototypu, który nie był malowany, lecz tylko zastrzygowany na czerwono i miał szorstką powierzchnię, doskonałość wynosiła 21 zamiast 26. Badania wykazały, iż kadłub znajdował się podczas lotu na ujemnych kątach natarcia, czyli opływany był przez powietrze od góry, co wywoływało powstawanie siły nośnej skierowanej do dołu, zmniejszającej doskonałość przy większych prędkościach. Uwzględniając wnioski z prób poprawiono dokumentację szybowca, zmieniając m.in. kąt zaklinowania skrzydła względem kadłuba. Drugi prototyp przekazany był do Instytutu Lotnictwa gdzie służył do prób związanych z metodyką badań w locie.

Według dokumentacji seryjnej w Zakładach Sprzętu Lotnictwa Sportowego Nr 2 w Jeżowie Sudeckim k. Jeleniej Góry rozpoczęto produkcję seryjną szybowców SZD-9 bis 1A Bocian 1A. Pierwszy egzemplarz tej odmiany o znakach SP-1306 (nr fabr. P-227), oblatany 10 marca 1953 r. zapoczątkował seryjną produkcję Bocianów. Miał on doskonałość 26. Po zbudowaniu serii 10 Bocianów A, jeszcze w 1953 r. rozpoczęto produkcję wersji SZD-9 bis 1B o powiększonym usterzeniu poziomym. Pierwszy egzemplarz Bociana B SP-1364 został oblatany 29.7.1953 r. Zbudowano 10 Bocianów w tej wersji. Wkrótce bowiem powstała ulepszona odmiana oznaczona SZD-9 bis 1C opracowana pod kierunkiem inż. Stanisława Wielgusa. Zmniejszono w niej skos płata oraz usterzenie poziome dwudzielne zastąpiono niedzielonym, umieszczonym trochę wyżej. Pierwszy Bocian C o znakach SP-1550 został oblatany 9 lutego 1954 r. W latach 1954—1956 zbudowano ponad 40 Bocianów C, dla naszych aeroklubów oraz na eksport.

Na Mistrzostwa Świata w 1956 r. został opracowany Bocian Z czyli zawodniczy. Projekt przeróbki SZD-9 bis C na Bociana Z wykonał zespół pracowników Instytutu Lotnictwa w Warszawie w składzie mgr inż. J. Bojanowski, inż. S. Makaruk, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. J. Sandauer, inż. A. Śmigiel i Z. Arwar. Szybowiec otrzymał krokodylowe klapy, zbiorniki na 110 l balastu wodnego, kropłowe zakończenie skrzydeł, zmienioną tablicę przyrządów i wzmocnione podwozie. ZSLS Nr 2 w Jeżowie przerobiły dwa Bociany C o znakach SP-1551 i SP-1560 na Bociany Z. Oblot Bociana Z wykonali S. Makaruk i J. Bojanowski 27 kwietnia 1956 r. w Jeleniej Górze. Na egzemplarzu SP-1551 J. Nowotarski i J. Sandauer zajęli 6 miejsce w Szybowcowych Mistrzostwach Świata w St. Yan, rozbijając szybowiec pod koniec mistrzostw. Bocian Z SP-1560 przez wiele lat używany był w Centrum Szybowcowym w Lesznie.



Rys. 4. Seryjny Bocian C. Fot. E. Margański



Rys. 5. Bocian D w odmianie bez dyszy Venturi. Fot. A. Glass

W 1956 r. powstała ponadto druga odmiana specjalna Bociana nazwana Bocian Puls z 4 bezzaworowymi silnikami pulsacyjnymi SPB-1 po 5,5 daN (5,6 kG) ciągu każdy, o długości 2,85 m i średnicy 0,15 m, skonstruowanymi przez dr. inż. S. Wójcickiego. Do wykonania tej odmiany Bociana wykorzystano jego drugi prototyp SP-1218. Projekt przeróbki został opracowany w Instytucie Lotnictwa przez mgr inż. J. Sandauera. Silniki zamocowano pod skrzydłami, które w pobliżu silników otrzymały dodatkowe pokrycie azbestowo-duralowe, zaś zbiorniki paliwa i butle ze sprężonym powietrzem do rozruchu silników umieszczono w bagażnikach u nasady skrzydeł. Przeróbkę szybowca wykonał warsztat Instytutu Lotnictwa. W lipcu 1956 r. S. Makaruk i J. Bojanowski oblatali szybowiec. Próby wykazały, że silniki pulsacyjne nie nadają się jako pomocniczy napęd startowy do szybowców. Bocian Puls był dość hałaśliwy i latając nad Warszawą wzbudzał sensację jako pierwszy polski czterosilnikowiec i do tego odrzutowy.

W drugiej połowie lat pięćdziesiątych zmieniła się rola szybowca dwumiejscowego w świecie. Szybowce dwumiejscowe wykreślono z udziału w Mistrzostwach Świata, w wyniku czego spadło zainteresowanie dwumiejscowymi szybowcami wyczynowymi. Równocześnie zaniechano szkolenia na jednomiejscowych szybowcach szkolnych, przestawiając się na szybowce dwumiejscowe. Od dwumiejscowych szybowców szkolno-treningowych zaczęto wymagać by nadawały się do szkolenia i treningu w lotach wyczynowych, lotach bez widoczności ziemi i podstawowej akrobacji. Zadanie to mogły podjąć tylko szybowce o doskonałości rzędu 25, czyli zmodyfikowane szybowce wyczynowe. Głównym nowym wymaganiem im postawionym było podwozie odporne na częste i do tego czasem brutalne lądowania.

27 kwietnia 1958 r. została oblatana wersja z powiększonym kołem podwozia (350×135 mm), oznaczona SZD-9 bis 1D. Bocian D został wyprodukowany w Jeżowie w latach 1958—1962 w liczbie około 100 sztuk. Następnie w latach 1962—1964 Zakłady Sprzętu Lotnictwa Sportowego Nr 5 w Krośnie zbudowały dalsze 75 sztuk Bocianów D, różniących się tym od Bocianów D z Jeżowa, że nie mają dyszy Venturiego na wysięgniku przed kabiną, lecz nadajniki ciśnienia wbudowane w przód kadłuba.

