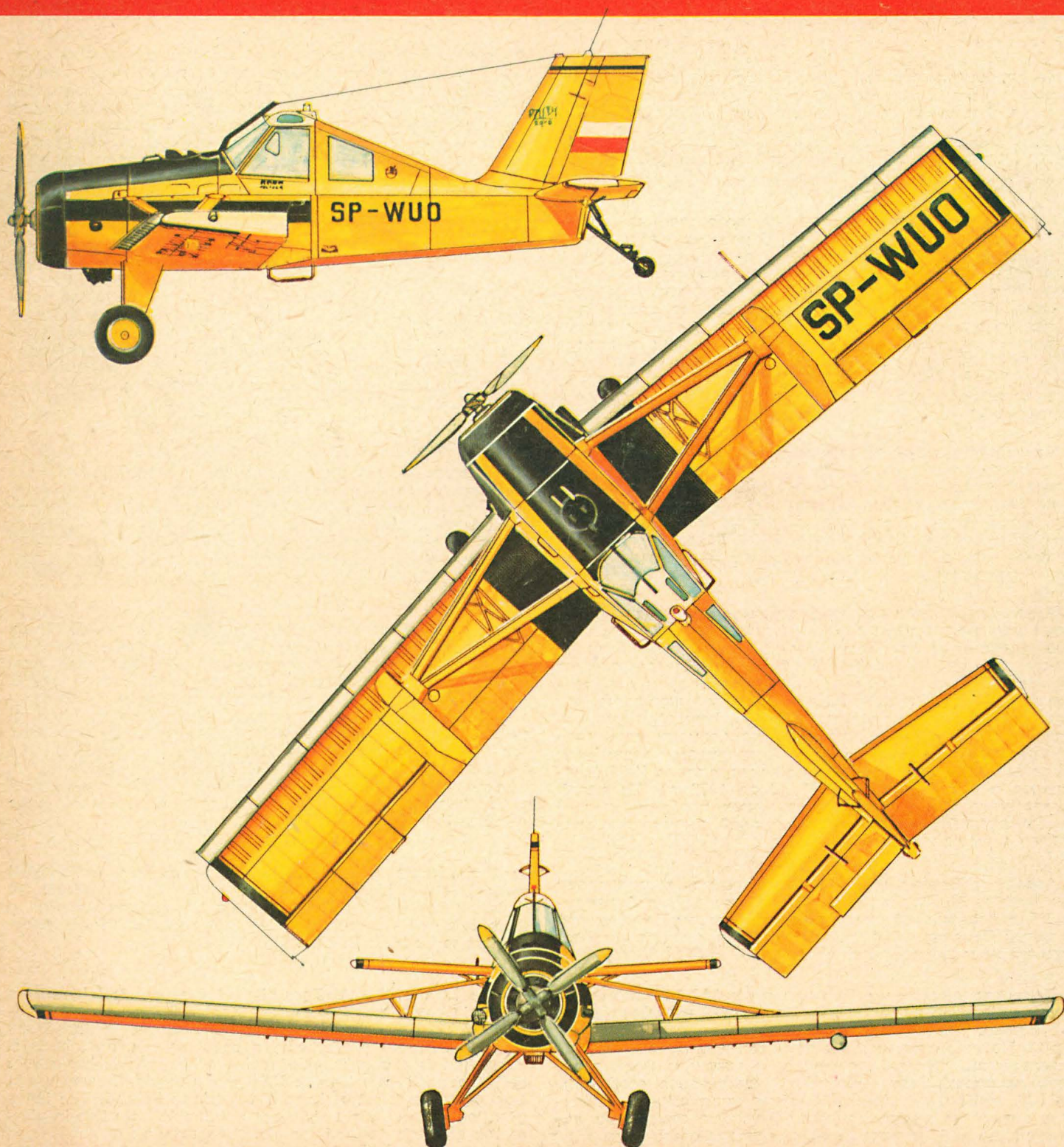


TECHNIKA

6'78

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 20,-



● В течении 2 с половиной лет существования авиационное предприятие Инсталь провело около 100 акций транспорта грузов при помощи своих вертолетов — тяжелого Ми-6А и легкого Ми-2. М.пр. выполнена транспортировка памятника короля Ягеллы на коне, который установлен на цоколе разрушенного немцами памятника в Кракове, транспортировка и установка дымовых труб, 30-метровой метеорологической вышки, постройка сотен километров высоковольтных линий и др. В течение первого квартала т.г. Инсталь получает вертолет Ми-6А.

● Специалисты института Геодезии и Картографии Польши провели удачные попытки использовать снимки сделанные из искусственных спутников земли для исследования прозрачности вод щецинского залива. Анализировались снимки сделанные американским спутником Ландсат. Анализ показал 4 зоны загрязнения на Заливе. Максимальная степень загрязнения обнаруживалась в августе, когда наблюдалось сильное развитие планктона, потом снизилась во второй половине сентября, когда количество микроорганизмов стало уменьшаться.

● Благодаря развитой научно-исследовательской базе авиационной промышленности (Институт Авиации и Исследовательско-Прогрессивные Центры на отдельных заводах) — темп изобретательства в авиационной промышленности значительно выше, чем в других отраслях народного хозяйства. В 1974 г. число патентов выданных работникам авиационной промышленности составляло 1,5% общего числа, тогда как число работников авиационной промышленности составило 0,8% трудящихся народного хозяйства. Число патентов на 10 000 работников составило 9,6 при 4,9 для всего народного хозяйства, что свидетельствует о развитии изобретательства.

● На испытательной территории насчитывающей 12 тыс. га в центральной части Польши, проведены попытки использования аэрофото съемки для определения структуры сельскохозяйственных культур. Определено 14 видов состояния культур, отличающихся различной степенью отражения инфракрасных лучей. Доказано, что этим методом можно определить структуру и диапазон культур с точностью в 96%.

● Дальнейший существенный прогресс отмечается в работах над сверхлегким крылом доктора Вольфа. За последнее время построен и испытан в полете дельтаплан нового типа, обозначен Z-77. Среди дельтапланов управляемых только изменением центровки эта конструкция отличается самым большим размахом, составляющим 12 м и прямоугольной формой крыла в плане. Крыло имеет одинаковые по размаху специально разработанные профили. Дельтаплан разработан на основе результатов испытаний дельтаплана Z-75 (описанного в нашем журнале № 10 за 1976 г.). На новом дельтаплане решен ряд существенных проблем, связанных с низкой изгибной и крутильной жесткостью, характерными для этого вида крыла.

● Аэродром Бемово в Варшаве становится гражданским аэродромом. Он предназначен для Варшавского Аэроклуба, Предприятия Авиационных Услуг и Центральной Станции Санитарной Авиации. В 1977 г. на нем построены ангары и технические здания.

● Польские авиалинии ЛЕТ открыли 14.XI.77 г. первую грузовую линию по маршруту Варшава-Франкфурт/Майн — Лондон. На этой линии летают самолеты Ан-24 и Ил-18. Полеты совершаются один раз в неделю — по понедельникам. Франкфурт является главным местом нашего экспорта. Этот порт имеет ежедневное сообщение с США и Канадой. Самое большое количество привозимых товаров идет из Лондона. Грузовые авиалинии являются ценной инициативой. Авиаперевозки грузов из Польши и в Польшу постоянно увеличиваются и спрос на них постоянно растет. До тех пор большинство таких перевозок выполняли зарубежные авиакомпании.

● Within a period of two and a half year of its existence, the INSTAL Flying Crane Company has conducted about 100 actions of carrying heavy objects by means of its helicopters, the heavy Mi-6A and the light Mi-2. One of the most noteworthy actions was the transportation of the statue of King Jagiello on horseback and positioning it on the socle of the Grunwald Monument in Kraków, destroyed by the Nazis. Other actions include transportation of chimneys, 30m meteorological tower, and construction of several hundred kilometers of high-tension cables. In the first quarter of this year INSTAL has got a third helicopter, the Mi-6A.

● Specialists of the Institute of Geodesy and Cartography of Poland have conducted successful tests of using satellite photographs to examine the transparency of waters in Szczecin bay. The analysed photographs were taken by American geophysical satellite, the Landsat. Four zones of water pollution were found. Maximum pollution occurred in August, that is at the time of greatest inflorescence of phytoplankton, and its fall was observed in the second half of September when the plant microorganism began to die.

● Due to well developed scientific — research support of the aviation industry (Aviation Institute and several Experimental — Development Centers organized at individual manufacturing plants, the rate of inventiveness in the aviation branch surpasses all other branches of the national economy. In 1974, the number of obtained patents was 1.5% of the total number of all granted patents, total employment in the nationalized economy being 0.8%. The index of obtained patents per 10 000 persons employed in the aviation industry was 9.6 compared with the 4.9 for the whole country.

● Attempts to use aerial photography in determining the structure of cultures were made on experimental fields of 12 thousand hectares in central Poland. Fourteen kinds of culture condition, characterized by a different degree of reflecting the infrared rays, were distinguished. By using this method, it is possible to ascertain the structure and range of cultures with an accuracy of 96%.

● A further progress in the development of dr J. Wolf's ultra — light flexible wing has been observed. Recently a new type of paraglider, designated Z-77, has been constructed and tested. Among paragliders controlled by weight only, Wolf's design has the largest wing span — 12 m — with a rectangular airfoil outline. The wing uses identical profiles running the length of the wing, specially developed for this purpose. The new version was developed on the basis of test results of the Z-75 (described in TLiA No.10/76). The new paraglider solves a number of problems connected with elastic and torsional flexibility, typical to this type of ultra-light wing.

● The airport at Warszawa Bemowo becomes a civil airport. It will be used by Warsaw Aero Club, Agricultural Aviation Service Companies and the Central Team of Flying Ambulances. Hangars and buildings for the technical support started to be built in 1977.

● The LOT Polish Airlines started the first freight airline on the Warszawa — Frankfurt/Main London route on November 14, 1977. The line is operated by An-24 and IL-18 airplanes. Flights are scheduled once a week, on Mondays. Frankfurt is Poland's chief point of export; it has direct daily connections with the USA and Canada. However, via London comes most of imported goods to Poland. The inauguration of the freight airline is a valuable initiative in view of the growing demand for air transportation of goods from and into Poland. So far most of goods exported from and imported to Poland have been transported by foreign air carriers.

Adres Redakcji:

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

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

SPIS TREŚCI

	Str.
40 lat Techniki Lotniczej i Astronautycznej	1
Z KRAJU, ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Przemysł lotniczy RFN	4
W. Waśkowski: Turbośmigłowe samoloty szkolno-treningowe (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	5
J. Staszek: Problem wirów zaskrzydłowych (I)	8
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Przeliczanie mocy na ciąg przyjęte w opisach silników. Oznaczenia prędkości stosowane w przepisach budowy samolotów i instrukcjach użytkowania w locie. Materiały stosowane w budowie silników lotniczych w USA i Kanadzie	13
KARTOTEKA TLiA: General Dynamics F-16	15
A. Mokrowiecki: VASI-S — wizualna pomoc do lądowania (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK KOMUNIKACYJNYCH)	19
PROJEKTY: SIAI Marchetti S.211	21
K. Rzemek: Niektóre charakterystyki techniczno-ekonomiczne samolotu Jak-42 (LOT PROBLEMY)	22
PROTOTYPY: Ahrens AR-404	24
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Transport lotniczy, komunikacja lotnicza	25
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	26
POLSKIE PATENTY LOTNICZE	26
A. Glass: Wpływ płata Puławskiego na konstrukcje samolotów na świecie (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	27
W NASTĘPNYM NUMERZE	28
W. Zaremba: Pół wieku społecznej działalności inżynierów lotniczych	29
POCZTA LOTNICZA	32

Na okładce: PZL-106A — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. *Andrzej Glass*

Sekretarz Redakcji:

mgr *Zofia Reyz-Rubini*

Redaktorzy działowi:

mgr inż. *K. Dąbrowski*, dr inż. *A. Gołędziński*, 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. Grzegorzewski*, mgr inż. *F. Gwiżdż*, dr inż. *B. Jancelewicz*, 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. Pawlak*, inż. *R. Woliński*.

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 1 W-wa. Zam. 625/c/78. Nakład 4100 egz. Prenumeratę na kraj przyjmują Oddziały RSW „Prasa—Książka—Ruch” oraz Urzędy Pocztowe i doręczyciele.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. A1. S-18.

Cena pojedynczego egz. zł 20.—

Prenumerata roczna zł 240.—

INDEKS 37909

WAŚKOWSKI W.

Turboprop Basic Trainers

The author discusses the reasons of equipping military basic trainers with turbo-prop engines as well as existing and planned airplanes of this class. The author of this article polemizes with the optimistic opinion forecasting a rapid quantitative growth of military turbo-prop basic training airplanes.

STASZEK J.

Problem of wing trailing vortex (I)

In this paper the mechanics of the generation of wing trailing vortex and its development up to decline are presented. The vortex effect on airport traffic and on aircraft flying into the vortex area is discussed. Some methods of wing trailing vortex research and the possibilities of counteracting vortex detriment effects are shown. The conclusions concerning aircraft design and operation and further vortex investigations are given.

MOKROWIECKI A.

VASI-S — Visual Landing Aid

The author describes the design of the Visual Approach Slope Indicator system, its functions and method of operation.

RZEMEK K.

Some Technical-Economic Characteristics of Yak-42

The article presents basic technical and economic data of the Yak-42. The evaluation has been based on the comparison with An-24 and Tu-134 operated by the LOT Polish Airlines.

GLASS A.

Impact of Puławski Wing on the Design of Aircraft in the World

Puławski wing used on the PZL P-1 airplane and in the whole family of PZL fighter planes found imitators all over the world. In the article the author presents foreign airplanes modelled after Puławski fighter planes and shows the use of gull wing in biplanes and two-engine seaplanes.



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

TECHNIKA lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

6

40 lat Techniki Lotniczej i Astronautycznej

W tym roku minęło 40 lat od ukazania się pierwszego numeru *Techniki Lotniczej*. Z okazji jubileuszu w skrócie przypominamy dzieje naszego pisma.

Inicjatywa wydawania technicznego czasopisma lotniczego wyszła ze środowiska inżynierów i techników lotniczych. Gdy tylko środowisko to ukształtowało się na przełomie lat dwudziestych i trzydziestych, co miało wyraz w okrzepnięciu biur konstrukcyjnych Państwowych Zakładów Lotniczych w Warszawie, rozwoju działalności konstrukcyjnej Sekcji Lotniczej Koła Mechaników Studentów Politechniki Warszawskiej, wzrostu aktywności badawczej Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa oraz zrzeszeniu się w Związek Polskich Inżynierów Lotniczych (ZPIL) — zaistniała potrzeba znalezienia forum do wymiany myśli oraz źródła informacji z zagranicy pozwalających na powiększenie zasobu wiedzy.

Potrzeby tej nie zaspokoilo sporadyczne publikowanie technicznych artykułów lotniczych na łamach *Skrzydlatej Polski*, *Lotu Polskiego*, *Przeglądu Lotniczego*, *Przeglądu Technicznego* czy *Życia Technicznego*. W 1933 r. zaczęły się ukazywać *Wiadomości Techniczne Lotnictwa* jako dodatek kwartalny do *Przeglądu Lotniczego* wydawanego przez lotnictwo wojskowe. Były one faktycznym forum technicznym członków ZPIL-u. Równocześnie w 1933 r. inż. Jan Tuszyński na potrzeby pracowników przemysłu lotniczego zaczął wydawać *Techniczne Nowości Lotnicze* — wydawnictwo powielane, zawierające tłumaczenia.

częstokroć treść referatów wygłaszanych na zebraniach ZPIL-u oraz tłumaczenia cenniejszych artykułów zagranicznych. Zamieszczana była ponadto Kronika ZPIL-u i informacje o książkach. Czasopismo cechowała fachowość połączona z dużą przystępnością publikowanych tekstów.