Dnia 9 grudnia 1966 r. został oblatany prototyp nowej wersji Bociana, opracowanej pod kierunkiem mgr inż. R. Śmigaja i mgr inż. A. Meusa oznaczonej SZD-9 bis 1E, noszący znaki rejestracyjne SP-2506. Początkowo projekt ten oznaczono SZD-33, lecz później uznano, iż nie należy zmieniać oznaczenia szybowca. Bocian 1E różni się od Bociana 1D zmienioną osłoną kabiny wykonaną metodą dmuchania, co daje lepszą przezroczystość szkła organicznego i znikome zniekształcenia obrazu. Uzyskano przy tym lepszy obrys przodu kadłuba. Osłona ta składa się z dwóch części, a nie jak w poprzednich wersjach Bociana z trzech (tj. z osobnym stałym wiatrochronem), z których dwie przednie miały oszklenie o powierzchniach rozwijalnych, tzn. wykonane z arkuszy o tylko jednej krzywiznie, co dawało obrys kabiny o postaci linii łamanej, składającej się z odcinków prostych. Drugą większą innowacją na Bocianie 1E było zastosowanie amortyzacji koła podwozia sznurem gumowym — dla zwiększenia odporności szybowca na brutalne lądowania podczas lotów szkolnych. Ponadto na tej wersji wprowadzono szereg drobnych ulepszeń, m.in. zastąpiono w kadłubie linkowy napęd klap i lotek — popychaczami. Prototyp Bociana 1E miał skrzydła i usterzenie o kształcie identycznym jak u Bociana 1C. Natomiast seryjne Bociany 1E otrzymały usterzenie

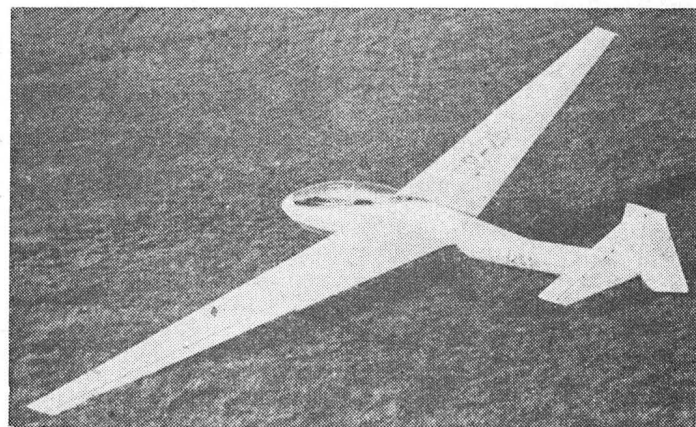


Rys. 6. Otwieranie kabiny Bociana C i D. Fot. B. Koszewski

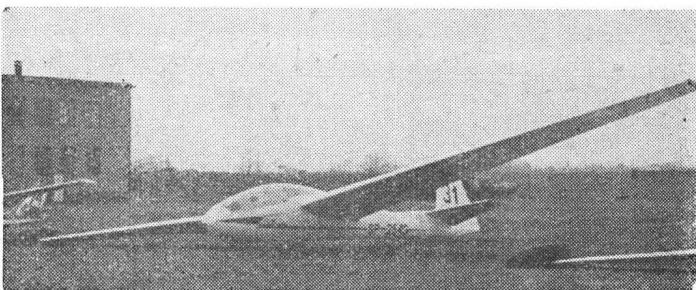
pionowe trapezowe, a końce sterów i skrzydeł zakończone prostokątnie z pionowymi płaskimi płytkami, służącymi na końcach skrzydeł jako podpórki. Pierwszy seryjny Bocian 1E nosił znaki SP-2516. Produkcję Bociana 1E podjęły w 1967 r. zakłady w Jeżowie, kontynuując ją przez ostatnie dziesięciolecie. Bocianów 1E wyprodukowano około 400 sztuk, czyli jest to najbardziej rozpowszechniona wersja Bociana.

Spśród niezrealizowanych wersji Bociana warto wymienić Bociana S czyli szkolnego o uproszczonej konstrukcji skrzydła, zaprojektowanego przez mgr inż. M. Wasilewskiego. W 1958 r. inż. Władysław Okarmus opracował projekt ewolucji Bociana o doskonałości 28,3. Projekt otrzymał oznaczenie SZD-23 Bocian 2. W 1964 r. inż. Tadeusz Łabuć opracował projekt latającego laboratorium SZD-28 Kondor o rozpiętości 21,14 m, będącego dwukadłubową ewolucją Bociana. W 1968 r. inż. T. Łabuć opracował projekt SZD-34 Bociana 3, stanowiący odmianę Bociana o rozpiętości 17,0 m a doskonałości 30,3. W Biurze Konstrukcyjnym APRL w Krakowie w 1962 r. został opracowany pod kierunkiem mgr inż. J. Czerwińskiego projekt stratosferycznej wersji Bociana. Miała to być przeróbka Bociana na szybowiec jednomiejscowy z wyposażeniem umożliwiającym loty wyczynowe do wysokości 15 km.

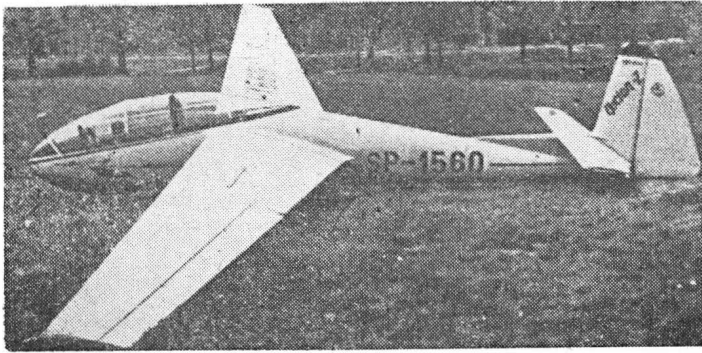
Bociany odegrały poważną rolę w rozwoju naszego szybownictwa zarówno w szkoleniu i treningu licznych pokoleń pilotów, jak i służąc do lotów rekordowych i wyczynowych. Do 1970 r. na Bocianie polscy szybowownicy ustalili 29 rekordów międzynarodowych w tym 10 ogólnych i 19 kobie-



Rys. 7. Drugi egzemplarz Bociana E



Rys. 8. Seryjny Bocian E. Fot. A. Kardymowicz



Rys. 9. Zawodniczy Bocian Z z 1956 r. Fot. B. Koszewski

cych. Pierwszy rekord na Bocianie ustalił w 1955 r. H. Zydorczak i E. Oleś — 66 km/h na trójkącie 200 km. Do najbardziej znanych należą: przewyższenie 11680 m (wysokość absolutna 12560 m) — S. Józefczak, przewyższenie 8450 m (wysokość absolutna 9250 m) — A. Dankowska i M. Matelska, przelot docelowo-powrotny 543,5 km — Rotusiński i Maciejewski oraz 563 km — J. Wróblewski z pasażerem, przelot docelowy 540,4 km — P. Majewska i Raże czy prędkość 109 km/h na trójkącie 100 km — Kluk. Najdłuższy przelot otwarty na Bocianie, 724 km, wykonali K. Gorzkiewicz i W. Gruszkiewicz. Należy podkreślić, iż Bocian jest absolutnym rekordzistą pod względem liczby rekordów międzynarodowych uzyskanych przez jeden typ szybowca.

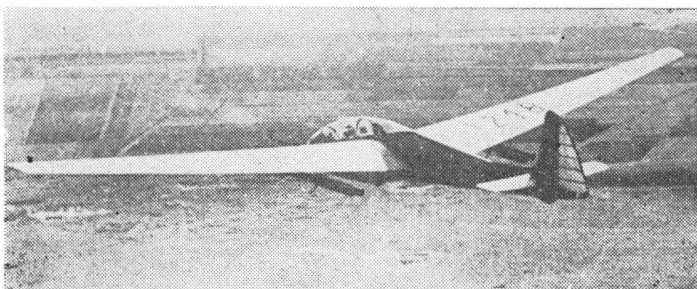
Bociany służyły nie tylko polskim szybownikom. Ponad 360 Bocianów zostało eksportowane. Eksport ten zapoczątkowało sprzedanie 48 Bocianów IC w 1955 r. do NRD, ChRL, Francji i Szwajcarii. Bociany były eksportowane do 32 krajów: Anglii (26 szt.), Argentyny, Austrii, Australii (12 szt.), Belgii, Bułgarii, ChRL (39 szt.), Danii, Egiptu (36 szt.), Finlandii, Francji, Grecji, Indii, Indonezji, Iraku, Japonii, Korei, Norwegii, Nw. Zelandii, NRD (141 szt.), Portugalii, RFN, Rumunii, Syrii, Szwajcarii, Tunisu, Turcji, Wenezueli, Węgier, Włoch, Zambii i ZSRR. Niektóre Bociany używane za granicą były tam modyfikowane. Np. Bocian używany przez Polski Klub Szybowcowy w Lasham w Anglii otrzymał kółko ogonowe dla ułatwienia startu z pasa betonowego, zaś Bocian używany we Włoszech a noszący znaki I-VAVA otrzymał dwa koła główne obok siebie zamiast jednego. Bocian używany w Indii był znany z tego, że W. Szemplińska wykonała na nim lot z prezydentem Nehru. Szybowiec ten został później przez klub w New Delhi dostosowany do lotów wysokościowych.

Konstrukcja

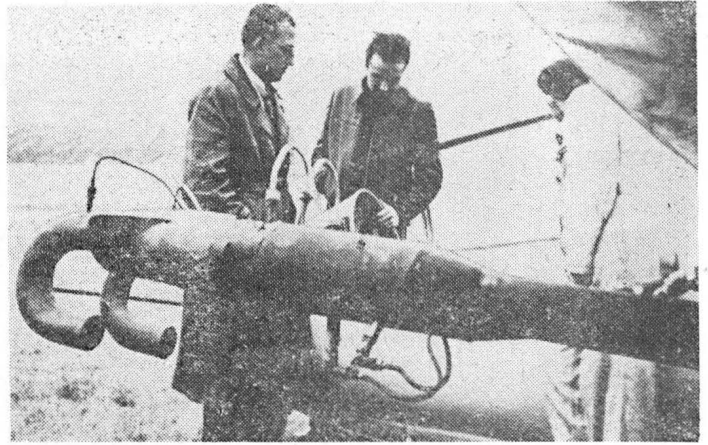
SZD-9 bis 1E Bocian jest dwumiejscowym szybowcem przeznaczonym do lotów szkolnych, treningowych i wyczynowych, w tym również do szkolenia w akrobacji i lotach bez widoczności. Jego wyposażenie pozwala na wykonywanie lotów nocnych i wysokościowych. Ma on układ wolnośnego średniopłata. Konstrukcja szybowca jest drewniana.

Kadłub o przekroju owalnym, konstrukcji półskorupowej z pokryciem ze sklejkki. Część dźwigara skrzydłowego przechodząca przez kadłub — o postaci kratownicy spawanej z rur stalowych.

Miejsca pilotów jedno za drugim. Osłona kabiny o bardzo dobrej przejrzystości (nie dająca zniekształceń), dmuchana ze szkła organicznego, składa się z dwóch części. Przednia część otwierana jest na bok na prawą stronę, tylna — odsuwana do tyłu. Szkielet osłony jest bardzo sztywny — z rurek stalowych. Osłona ma odsuwane okienko wentylacyjne. W razie potrzeby osłony mogą być awaryjnie odrzucone.



Rys. 10. Bocian-Puls SP-1213 próbowany w 1956 r.