1 stycznia 1938 r. czasopismo zmieniło nazwę na *Technika Lotnicza*, przy czym redaktorem nadal był inż. J. Tuszyński. Objętość czasopisma w latach 1936—1939 wzrosła z 24 do 46 stron, a numery jubileuszowe poświęcone 10-leciu PLL LOT i 10-leciu ZPIL-u miały 96 i 106 stron. Ostatni przed wybuchem wojny numer sierpniowy został wydrukowany, lecz nie zdążył opuścić drukarni.

Po przerwie wojennej ZPIL — Sekcja Lotnicza SIMP wznowiła wydawanie *Techniki Lotniczej* jako kwartalnika w lecie 1948 r. Stało się to dzięki pomocy lotnictwa wojskowego, które już po raz drugi przyczyniło się do stworzenia łam dla publikacji polskich inżynierów lotniczych. Przewodniczącym komitetu redakcyjnego został prof. dr inż. Władysław Fiszdón. Od 1950 r. redaktorem naczelnym był mgr inż. Jan Paczowski, od lipca 1959 r. mgr inż. Stefan Sulikowski, a od października 1972 r. obecny jej redaktor.

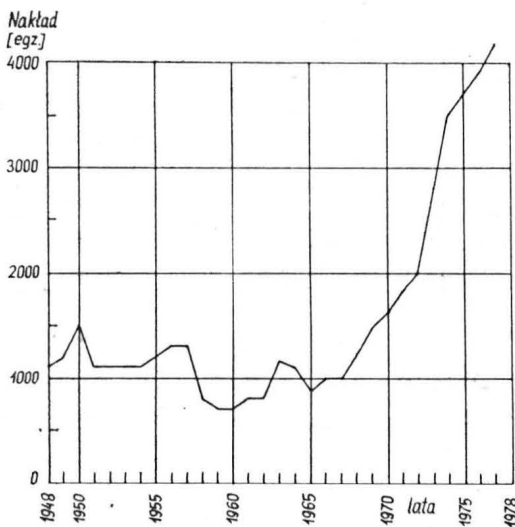
Technika Lotnicza w 1952 r. stała się dwumiesięcznikiem, w 1961 r. — miesięcznikiem, a od 1966 nosi rozszerzony tytuł *Technika Lotnicza i Astronautyczna*. W końcu 1972 r. nastąpiła zmiana układu graficznego i układu treści czasopisma na obecny i zwiększenie liczby stałych działów.

Interesujące jest prześledzenie rozwoju nakładu *TLiA*. W latach 1948—1968 nakład wahał się wokół liczby 1000 egz., osiągając 1500 egz. w 1950 r., czy 1250 egz. w 1956 r., a spadając do 700 egz. w latach 1958—1960 i osiągając 1000 egz. w latach 1966—1968. W pięcioleciu 1968—1972 nakład wzrósł do 2000 egz., zaś w ciągu następnego pięciolecia (1973—1978) do 4000 egz. — czyli w ostatnich 10 latach aż poczwórnienie. Około 25% nakładu rozchodzi się przez prenumeratę, zaś około 75% przez sprzedaż kioskową. Czasopismo prawie wcale (poniżej 1%) nie ma zwrotów z kiosków mimo wzrostu nakładu i ceny, a w kioskach często leży tylko jeden dzień — co świadczy, iż jego nakład jeszcze nie zaspokaja w pełni zapotrzebowania. Pozwala to sądzić redakcji, iż treść i forma nadana czasopismu odpowiada Czytelnikom.

Nasze czasopismo ma służyć szerzeniu technicznej wiedzy lotniczej wśród pracowników wszystkich dziedzin lotnictwa, a także wśród kształcącej się młodzieży. Ma pomagać naszemu przemysłowi lotniczemu, lotnictwu cywilnemu i wojskowemu oraz wszystkim zainteresowanym rozwojem techniki lotniczej — w realizowaniu stojących przed nimi zadań mających na celu rozwój społeczno-gospodarczy naszego kraju według programu nakreślonego przez Partię i Rząd.

Ambicją zespołu redakcyjnego jest stale ulepszanie pisma. Będziemy przeto wdzięczni Czytelnikom za nadesłanie uwag i propozycji oraz za pomoc i współpracę przy redagowaniu *TLiA*.

A. G.



Rozwój nakładu *TLiA* 1948—1978

Na początku 1936 r. *Techniczne Nowości Lotnicze* zostały przekształcone w miesięcznik wydawany drukiem oraz stały się organem ZPIL (który zrezygnował z kwartalnika *Wiadomości Techniczne Lotnictwa*). Główną treścią czasopisma były artykuły przeglądowe i monografie stanowiące

BIBLIOGRAFIA

1. J. Tuszyński. Z przedwojennych dziejów „Techniki Lotniczej”. *TL*, 1958, nr 4, s. 112—113.
2. Dziesięciolecie powojennej pracy Redakcji. *TL*, 1958, nr 1, s. 1.
3. Z okazji Jubileuszu. *TLiA*, 1968, nr 10, s. 1—2.



● W ciągu dwu i pół lat swego istnienia lotnicze przedsiębiorstwo dźwigowe Instal przeprowadziło ok. 100 akcji transportu ładunków za pomocą swoich śmigłowców: ciężkiego Mi-6A i lekkiego Mi-2. Dokonano między innymi takich poważnych transportów, jak konnego posągu króla Jagiełły i ustawienia go na cokole zniszczonego przez Niemców pomnika grunwaldzkiego w Krakowie, transportu oraz instalowania kominów 30-metrowej wieży meteorologicznej, budowy setek kilometrów przewodów wysokiego napięcia itp. W pierwszym kwartale br. Instal otrzymał trzeci śmigłowiec Mi-6A.

● Specjaliści z Instytutu Geodezji i Kartografii Polski przeprowadzili udane próby wykorzystania zdjęć satelitarnych do badania przezroczystości wód Zalewu Szczecińskiego. Analizowane zdjęcia zostały wykonane przez amerykańskiego satelitę geofizycznego Landsat. Analiza zdjęć wykazała istnienie w Zalewie 4 stref zanieczyszczeń. Były one maksymalne w sierpniu, występował wówczas największy rozkwit fitoplanktonu, a jego spadek stwierdzono w II połowie września, kiedy mikroorganizmy roślinne zaczęły zamierać.

● Jak donoszą „Skrzydła” — zakładowe czasopismo Centrum Naukowo-Produkcyjnego Samolotów Lekkich PZL-Warszawa — doc. dr inż. Andrzej Wierzba, kierownik Zakładu Silników Turbinowych Instytutu Lotnictwa, został głównym konstruktorem silnika odrzutowego do samolotu szkolno-treningowego. Doc. Wierzba przewiduje, iż prace nad silnikiem zostaną zakończone w ciągu 5 do 7 lat.

● Francuska firma, przodujący europejski wytwórca przyrządów nawigacyjnych Jaeger urządziła wystawę w lokalu LOT w Warszawie, licznie odwiedzaną przez przedstawicieli polskich kół technicznych i gospodarczych. Jaeger otworzył przy dziale technicznym LOT-u swoje przedstawicielstwo, a specjaliści LOT-u mają przejść we Francji przeszkolenie w zakładach Jaegera, aby zapoznać się z przyrządami nawigacyjnymi produkowanymi przez tę firmę. Umowa licencyjna z Jaegerem została zawarta przez Polskę jeszcze w 1976 r., a samoloty LOT-u IŁ-62 i Tu-134 zostały wyposażone w przyrządy pokładowe Jaegera.

● Dzięki rozwiniętemu zapleczu naukowo-badawczemu przemysłu lotniczego (Instytut Lotnictwa i Ośrodki Badawczo-Rozwojowe przy poszczególnych zakładach produkcyjnych) tempo działalności wynalazczej w branży lotniczej znacznie wyprzedza w tej dziedzinie inne gałęzie gospodarki narodowej. W 1974 r. liczba patentów uzyskanych przez pracowników tego przemysłu wynosiła 1,5% ogólnej liczby wszystkich przyznanych patentów przy zatrudnieniu stanowiącym 0,8% ogółu zatrudnionych w gospodarce społecznej, a wskaźnik uzyskanych patentów na 10 000 zatrudnionych wyniósł w przemyśle lotniczym i silnikowym 9,6 wobec 4,9 dla całego kraju, co świadczy o rozwoju wynalazczości w tej dziedzinie wytwórczości.