Rys. 11. Silniki Bociana-Puls. Przy szybowcu J. Bojanowski i S. Markaruk. Fot. B. Koszewski

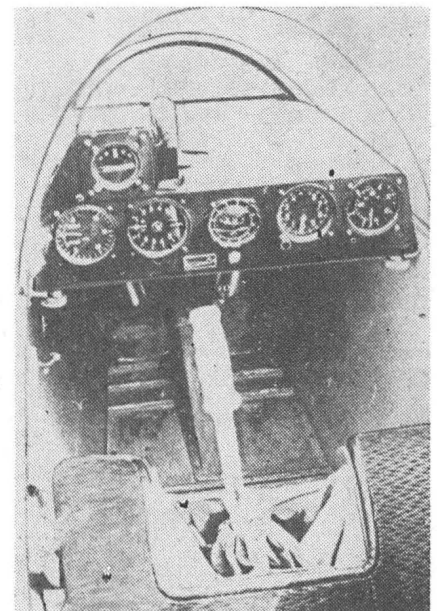
Umieszczona w przedniej kabine tablica przyrządów, wyposażona jest w komplet przyrządów PZL, na który składają się: prędkościomierz PR-250s, wysokościomierz WD-12s, wariometr energii całkowitej ± 5 m/s WRs-5 z kalkulatorem krążkowym, wariometr ± 30 m/s WRs-30 (do lotów chmurowych), zakrętomiernik elektryczny EZS-2 i busola. Tablica jest łatwo wyjmowana i dostęp do przyrządów jest dobry. Nadajniki ciśnienia statycznego i dynamicznego umieszczone są w nosowej części kadłuba.

Szybowiec jest dostosowany do zabudowy aparatury tlenowej. Również może być zabudowana na nim radiostacja nadawczo-odbiorcza.

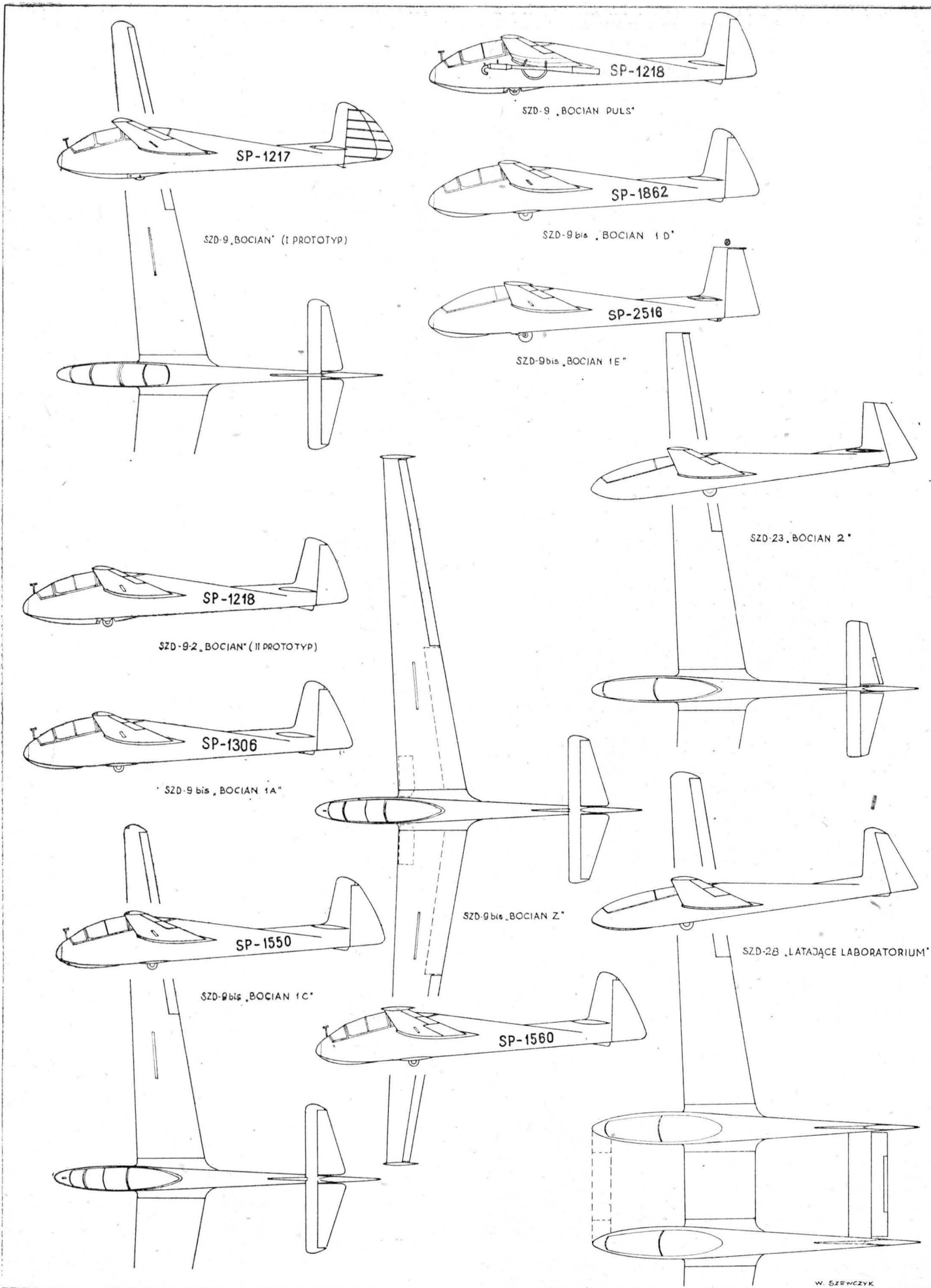
Pozycja obu pilotów jest siedząca. Fotele pilotów dostosowane do spadochronów plecowych. Kieszonki po bokach kabiny służą do pomieszczenia bagażu podręcznego. U nasady skrzydeł dwa boczne bagażniki dostępne w locie z miejsca drugiego pilota. Za głową drugiego pilota znajduje się obszerny bagażnik, przeznaczony, m.in. jako pomieszczenie barografu i apteczki, dostępny na ziemi.

Sterownice w postaci drążków sterowych i pedałów. Pedaly w przedniej kabine — regulowane na ziemi. Napęd steru kierunku — linkami. Napęd steru wysokości — popychaczem i linkami. Napędy lotek i hamulców aerodynamicznych w obrębie kadłuba — popychaczami. Połączenie napędów wychodzących z kadłuba z napędami w skrzydłach — szybko-rozłączne. W obu kabinach na lewej burcie dźwignie napędu hamulców aerodynamicznych (i równocześnie hamulca koła podwozia) oraz gałki klapki wyważającej i uchwyty wyzwiania zaczepów (dla obu zaczepów uchwyt jest wspólny).

Podwozie z kołem stałym o wymiarach 350×135 mm i ciśnieniu 3 at. z amortyzacją sznurem gumowym i z hamulcem taśmowym sprzężonym z napędem hamulców aerodynamicznych, umieszczone w środku ciężkości szybowca. Płozą tylną stalową — amortyzowaną krążkiem gumowym.



Rys. 12. Tablica przyrządów Bociana. Fot. E. Margański



Rys. 13. Rodzina Bocianów

Przed płożą przednią hak do startu z lin gumowych i zaczep typu SZD-III-56A do startu za samolotem. Pod kadłubem zaczep dolny typu SZD-III-65A do startu z wyciągarki. Za płożą ogonową ucho do zaczepu do startu z lin gumowych. Z tyłu kadłuba znajdują się uchwyty do unoszenia ogona.

ba przed kabiną, końcówki skrzydeł i usterzenie, znaki rejestracyjne oraz błyskawicę na przodzie kadłuba. Seryjne Bociany A, B, C i D oraz Bociany Z miały malowanie podobne jak drugi Bocian A, lecz zamiast błyskawicy miały po bokach kadłuba granatową sylwetkę boczną bociana, linię

DANE TECHNICZNE

	SZD-9 I prototyp	SZD-9 bis 1C Bocian 1C	SZD-9 bis 1D Bocian 1D	SZD-9 bis 1E Bocian 1E	SZD-9 bis Bocian Z	SZD-9 Bocian Puls
Rozpiętość [m]	13,0	18,11	18,1	17,81	18,1	18,1
Długość [m]	7,95	8,2	8,2	8,2	8,2	8,2
Wysokość [m]	1,8	1,8	1,8	1,8	1,8	1,8
Powierzchnia nośna [m ²]	20,0	20,0	20,0	20,0	20,0	20,0
Wydłużenie	16,2	16,2	16,2	15,8	16,2	16,2
Masa własna [kg]	311	326	330	360	417	442
Masa użyteczna [kg]	176	174	195	180	170	170
Masa całkowita [kg]	517	500	525	540	587	612
Masa całkowita ma ks. [kg]	—	525	540	540	690	—
Obciążenie powierzchni [kg/m ²]	25,8	25,0	—	27	29,2 ÷ 34,5	30,6
Doskonałość	21,1	26	26	26	26	20
— przy prędkości opt. [km/h]	69	80	80	80	80—92	80
Opadanie zyein. [m/s]	0,9	0,82	0,82	0,83	0,87	1,8*
— przy prędkości ekol. [km/h]	64	71	71	71	75	72
Opadanie przy 140 km/h [m/s]	5,1	2,83	2,75	2,53	2,65	3,8
Prędkość minimalna [km/h]	52	52	55	60	60	60
Prędkość dopuszczalna maks. [km/h]	200	200	200	200	200	...
Współczynnik obciążenia dopuszczalnego	+6/—3	+6/—3	+6/—3	+6/—3

*) 0,33 m/s przy pracujących silnikach

Płat wolnonośny o obrysie trapezowym i lekkim skosie do przodu. Profil NACA 43018 u nasady przechodzący w NACA 43012 A na końcach skrzydeł. Płat dwudzielny o konstrukcji dwudźwigarowej z pracującym kesonem. Pokrycie sklejkowe, aż do drugiego dźwigara. Część zadźwigarowa kryta płótnem. Lotki szczelinowe wyważone masowo i odciążone aerodynamicznie, dwudzielne, kryte płótnem. Hamulce aerodynamiczne płytowe, wysuwane, samoczynnie blokowane w położeniu zamkniętym. Kończówki skrzydeł mają uchwyty służące równocześnie jako otwory do kotwiczenia. Do końcówek płata zamocowane są światła pozycyjne oraz miotłki odgromienia. Kończówki skrzydeł służą jako zderzaki zabezpieczające koniec skrzydła przed uszkodzeniem przy lądowaniu.

Usterzenie wolnonośne. Stateczniki jednodźwigarowe, kryte sklejką. Stery kryte płótnem. Statecznik poziomy może być demontowany do transportu szybowca. Na sterze wysokości — klapka wyważająca.

Malowanie. Pierwszy prototyp SP-1217 był malowany na czerwono, z pokryciem płóciennym na skrzydłach, lotkach i sterach kremowych (tylko cellonowane). Rama osłony kabiny kremowa. Znaki rejestracyjne białe, na usterzeniu pionowym żółty pas oznaczający szybowiec w próbach. Drugi prototyp SP-1218 był kremowy z czarnymi znakami rejestracyjnymi i żółtym pasem na usterzeniu pionowym. Pierwszy Bocian A SP-1306 był również kremowy, z czarnymi znakami rejestracyjnymi. Drugi Bocian A SP-1335 był kremowy i miał na granatowo malowaną osłonę kabiny i górę przodu kadłuba

biegnącą wzdłuż kadłuba a na stateczniku pionowym napisy SZD-9 bis i Bocian. Bociany 1D budowane w Krośnie były kremowe z granatowymi znakami rejestracyjnymi, bez sylwetki bociana i linii wzdłuż kadłuba, zaś lotki i część skrzydła na przedłużeniu lotki aż po kadłub oraz obrzeża osłony kabiny miały malowane na kolor niebiesko-popielaty. Jeden z Bocianów 1D używany w Wk. Brytanii, noszący nr 196 ma kadłub i usterzenie pionowe czerwone, zaś nr 196 na sterze kierunku biały. Pierwszy Bocian 1E SP-2506 był kremowy, z granatową cienką linią wzdłuż kadłuba i z żółtym sterem kierunku. Pierwszy seryjny Bocian 1E SP-2516 miał ponadto napis Bocian po bokach kadłuba poniżej osłony kabiny. Później seryjne Bociany 1E malowane były na kremowo z szarymi lub czerwonymi liniami dekoracyjnymi. Na kadłubie malowana jest szeroka barwna strzała z wkomponowanym napisem Bocian, biegnąca wzdłuż kadłuba. Kończówki skrzydeł i usterzenia barwne. Bociany 1E sprzedawane do Wk. Brytanii mają końce skrzydeł na rozpiętości 1,83 m malowane na czerwono. Bociany używane w Egipcie mają poniżej osłony kabiny arabski napis.