● Na terenie doświadczalnym liczącym 12 tys. ha w środkowej Polsce przeprowadzono próby wykorzystania aerofotografii w celu określenia struktury upraw na podstawie fotografii lotniczej. Wyróżniono 14 rodzajów stanu upraw odznaczających się różnym sto-



Prototyp wersji rolniczej samolotu PZL-104 Wilga 35 z 300-litrowym zbiornikiem i otomizerami — oblatany 10.II.1978 r.

Fot. A. Prystopski

piem odbijania promieni podczerwonych. Wykazano, iż można stwierdzić za pomocą tej metody strukturę i zasięg upraw z dokładnością do 96%.

● Jak donosi przodujące czasopismo lotnicze USA *Plane and Pilot*, zespół tego wydawnictwa określił mianem Samolotu 1977 dwusilnikowy dyspozycyjny samolot Piper Seneca II. Tytuł Samolotu Roku redakcja „Plane and Pilot” przyznaje od 1969 r., biorąc pod uwagę następujące kryteria: bezpieczeństwo lotu, wykonanie, charakterystyki lotne, cenę detaliczną oraz powodzenie na rynku zbytu. PRL nabyła od Pipera licencję na produkcję Seneca II.

● W 1977 r. wśród ogólnych osiągnięć polskiej wojskowej nauki poważne miejsce zajmują wyniki myśli technicznej polskiego lotnictwa. Z wielu osiągnięć należy wymienić skonstruowanie przez Wojskową Akademię Techniczną aerospекtofotometru; śmigłowiec sanitarny dla potrzeb reanimacji, będący dziełem racjonalizatorów wojsk lotniczych; opracowanie metody i wykonanie urządzenia służącego do pomiaru sygnałów radiolokacyjnych oraz wydanie podstawowego dzieła pt. „Medycyna Lotnicza i Kosmiczna” autorstwa naukowców Wojskowego Instytutu Medycyny Lotniczej.

● Umowa o współpracy z Dowództwem Wojsk Lotniczych została podpisana przez kolejną wyższą uczelnię — Uniwersytet im. Adama Mickiewicza w Poznaniu. Obie instytucje zobowiązały się do wymieniaania informacji naukowo-technicznych oraz wydziałów fachowych. Uniwersytet zaś ma zalecać podejmowanie przez osoby opracowujące dyplomowe prace magisterskie oraz dysertacje doktorskie tematów lotniczych.

● Nastąpił dalszy istotny postęp w pracach rozwojowych nad ultralekkim skrzydłem dra inż. J. Wolfa. Ostatnio zbudowano i oblatano lotnię nowego typu oznaczoną jako Z-77. Wśród lotni sterowanych tylko zmiana wyważenia jest to konstrukcja o największej jak dotąd rozpiętość, wynoszącej 12 m, przy prostokątnym obrzysie płata. W skrzydle zastosowano jednakowe wzdłuż rozpiętości profile, opracowane specjalnie dla niej. Zostało ono opracowane na podstawie wyników badań lotni Z-75 (opisanej w TLiA nr 10/1976). Na nowej lotni rozwiązano wiele istotnych problemów związanych z bardzo dużą podatnością giętą i skrętną,

charakteryzujących ten rodzaj ultralekkiego skrzydła.

● W Warszawie Lotnisko na Bemowie staje się lotniskiem cywilnym. Ma być ono przeznaczone dla Warszawskiego Aeroklubu, Przedsiębiorstwa Usług Lotniczych oraz Centralnego Zespołu Lotnictwa Sanitarnego. W 1977 r. wznoszono na nim hangary i budynki dla zaplecza technicznego.

● W celu wydłużenia okresu wykorzystania sprzętu agrolotniczego i naziemnego sprawy związane z całokształtem organizacji i wykonywania zabiegów agrolotniczych w podległych sobie jednostkach objął w 1973 r. Centralny Zarząd Państwowych Gospodarstw Rolnych. Wówczas też zmieniono formę kontraktacji pracy samolotów na rzecz czarterowania od Zakładu Usług Agrolotniczych maszyn i obsługi na okresy całoroczne. Czarterowanie samolotów przyczyniło się do zwiększenia stopnia wykorzystania sprzętu latającego, wzrosła liczba wylatanych godzin i wykonywanych zabiegów, które obecnie są bardziej zróżnicowane niż przedtem, gdyż samoloty znajdujące się w gestii bezpośredniego użytkownika zatrudniane są zgodnie z każdorazowymi, nawet niezaplanowanymi potrzebami. Forma czarterowania samolotów rolniczych przez bezpośredniego ich użytkownika zdała egzamin, o czym świadczy liczba zacarterowanego sprzętu: w 1973 r. Centralny Zarząd dysponował 21 samolotami (11 sztuk An-2 i 10 PZL-101 Gawron), w 3 lata później zacarterowano już 132 samoloty An-2 i 15 śmigłowców rolniczych Mi-2R, co również świadczy o intensyfikacji rolnictwa w PRL.

● W końcu listopada ub. r. zmarł w Londynie Władysław Zalewski, jeden z nestorów lotnictwa polskiego. Był on pionierem w dziedzinie konstrukcji polskich silników, samolotów i szybowców. Władysław Zalewski, urodzony w 1892 r., pierwszy swój samolot (WZ-I) zbudował w 1912 r., po trzech latach prób. W tym samym roku oblatął swój pierwszy szybowiec (WZ-II). D 1916 r. zbudował 2 czterołoty (WZ-III i IV), a pierwszy samolot bojowy polskiej konstrukcji WZ-X, oblatany w 1926 r., również był konstrukcją inż. Zalewskiego. Ponadto inż. Zalewski opracował studium czterosilnikowego ciężkiego bombowca (PZL-3). Należy jeszcze wspomnieć, iż był on również twórcą dwóch lekkich samolotów Kogutek I i II.



BELGIA

● W związku z wycofaniem z użytkowania przez Belgię samolotów treningowo-szturmowych Lockheed T-33A lotnictwo tego kraju po wprowadzeniu samolotów Alpha Jet zmieni profil szkolenia pilotów wojskowych. Cykl szkolenia obejmie 300 godzin lotów: 150 godzin na tłokowych SF-260, po czym 90 godzin zaawansowanego treningu na Alpha Jet oraz 60 godzin treningu przejściowego, przed lotami operacyjnymi na maszynach bojowych. Łącznie 150 godzin na Alpha Jet, w czasie których 15 godzin przeznaczonych będzie na szkołę ognia. Dostawy 33 Alpha Jet dla Belgii rozpoczną się w 1979 r., a zakończą w 1980 r.



BRAZYLIA

● Brazylijska firma EMBRAER zamierza przystąpić do produkcji nowej odmiany samolotu Piper Seneca II, której konstrukcję opracowała amerykańska firma Robertson. Robertson wyposażył istniejącą odmianę Seneca II w spoilery i kłapy Fowlera na całej długości krawędzi spływu płata. Dzięki tej konstrukcji Seneca II będzie miała znacznie skrócony dobieg i rozbieg oraz będzie mogła lądować i startować z prowidorycznych lądowisk, co jest dla lotnictwa brazylijskiego szczególnie ważne z uwagi na brak przygotowanych lądowisk w dorzeczu Amazonki.