* * *

P.S. W dwudziestopięciolecie produkcji seryjnej Bociana, która jest szczególnym osiągnięciem w budowie szybowców, Redakcja TLiA składa gratulacje konstruktorom i współtwórcom Bociana.

Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

Narady SL SIMP w programie działania w latach 1978—1980

Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP planuje zorganizowanie następujących narad:

— w III kwartale 1978 r. n. t. szkolenia kadr lotniczych przewidziany współorganizator: Sekcja Główna Komunikacji Lotniczej SITK;

— w II kwartale 1979 r. n. t. kierunków rozwoju technologii wytwarzania sprzętu lotniczego; przewidziani współorganizatorzy: Wydział Mechaniczny Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej i Instytut Lotnictwa Politechniki Rzeszowskiej;

— w IV kwartale 1979 r. n. t. metod oceny zdolności i jakości sprzętu lotniczego.

Przewidziany współorganizator: Sekcja Główna Komunikacji Lotniczej SITK.

Planuje się współdziałanie Sekcji Lotniczej SIMP w zorganizowaniu w II kwartale 1979 r. narady n. t. doskonalenia metod dydaktycznych w wyższych uczelniach technicznych w świetle potrzeb przemysłu maszynowego. Organizatorem głównym tej narady jest Komitet naukowo-techniczny budowy i eksploatacji maszyn transportowych.

Szybowcowe Mistrzostwa Świata

Konstruktorzy z Zakładów Szybowcowych w Bielsku-Białej — wśród nich SIMP-owcy z Sekcji Lotniczej — zaprojektowali nowe szybowce na Szybowcowe

Mistrzostwa Świata 1978, które odbędą się we Francji. W klasie otwartej startować będzie zmodernizowana wersja Jantara o rozpiętości skrzydeł 20,5 m; w klasie standard latać będzie nowy Jantar Standard 2. Życzymy twórcom odniesienia zwycięstw w zawodach i uzyskania ponownie nagrody NOT.

Przypomnijmy, że w 1976 r. grupa dziesięciu kolegów z Zakładów Szybowcowych w Bielsku-Białej otrzymała zespołową nagrodę NOT II stopnia za opracowanie konstrukcji dwumiejscowego motoszybowca szkolno-treningowego Ogar. Motoszybowiec o unikalnym układzie: z silnikiem za kabiną załogi — zaprojektowany jako sprzęt lotniczy na eksport — oceniony został jako wybitne osiągnięcie techniki.

WAŠKOWSKI W.

Militär-Schulflugzeuge mit dem Luftschraubenantrieb (I)

Luftschraubenflugzeuge spielen immerfort eine grosse Rolle in der Militärfliegerschulung der Welt. Im ersten Teil der Artikel wurden die angewandte Flugzeuge wie auch Prototype von Triebwerkleistung bis zum 156 kW beschrieben. Es wurde Postulate der Militärbenutzer über die Charakteristiken und Leistungen dieser Flugzeuge, wie auch Forderungsunterschiede der Aeroklubs und der Militärfliegerschulen für die Luftschrauben-Schul- und -Trainingsflugzeuge dargestellt.

SANDAUER J.

Theorie der Streckensegelflug mit der Delphinmethode und Hauptprinzipien des dynamischen Fluges (II)

Theoriezustand der Delphinflugmethode und die davon folgende Streckenflugtaktik. Es wurde die günstigsten Streckenflug-Parameter in der Modellierung-Wetterbedingungen analysiert. Hauptprinzipien des dynamischen Fluges, die auf die weitere Verbesserungsmöglichkeiten der Nutzung von den atmosphärischen Aufwinden zeigen.

RUDIUK A.

Geräusch in der Flugzeug- und Hubschrauberkabinen

Folgen des Geräusches in der Flugzeug- und Hubschrauberkabinen in Abhängigkeit von Schallstärke und -dauer. Methoden der Geräusch-Beurteilung (Analyse der Schallspektrum) und Normen des zulässigen Lärmpegels.

MORAWSKI J., SMOLICZ T.

System-Analyse von Sicherheit in der Luftfahrt

Abkürzung des Referates, der am Symposion über die Sicherheit in Sport-, Sanitäts-, Wirtschafts- und Geschäftsluftfahrt (Wrocław, Februar 1977) gelesen worden war. Logische Grundlagen der Flugsicherheitsanalyse. Grundsätzliche, Flugzeuge und Besatzungen betreffende Forderungen — aufgrund der britischen zivilen Vorschriften von der Lufttüchtigkeit BCAR. Einige Fragen der Optimierung von der Anzeigeranordnung auf der Gerätefahle.

GLASS A.

25 Jahre der Serienfertigung des SZD-9 Bocian Segelflugzeuges

Das am März 1952 geflogene zweiseitige SZD-9 Bocian Segelflugzeug war seit Frühling 1953 seriengebaut. Während der 25-jährigen Fertigung wurde einige Modifikationen und Spezialversionen des Segelflugzeuges ausgeführt. Insgesamt wurde mehr als 600 Stück gebaut. Kein Segelflugzeug der Welt so lange Zeit wurde hergestellt. Ist auch Bocian einziges Segelflugzeug, das bis 29 internationale Rekorde gewonnen hat. Im Artikel wurden Entwicklungsgeschichte und Betriebsgeschichte des Segelflugzeuges dargestellt.

WAŚKOWSKI W.

Военные винтовые учебные самолеты в дальнейшем играют важную роль в обучении военных летчиков

В I части статьи описаны самолеты находящиеся в эксплуатации и прототипы с двигателями мощностью до 156 кв. а также показаны требования военно-воздушных сил относительно характеристик таких самолетов. Указаны различия между требованиями ВВС и аэроклубов относительно самолетов для первоначального обучения.

SANDAUER J.

Теория планерного перелета методом «дельфина» и принципы динамического полета (II)

Состояние теории полета методом «дельфина» и вытекающая из нее тактика перелета. Анализ оптимальных параметров перелета в заданных метеорологических условиях. Основные принципы динамического полета, указывающие на возможность дальнейшего прогресса в использовании вертикальных атмосферических потоков.

RUDIUK A.

Шум в кабинах самолетов и вертолетов

Последствия шума в кабинах самолетов и вертолетов в зависимости от его интенсивности и продолжительности. Методы оценки шума (анализ спектра шума) и нормы допустимого уровня.