FRANCJA

● Tempo prac nad francuskim treningowo-szturmowym samolotem Fouga-90 jest coraz bardziej intensyfikowane. Ten lekki samolot będzie wyposażony w dwa silniki odrzutowe Turbomeca DF-600 Astafan III o ciągu po ok. 800 daN, tj. większym o ok. 2 x 320 daN niż wykazują zainstalowane w standardowym Fouga-Magister silniki Marboré III. Francja zamierza sprzedawać po bardzo niskiej cenie posiadane Magister po doprowadzeniu ich do stanu standardowego. Równocześnie Aerospatiale — producent Fouga-90 — spodziewa się, iż wszyscy zagraniczni użytkownicy samolotów Magister staną się potencjalnymi nabywcami samolotów Fouga-90. Oblot Fouga-90 przewidziany jest na II połowę 1979 r.

● Nowa odmiana silnika Adour, tj. Adour 56, ma mieć zwiększony ciąg bez dopalania do 2585 daN, a z dopalaniem (oznaczenie Adour 58) do 3810 daN. Obie te odmiany opracowane przez kooperantów (Rolls Royce i Turbomeca) na własny rachunek, bez dotacji państwowej, będą produkowane seryjnie już w 1980 r. W porównaniu z istniejącymi silnikami Adour, w które są wyposażone francusko-angielskie Jaguary i japońskie samoloty treningowo-szturmowe T-2 oraz myśliwskie F-1, ciąg Adour-56 i 58 wzrasta w przypadku silnika bez dopalania o 365 daN, a z dopalaniem o 510 daN. Według Rolls Royce przy prędkości M = 0,9 ciąg silnika z dopalaniem wzrasta o 36%. Do grudnia 1977 r. kooperanci wyprodukowali już 1300

Adour, które wylatały 320 000 godzin na 420 samolotach.



INDIE

● Hindustan Aircraft Ltd w swym rocznym raporcie stwierdza, iż tylko wytwórnia produkująca MiG-21 jest w pełni zatrudniona. Wydział w Kanpur po wstrzymaniu budowy samolotów HS-748 i Basant jest praktycznie unieruchomiony. Wytwórnia w Bangalore (samoloty treningowo-szturmowe Ajeet i bojowe Kiran) pracuje przy wykorzystaniu tylko połowy mocy produkcyjnych. HAL z niecierpliwością oczekuje decyzji w sprawie uruchomienia budowy nowego samolotu przechwytyjącego-rozpoznawczego i dalekiego zasięgu. W 1977 r. HAL zatrudniał 40 000 pracowników.



KANADA

● Firma Cox wyposaża samoloty Otter w jeden turbosmigłowy silnik Pratt Whitney of Canada PT-6A-27 napędzający czteropłatowe śmigło Hartzell. Dzięki zastosowaniu tego silnika masa własna Ottera (nowe oznaczenie Cox Turbo-Otter) będzie mniejsza o 315 kg. Cox Turbo-Otter będzie miał certyfikat dla masy 3600 kg, tj. takiej samej, jaką ma standardowy Otter. Uzyskana oszczędność na masie własnej będzie mogła być wykorzystana albo do zwiększenia ilości paliwa, albo do transportu dodatkowego ciężaru. W eksploatacji znajduje się jeszcze 270 Otterów, z czego 130 w Kanadzie. Cena Cox Turbo Otter ma wynosić 200 tys. dol.



RFN

● 30 października 1977 r. odbył się oblot treningowego samolotu Fantrainer, przeznaczonego dla lotnictwa wojskowego RFN. Fantrainer jest pewnego rodzaju novum w dziedzinie sprzętu szkolno-treningowego, gdyż ma niekonwencjonalną konstrukcję, wzorowaną na konstrukcji samolotów odrzutowych łącznie z wyposażeniem kabiny. Ponadto wyposażony jest w 2 zintegrowane silniki Wankla o mocy po 129 kW, znajdujące się w kadłubie za kabiną pilota i napędzające otunelowany wentylator. Prasa donosi, iż próby w locie wypadły bardzo pomyślnie.

● Według sprawozdania Stowarzyszenia Producentów Lekkich Samolotów w RFN (AGL) w 1977 r. liczba prywatnych pilotów samolotowych wynosiła 22 700 osób, pilotów szybowcowych — 32 800 osób. Zawodowych pilotów było w RFN 4700, z czego 1400 pilotów obsługiwało samoloty liniowe. Stosunek pomiędzy pilotami niezawodowymi i zawodowymi wynosił zatem w globalnej liczbie pilotów 97,68% i 2,32%. RFN dysponowała w 1977 r. flotą liczącą 5300 samolotów o masie do 5700 kg oraz 760 motoszybowców i 5000 szybowców. Liczba lądowisk dla szybowców wynosiła 400 lotnisk, dla lekkich samolotów — 250. Liczba startów wykonywanych przez samoloty lekkie sięgała w 1975 r. blisko 3 mln.



SZWECJA

● Nowy szwedzki samolot treningowo-szturmowy SAAB — Scania B3LA — będzie następcą bardzo udanego samolotu tej klasy, tj. SAAB-105G. Prace rozwojowe mają się zakończyć w lipcu 1979 r. Dotychczas brak szczegółowej charakterystyki. Wiadomo tylko, iż będzie on wyposażony w silniki albo Pratt Whitney F-100, albo w General Electric F-404-GE-400 lub Rolls Royce — Turbo Union RB-199, tj. w silniki bez dopalania o ciągu od 4000 do 7000 daN, co oznacza, iż samolot będzie miał masę startową od 4000 do 10 000 kg. B3LA ma być wyposażony w zestaw wysoce wyspecjalizowanej awioniki i bardzo zróżnicowane uzbrojenie wmontowane i zawieszane na siedmiu podkadłubowych zaczepach. Szwedzkie lotnictwo wojskowe zgłosiło zapotrzebowanie na 120 sztuk B3LA. Pierwsza dotacja rządowa na prace rozwojowe nad B3LA wynosi 80 mln dol.



USA

● Nowa odmiana rolniczego dwupłata Grumman American — Ag-Cat-C została zaprezentowana na pokazie American Agricultural Avia-Association w 1977 r. Ag-Cat-C ma kadłub wydłużony o 0,5 m, co pozwoliło na zwiększenie pojemności zbiorników do 1500 l. Stanowi to rekordowy udźwieg dla tej kategorii samolotów. Samolot jest wyposażony w silnik Pratt Whitney o mocy 445 kW (600 KM). Ag-Cat-C może być również użytkowany do celów przeciwpożarowych, gdyż całkowite opróżnienie zbiorników trwa tylko 3 sekundy. Dotychczas wyprodukowano ponad 2000 sztuk 2 odmian Ag-Cat A i B. Nowa odmiana Ag-Cat-C będzie produkowana seryjnie od 1978 r.

● 20 samolotów międzykontynentalnych McDonnell Douglas DC10 po przekonstruowaniu będzie zaopatrywało w powietrze samoloty strategiczne lotnictwa USA w paliwo. Gabaryty samolotu pozostają bez zmian: rozpiętość 50,42 m, długość 55,40 m, wysokość 17,7 m, silniki 3X General Electric CF-50Cl o ciągu po 23 835 daN, masa maksymalna 267 622 kg (w tym 158 760 kg paliwa), zasięg do 7000 km z 70 000 kg masy użytecznej lub promień działania 3500 km z masą użyteczną 90 000 kg. Pierwsze dostawy samolotów nastąpią w 1980 r., a wykonanie całego programu w 1982 r. Pentagon nie będzie stawiał przeszkód w produkcji przez firmę odmian cywilnych samolotów towarowych — odpowiedników wersji wojskowej.

GÓLNE

● Czasopismo Flight International w prognozie na 1978 r. przewiduje, że przemysł budowy samolotów rolniczych będzie nadal poszukiwał najodpowiedniejszych zespołów napędowych dla tej kategorii maszyn. Równocześnie Flight wysuwa hipotezę, że już w w III kwartale br. rozpocznie się seryjna produkcja samolotów rolniczych napędzanych silnikami turbosmigłowymi.



Przemysł lotniczy RFN

WARTOŚĆ PRODUKCJI (DOL. USA)

1971	1308 mln
1972	1380 mln
1973	1614 mln
1974	1600 mln
1975	1516 mln

ZATRUDNIENIE (OSÓB)

wytwórnie płatowców	31 529	62,5%
„ silników	6 783	11,9%
„ wyposażenia	9 721	19,9%
„ raketowo-kosmiczne	2 564	6,3%
łącznie	50 597	100,0%

ZATRUDNIENIE WG ZAWODÓW (OSÓB)

Wyszczególnienie	Płatowce	Silniki	Wyposażenie	Rakiety-Kosmos
Inżynierowie	344	914	939	156
Technicy	8637	1163	1729	1557
Administracja	5067	920	1091	549
Robotnicy wykwalifik.	7076	2470	2612	199
Robotnicy niewykwalif.	1899	1283	676	63
Niewyspecyfikowani	8506	33	2674	40
Razem	31529	6783	9721	2564

ZATRUDNIENIE WG PRZEDSIĘBIORSTW (OSÓB)

Firma	1971 r.	1972 r.	1973 r.	1974 r.	1975 r.	1976 r.
Dornier	7726	7603	7136	7000	7000	7100
MBB	20265	18128	18697	19978	20000	20400
VFW-Fokker	9200	17200	17120	17978	18000	17500
MTU	4900	6000	11871	16333	11000	11000

Uwaga: wraz z zatrudnieniem w produkcji nielotniczej (np. MTU — 50%, Dornier — 30% prod. nielotniczej). VFW-Fokker wraz z Fokkerem w Holandii

Główne wytwórnie

Wytwórnia	Miejscowość	Wyroby
PLATOWCE DORNIER MESSERSCHMITT-BÖLKOW-BLOHM (MBB) SPORTAVIA-PÜTZER VFW — FOKKER	Friedrichshafen, Immenstaad Augsburg, Hamburg, Otto-brunn Dahlem Bremen	Do 28 Skyseravnt, Alphajet BO 105, Tornado, Transall, A-300 B RF6 SPORTSMAN VFW-FOKKER VFW 614, Transall, A-300 B
SILNIKI MOTOREN-UND-TURBINEN-UNION LIMBACH	Monachium Sassenberg	J-79, T-64, CF-6, RB-199 SL 1700, L 2000
SZYBOWCE GLASER-DIRKS GLASFLÜGEL GROB ROLLADEN — SCHNEIDER SCHEIBE SCHEMPP — HIRTH SCHLEICHER	Bruchsal Württ Mindelheim Egelsbach Dachau k. Monachium Kirchheim Poppenhausen	DG-100 205 Club Libelle, Hornet, Mosquito G-102 AstirCS, C-103 Astir Twin LS1-f, LS3 Bergfalke-IV, SF-32, SF-25 Falke Std. Cirrus, Nimbus II, Janus ASK-13, ASK-18, ASK-21, ASW-15B ASW-17, ASW-19, ASW-20 H-101 Salto, Hippie, H-121 Schulmeister
START FLUG	Saulgau	

Rozmieszczenie wytwórni



Turbośmigłowe samoloty szkolno-treningowe

Mgr WŁODZIMIERZ WAŚKOWSKI

Omówienie przyczyn wyposażania wojskowych samolotów szkolno-treningowych w silniki turbośmigłowe oraz istniejące i projektowane samoloty tej klasy. Autor artykułu polemizuje z optymistyczną opinią przewidującą szybki ilościowy rozwój turbośmigłowych szkolno-treningowych samolotów wojskowych.

Tak jak o rozwoju przemysłu lotniczego w danym kraju decyduje jego sytuacja ekonomiczna i założone kierunki ekspansji gospodarczej (np. akcja antyimportowa Brazylii zmusiła to państwo do uruchomienia produkcji lotniczej), tak parametry i osiągi sprzętu latającego są wynikiem postulatów wojska.

Klasyką ilustracją tego stwierdzenia stanowi rozwój koncepcji i produkcji samolotów do podstawowego szkolenia i treningu Lotnictwa i Marynarki Wojennej Stanów Zjednoczonych Beech T-34 — A/B Mentor. Samolot ten, oblatany w 1953 r., był napędzany przez 25 lat silnikiem tłokowym o mocy 166 kW (225 KM), ale wskutek coraz wyższych osiągnięć uzyskiwanych przez samoloty bojowe przestał już spełniać swoje zadanie jako sprzęt szkoleniowy. W związku z tym wojsko zażądało przekształcenia go w samolot wyposażony w silnik turbośmigłowy o mocy minimum 530 kW (715 KM), która następnie mogłaby być dławiona zgodnie z wymogami techniczno-ekonomicznymi szkolenia. Oto historia rozwoju koncepcji Mentora.

W 1948 r. Wojskowe Lotnictwo USA ogłosiło konkurs na samolot do podstawowego szkolenia. Do współzawodnictwa przystąpiły firmy: Fairchild — samolot XT-31, Temco — YT-35 i Beech — YT-34. Beech wykorzystał w swoim samolocie większość elementów płatowca Bonanza, które mogły być produkowane na tej samej taśmie montażowej. Cena Beecha była najniższa: 20 tys. dol. W 1950 r. w szkole pilotów Randolph Field elewi odbyli kurs szkolenia podstawowego na wszystkich trzech typach zgłoszonych samolotów, a wyniki szkolenia miały ustalić zwycięzcę. W 1951 r. nastąpiły dalsze próby kwalifikacyjne, prowadzone zarówno przez Lotnictwo Wojskowe jak i Marynarkę Wojenną, gdyż założeniem szkoleniowców było wyposażenie obu tych broni w możliwie identyczny sprzęt szkoleniowy. Po dwóch latach prób współzawodnictwo wygrał Beech. Pierwsza seryjna maszyna Beech T-34-A Mentor wykołowała z wytwórni we wrześniu 1953 r. Lotnictwo Wojskowe zamówiło 450 sztuk odmiany A, zaś Marynarka Wojenna — 423 sztuki (w 1954 r.) Mentor T-34-B.

Do określenia żywotności Mentorów wybrano drogą losową jeden egzemplarz i poddano go ostrym próbom. W 1969 roku miał on wylatane 5115 godzin, wykonał 16 459 lądowań, 17 904 przeciągnięć, 3401 korkociągów i 4604 pętle [1].

Oprócz dostaw krajowych szybko rozwijał się eksport Mentorów. Chile zakupiło 102 Mentory, Kolumbia — 32, Wenezuela — 34, Argentyna — 90, Indonezja — 20, Filipiny — 20, Turcja — 24, Hiszpania — 25, wreszcie Japonia — 173 sztuki, a następnie japońska wytwórnia Fuji przystąpiła do produkcji licencyjnej, wprowadzając wiele udoskonaleń. Wymienione państwa albo kupowały sprzęt kompletny, albo też części do montażu, a w Argentynie i w Japonii wprowadzono montaż progresywny (część elementów produkował kraj nabywcy lub licencjobiorecy) [2].

Od oblotu Mentora zmieniły się wymagania stawiane wojskowemu sprzętowi latającemu. Jego osiągi i charakterystyki znacznie wzrosły. W związku zaś z tak zwanym kryzysem energetycznym, ogólną inflacją w świecie kapitalistycznym oraz kilkukrotnym wzrostem cen sprzętu, szkolenie podstawowe pilotów wojskowych stało się po pierwsze znacznie droższe, po drugie zaś wymagało również zmiany jego metody. Okazało się konieczne wyposażenie pilotów w sprzęt, który by pozwolił na możliwie drastyczne zmniejszenie liczby typów samolotów do szkolenia pośredniego przed szkoleniem operacyjnym na samolotach o najwyższych osiągnięciach.

W tym samym czasie zaznaczył się olbrzymi postęp w konstrukcji i ekonomiczności eksploatacji silników turbośmigłowych, w które wyposaża się coraz więcej samolotów lekkich. Ostatnio zaznacza się nawet tendencja stosowania napędów turbośmigłowych w samolotach rolniczych, nie mówiąc już o samolotach dyspozycyjnych.