MOROWSKI J., SMOLICZ T.

Системный анализ безопасности в авиации (II)

Сокращение доклада, прочитанного на симпозиуме по теме «Безопасность в спортивной, санитарной, хозяйственной и диспетчерской авиации» состоявшимся в г. Вроцлав, 24—26 февраля 1977 г. Логические принципы анализа безопасности полета. Основные требования относящиеся к технике и экипажу — на основе британских норм летной годности ВСАР. Некоторые проблемы оптимизации размещения указателей на приборной доске.

GLASS A.

25 лет серийного производства планера SZD-9 Боцян

Планер, выполнивший первый полет в марте 1952 г, с весны 1953 г. находился в серийном производстве. В течении 25 лет планер прошел несколько модификации и имел несколько специальных вариантов. Выпущено 600 штук планера. Так долго не производился никакой другой планер в мире. Боцян является также единственным планером который завоевал 29 международных рекордов. В статье представлена история развития и эксплуатации планера.

Dziennik lotów oraz meldunków bojowych i rozpoznawczych 1 plm „Warszawa” 23.8.1944—4.5.1945 r. Materiały i dokumenty do historii LLP. Opracował: Z. Bulzacki. Wyd. Dowództwo Wojsk Lotniczych. Poznań 1976, s. 250.

Poważną wadą większości publikacji omawiających działalność pułku „Warszawa” jest ich zbyt ogólnikowy charakter i zbyt skromne nawiązywanie do udokumentowanych faktów. Wynikało to z korzystania przede wszystkim z relacji ustnych. Z zachowanego w Centralnym Archiwum Wojskowym Dziennika lotów 1 plm „Warszawa” korzystało niewielu autorów. Przetłumaczenie tego dziennika z języka rosyjskiego na polski, krytyczne opracowanie i opatrzenie w przypisy oraz dodanie wykazu obsady stanowisk i wykazu pilotów z charakterystykami ich działalności bojowej, a następnie wydanie go drukiem w nakładzie 400 egz. — jest ogromną zasługą dla popularyzacji dziejów naszego lotnictwa. Ten bogaty materiał pozwala na precyzyjne zanalizowanie wszelkich działań pułku (walk powietrznych, lotów rozpoznawczych, lotów szturmowych), zmian organizacyjnych w eskadrach i w pułku, wysiłku bojowego i zasług poszczególnych pilotów, wykorzystania samolotów (nawet poszczególnych egzemplarzy, gdyż przy każdym locie prócz nazwiska pilota, godziny startu i lądowania oraz zadania wraz z meldunkiem jego wykonania, podany jest również numer boczny, typ samolotu i lotnisko) oraz data przebrojenia na nowy sprzęt (np. pierwszy lot bojowy na Jaku-9, nr 32 — 19.1.1945 z lotniska Zadybie Stare).

Interesujące są wyniki działań bojowych 1 plm: 1401 lotów (833 na Jakach-1 i 568 na Jakach-9) w czasie 1393 h 15 min, walk powietrznych 56, ataków szturmowych 394, lotów rozpoznawczych 553, lotów w osłonie Il-72 i Li-2 610, zestrzelono 9 samolotów (8 Fw-190 i Me-109), zniszczono 1 Ju-52), straty własne 6 pilotów i 12 samolotów (5 Jak-1 i 7 Jak-9). Ponieważ do wyobraźni ludzkiej najlepiej przemawia konkret — praca ta niewątpliwie ma wielką wartość dla wychowania nowych pokoleń naszych lotników.

Na pewno dużą rolę w upowszechnianiu dziejów Ludowego Lotnictwa Polskiego odegrałoby wydanie w podobny sposób dziennika lotów 2 pułku nocnych bombowców Kraków. A.G.

K. KESKINEN, K. NISKA, K. STENMAN: Suomen ilmaviomien lentokoneet 1918—1938. Wyd. Tietoteos, Finlandia 1976

Historia lotnictwa fińskiego 1918—1938 zawiera materiał fotograficzno-rysunkowy o wszystkich typach samolotów wojskowych używanych w Finlandii w tym okresie. Podobnie jak w Polsce w tym czasie, także lotnictwo fińskie posługiwało się ogromnym asortymentem typów samolotów z różnych państw. Książka za pomocą 262 znakomitych fotografii, 39 plansz rysunkowych, a także tabel danych technicznych przedstawia 62 typy samolotów lądowych i morskich służących w tym czasie w lotnictwie wojskowym Finlandii. Kilka typów jest rodzimej produkcji, a także kilka czeskich, z firm Letov i Aero.

Jak zwykle, podziw budzi wspaniały papier, wysoka jakość zdjęć i rysunków oraz piękne kolorowe zdjęcia samolotów na okładce.

Wspomnieć należy, że książka ta nie jest jedyną o tej tematyce w tym wydawnictwie. Spółka autorska Kalevi Keskinen — tekst i opracowanie całości, Klaus Niska — rysunki i Karl Stenman — dobór zdjęć, wydała do tej pory kilka książek lotniczych specyficznie opracowanych. Są to monografie poszczególnych typów samolotów służących w lotnictwie fińskim. Książki te, w formie albumów fotograficzno-rysunkowych, obejmują historię wszystkich egzemplarzy samolotów danego typu. Każdy samolot jest przedstawiony na zdjęciach i rysunkach (pokazano kamuflaż, oznakowanie, numer, itp). Dotychczas ukazały się monografie takich typów, jak: Brewster B-239, Dornier 17 i Junkers 98, Fokker D-21, Morane 406 i Caudron 714, Curtiss Hawk 75, Messerschmitt 109G. W przygotowaniu są: Fiat G-50, Bristol Blenheim i in. Wprawdzie ilość egzemplarzy poszczególnych typów nie była duża (od kilku do kilkunastu), ale i tak jest zadziwiające, jak i kiedy zdołano każdy samolot sfotografować i opisać tak, aby miał swoją dokumentację historyczną. Miłośnicy historii lotnictwa polskiego mogą tylko pozazdrościć Finom ich pietyzmu do historii i dbałości, aby nic z niej nie zostało zagubione w niepamięci.

W.B.