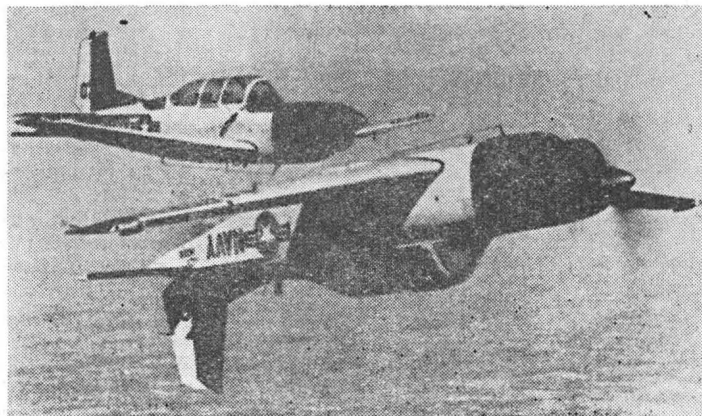
Dlatego też szkoleniowcy wojskowi i nakierowani przez nich konstruktorzy zaczęli zastanawiać się nad zastosowaniem silników turbośmigłowych w samolotach szkolnych i treningowych, gdyż zapewniały one — pomimo wyższego kosztu nabycia — uzyskiwanie lepszych osiągnięć, obniżenie kosztów eksploatacji przy znacznie mniejszej masie (w stosunku do mocy *) oraz gabarytach i powodowały przyzwyczajenie ucznia do obsługi silników turbinowych od początku szkolenia aż do przejścia na kolejną odmianę samolotu odrzutowego.

Bezpośrednim impulsem wyposażenia amerykańskiego samolotu szkolnego Marynarki Wojennej w silnik turbośmigłowy było wprowadzenie nowej metody szkolenia pilotów marynarki. Zasady tej metody można pokrótce streścić następująco: *dużo latać i mało krzątać się przy obsłudze*. Dlatego też wybrano dla tego sprzętu silnik turbośmigłowy. Aby zaś przedłużyć jego okres międzyremontowy, postanowiono zdławić jego moc z 530 kW (715 KM) do 295 kW (400 KM).

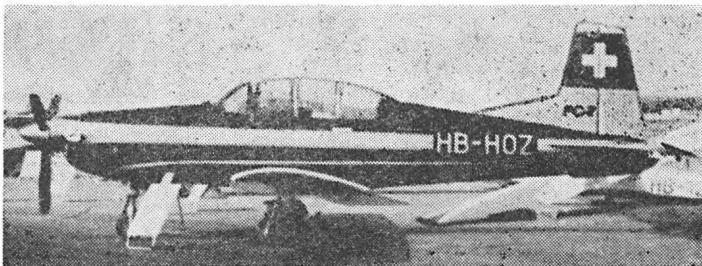
Wybrano silnik Pratt-Whitney of Canada PT6A-25 — jedyny znajdujący się wówczas na rynku, a nadający się do pełnej akrobacji i do lotów odwróconych. Beech przystosował do tego silnika swój samolot Mentor, biorąc płat z samolotu Baron, a podwozie i klapy z samolotu Duke.

Oblot nowego samolotu, który otrzymał oznaczenie Beech T-34C Turbo-Mentor, odbył się 21 września 1973 r. W czasie prób okazało się, że Mentor wykazuje złe właściwości przy wyjściu z korkociągu, dlatego też udoskonalamo jego konstrukcję i usterkę tę usunięto [3]. US Navy zamówiła 400 sztuk Turbo-Mentorów, które mają być dostarczone do 1980 roku. Przewidywane tempo dostaw zaplanowano następująco: 18 sztuk w kwietniu 1975 r., 75 sztuk w 1976 r., 56 sztuk w 1977 r., 103 sztuki w 1978 r. i pozostałe w 1979 i 1980 r. [4].

Pomimo prób, awarie trapią nowy samolot: w 1977 r. rozbiły się dwa Turbo-Mentory, powodując śmierć oblatywawczy. Ostatnia katastrofa miała miejsce 15 lipca 1977 r. w czasie ustalania największej prędkości nurkowania. Zabił się wówczas szef pilotów doświadczalnych Beech'a — Bob Stone, nawiasem mówiąc — pierwszy oblatywacz Turbo-



Rys. 1. Beechcraft T-34C Turbo-Mentor



Rys. 2. Pilatus PC-7 Turbo-Trainer

Fot. A. Glass

*) Najnowszy silnik turbośmigłowy GE-700/T-700 firmy General Electric do wojskowych śmigłowców III generacji przeciwczołgowych Hughesa i transportu taktycznego UTTAS przy masie 132 kg rozwija moc 1130 kW (1530 KM)

-Mentorów. Przyczyna katastrofy do września 1977 r. nie zostały ustalone [5].

Planowana żywotność płatowca wynosi 18 000 h w okresie 20 lat przy rocznej eksploatacji 800÷850 h. Przewiduje się również, że uczniowie Marynarki Wojennej USA będą wylatywali na Turbo-Mentorach po minimum 65 h, a ci, którzy następnie mają pilotować samoloty o ponadźwiękowych prędkościach — po około 90÷95 h.

Zaczynają już napływać pierwsze zamówienia eksportowe na Turbo-Mentory. Maroko zamówiło 12 Turbo-Mentorów (odmiana uzbrojona do działań przeciwpartyzanckich) oznaczonych jako T-34C International, 18 sztuk zakupił Ekwador, 12 — Indonezja, a 6 sztuk — Peru. Beech spodziewa się poważnego wzrostu zamówień eksportowych.

Bezpośrednim konkurentem T-34-C Turbo-Mentor jest szwajcarski Pilatus Turbo-Trainer PC-7. Pilatus ma pełne prawo do szczytowania się pierwszeństwem w wyposażeniu samolotu szkolnego w napęd turbośmigłowy, gdyż jeszcze w 1966 r. zainstalował on na swoim samolocie szkolnym P-3 turbośmigłowy silnik PT-6A-20 o mocy 407 kW (550 KM). Pilatus zaprzestał jednak prób z tym samolotem po jego katastrofie, zresztą wówczas silniki turbośmigłowe nie wykazywały jeszcze tych wszystkich zalet, którymi dzisiaj się wyróżniają.

W 1975 r. Pilatus wydzierżawił od Szwajcarskiego Lotnictwa Wojskowego swój samolot szkolny P-3 i wyposażył go w ten sam silnik, który napędza Turbo-Mentory, tj. PT-6A-25. Po pierwszych próbach Pilatus powiększył powierzchnię usterzenia o 10% i dodał 4 listwy na kadłubie, aby samolot uzyskał dobrą charakterystykę przeciwkorkociągową.

Oryginalny kadłub Pilatus P-3 został całkowicie przekonstruowany tak, aby jego kształt był możliwie najbardziej zbliżony do samolotu odrzutowego. Stosunek masy całkowitej do masy własnej samolotu PC-7 Turbo Trainer jest bardzo korzystny: masa własna wynosi 1300 kg, a masa maksymalna — 2700 kg, a więc udźwigny użyteczny jest większy od masy własnej samolotu o 100 kg. Płat PC-7 wyposażony jest w 6 zaczepów do podwieszania zewnętrznego uzbrojenia lub dodatkowych zbiorników paliwa. Udźwigny płatowca przekracza 1000 kg.

Jako napęd został wybrany (podobnie jak i w samolocie T-34-C Turbo-Mentor) silnik turbośmigłowy Pratt-Whitney PT-6-A25, którego moc jest dławiona ze względu na oszczędność do 407 kW (550 KM), a więc w stosunku do mocy nominalnej zmniejszona o 96 kW.

Przewidywany okres międzyremontowy silnika wynosi 3500 h, a żywotność płatowca — 18 000 h. Prędkość maksymalna przekracza 430 km/h [6].

Założeniem firmy Pilatus było stworzenie takiego samolotu, który by pozwolił na szkolenie na tej samej maszynie pilotów wojskowych, poczynając od szkolenia podstawowego II stopnia, aż do zaawansowanego na samolotach odrzutowych i przyzwoiczajania uczniów do posługiwania się w trakcie całego przebiegu szkolenia silnikiem turbinowym. W tym też celu konstrukcja płatowca i wyposażenie kabiny wzorowane są na samolocie odrzutowym do szkolenia zaawansowanego i do zaawansowanego treningu przed treningiem operacyjnym.