P. KOZŁOW. Ily lelat na front. Wyd. DOSAAF. Moskwa 1976, s. 176, cena 55 kop. (5,50 zł)

Książka opisuje bohaterską pracę robotników i inżynierów radzieckiej wytwórni lotniczej nr 18, produkującej samoloty Il-2 w latach 1939—1945.

Opisane są dzieje produkcji tego samolotu od pierwszej sztuki Il-2 do ostatniego modelu (Il-10), produkcji wykonywanej najpierw w Woroneżu, następnie na nowym miejscu — po ewakuacji fabryki.

Autor opisuje szereg interesujących szczegółów technicznych samolotu i ciekawe zagadnienia związane z jego produkcją w trudnych warunkach dopiero budującej się fabryki.

Książka jest interesująca dla wszystkich zajmujących się techniką lotniczą i historią lotnictwa, szczególnie wojskowego.

A.K.

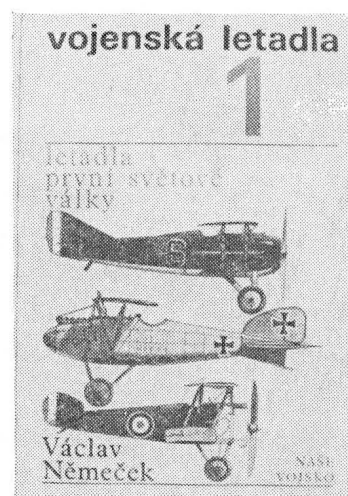
Ż. S. CZERNIENKO, G. S. ŁAGOSIUŁ, B. I. GOROWOJ: Samolot An-26. Konstrukcja i eksploatacja. Moskwa 1977 Transport. S. 341, rys. 154, tabl. 15, cena 1 r. 45 kop. (14,50 zł)

Samolot transportowy An-26 powstał z przekonstruowania samolotu pasażerskiego An-24. Od 1968 r. jest produkowany seryjnie. Podstawowa wersja towarowa może przewozić ładunki o dużych wymiarach, o masie do 5,5 t, na odległość 1000 km ze średnią prędkością 435 km/h na wysokości 6000 m. Samolot może mieć wyposażenie ładowni do desantowania ludzi i ładunku z powietrza. W skład załogi wchodzi dwaj piloci i mechanik pokładowy. W kabynie pilotów przewidziano także miejsca dla nawigatora i radiotelegrafisty.

Książka jest kompendium wiedzy o samolocie An-26, jego konstrukcji i eksploatacji. Oprócz charakterystyk aerodynamicznych, wytrzymałościowych i ciężarowych samolotu podano informacje o jego stateczności i sterowności w różnych warunkach lotu. Poszczególne rozdziały książki poświęcono omówieniu konstrukcji i zaleceń eksploatacyjnym i obsługi technicznej kadłuba, usterzenia, podwozia, urządzeń napędowych, instalacji hydraulicznej i paliwowej, wyposażenia wysokościowego i przeciwbodzeniowego oraz wyposażenia bytowego i załadowawczego.

R.S.

V. NĚMEČEK: Vojska letadla — 1, letadla prvni svetove valky. Wyd. Naše Vojsko, Praha 1974, s. 260+76, cena Kčs 36



Czterotomowa praca **Samoloty wojskowe** (dokładnie: wojskowe statki latające) ma pokazać rozwój samolotów wojskowych. Pierwszy tom obejmuje okres do końca I wojny światowej. Przedstawiono w nim rozwój balonów wojskowych, począwszy od pierwszego użycia balonu w 1794 r. pod Maubeuge. Następnie opisano rozwój sterowców i ich wojskowe zastosowanie we Francji, Włoszech, Rosji, Anglii, USA i Niemczech. Dane techniczne tych sterowców zestawiono w tabeli. Prócz sylwetek sterowców francuskich i niemieckich zamieszczono dokładny rysunek Zeppelina L-33. Dwie trzecie tego tomu poświęcone jest samolotom. Pokazano powstanie samolotu i jego poszczególne zastosowania. W oddzielnych podrozdziałach omówiono rozwój samolotów rozpoznawczych, bombowych i myśliwskich — lądowych i wodnych. Następnie przedstawiono rozwój lotnictwa wojskowego do 1918 r. i zestawiono w tabelach. Na całościowych rysunkach pokazano samoloty: Wright Flyer, Caudron G3, Breguet BM.5, Nieuport 17, BE-2e, Breguet 14A2, Grigorowicz M-9, Junkers J1, Short Bomber, Gotha GV, Ilija Muromiec IM-W, Staaken R.VI, DH-4, SE-5a, Sopwith Camel, Fokker Dr-I, Spad S-XII, Albatros D-III i Hansa-Brandenburg W-29. Prócz rysunków, książkę ilustruje około 300 zdjęć. Książka ma za zadanie pokazać rozwój poszczególnych rodzajów samolotów wojskowych, a nie stanowi encyklopedii samolotów z okresu do 1918 r.

A.G.

AG AVIATION SERVICES PEZETEL

PEZETEL's RANGE OF SERVICES:

- pest control on cotton, rice, banana and other plantations,
- application of powdered, granular and liquid fertilizers,
- locust control,
- water hyacinth control,
- defoliation,
- destruction of weeds,
- bird control,
- tse-tse fly control,
- spreading of seeds,
- reduction of evaporation on large water surfaces.

PEZETEL's APPLICATION METHODS:

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

PEZETEL uses Polish-built aircraft and ground-operated equipment and offers top quality services.

PEZETEL will also organize an ag aviation base provided with ag aircraft and ground equipment as well as train ag pilots and mechanics for you.

PEZETEL operates a fleet of 150 An-2, PZL-101, PZL-104, PZL-106 Kruk fixed wing aircraft and Mi-2 helicopters. The area treated every year amounts to 7 000 000 acres, mainly in the Arab Republic of Egypt, Sudan, Algeria, Ethiopia, Iran and Poland.



Exporter :

PEZETEL

Foreign Trade Enterprise of Aviation Industry
ul. Przemysłowa 26, 00-950 Warszawa, Poland
PO Box 371; Cable: Pezetel; Phone 28-50-71
Telex: 813 430



**PEZETEL IS ALWAYS READY
TO MEET YOUR DEMAND AT ANY TIME**