Czy Turbo Trainer Pilatusa ma szanse zbytu i dotrzymania kroku współzawodnikom w walce konkurencyjnej o rynek zbytu? Na pierwszy rzut oka wydaje się sprawa zaskakująca, że mały Pilatus odważył się konkurować z takim potentatem, jak Beech, który ponadto od razu otrzymał bardzo poważne zamówienia krajowe i zagraniczne. Pilatus ma jednak w ręku atuty, które mogą zapewnić mu powodzenie. Pierwszym z nich jest cena bazowa Turbo-Trainera, niższa od ceny Beecha o ponad 50 tys. dol. (odpowiednio cena Turbo-Trainera 450 tys. do 500 tys. dol., a cena Turbo-Mentora 500 tys. do 550 tys. dol.). Turbo-Trainer jest również szybszy od Turbo-Mentora i zabiera większy ładunek podskrzydłowy o 270 kg. Trzecim atutem Turbo-Trainera jest niski koszt godzinowy eksploatacji, nie przekraczający 59 dol. (wartości 1977 r.) [6].

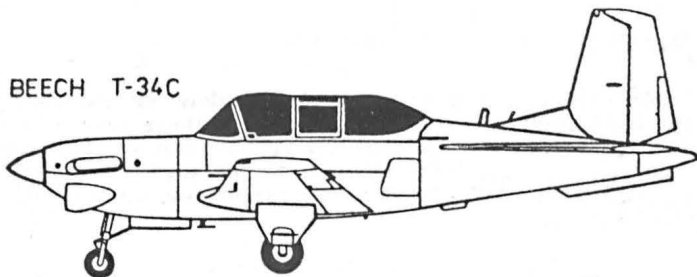
Można stwierdzić, że na rynku istnieje już zainteresowanie Turbo-Trainerem. Do połowy 1977 r. Pilatus otrzymał (od nie wymienionych państw) zamówienie na dostawę 36 sztuk Turbo-Trainerów. Ten napływ zleceń można uznać za poważny sukces firmy i zapowiedź dalszych kontraktów eksportowych [6].

Pilatus jednocześnie prowadzi intensywną akcję marketingową. Nawiązał kontakt m.in. z zachodniemieckim producentem samolotów treningowo-szturmowych Alpha Jet i zaproponował mu podjęcie reprezentacji Turbo-Trainerów z wyłącznością na wszystkie kraje NATO. Pilatus proponuje, aby do szkolenia były użyte tylko dwa samoloty, tj. Turbo-Trainer i Alpha Jet. Według ostatnich wiadomości, Dornier wykazał duże zainteresowanie tą koncepcją i chęć prezento-

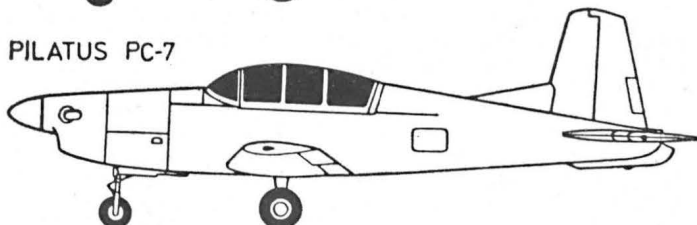
wania całości interesów Pilatusa związanych z promocją Turbo-Trainera.

Pilatus oblicza chłonność rynków krajów zachodnich na szkolno-treningowe samoloty turbośmigłowe na około 1300÷1500 sztuk, a swój udział w dostawach na rynek na

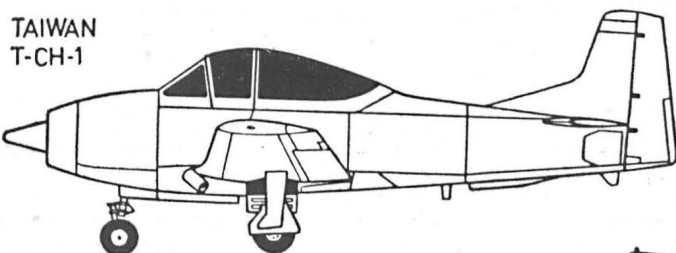
BEECH T-34C



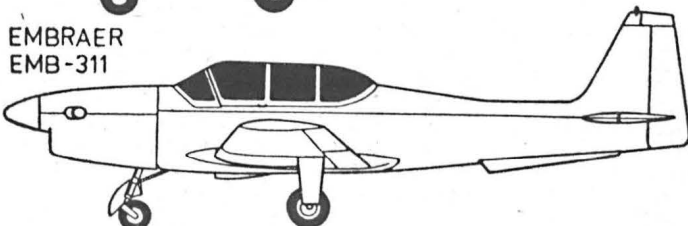
PILATUS PC-7



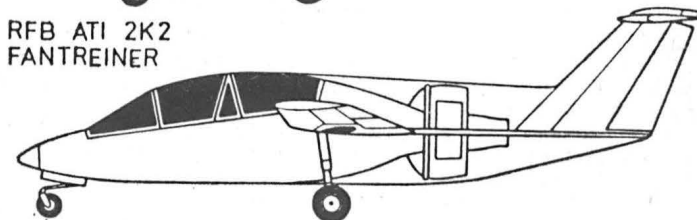
TAIWAN T-CH-1



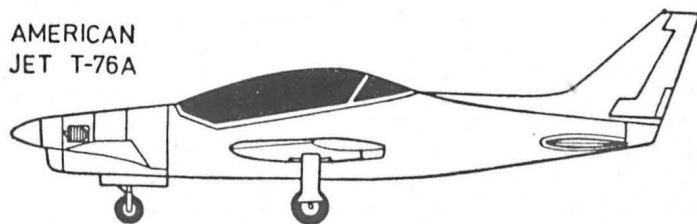
EMBRAER EMB-311



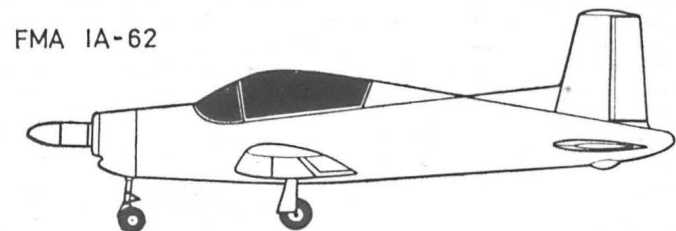
RFB ATI 2K2 FANTREINER



AMERICAN JET T-76A



FMA IA-62



około 300 Turbo-Trainerów. Autorowi wydaje się jednak, że prognozę Pilatusa należy traktować jako *wishful thinking* — pobożne życzenie, gdyż:

po pierwsze — nie wiadomo jeszcze czy zapotrzebowanie lotnictwa wojskowego na szkolno-treningowe samoloty turbośmigłowe będzie wynosiło (z uwagi na bardzo wysoką cenę) aż 1500 samolotów. Cena tak świetnej maszyny, jaką jest włoski samolot szkolno-treningowy i bli-

TABLICA. Turbośmigłowe samoloty szkolno-treningowe

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 [sztuk]
Beech Turbo-Mentor T-34C	1975	USA	PT-6-25	298 (400)	1 193	845	414	102,5	6,5	93 Z
Pilatus PC-7 Turbo-Trainer	1975	Szwajcaria	PT-6-25	410 (550)	1 300	600— —1400	460	117,5	10,5	4 P
AI C-T-CH-1 Chung-Sing	1974	Taiwan	Lycoming T-53	1081 (1425)	2 600	1 570	592	93	5,2	30
FMA-IA-62	1979	Argentyna	Turbomeca Astazou XIV R	445 (590)	1 300	1 300	412	110		Pr
EMBRAER EMB-311	1979	Brazylia	PT-6							Pr
RFB ATI-2K2 Fantrainer	1979	RFN	Lycoming LTS-101	455 (600)			450		18,5	Pr
American Jet Industries T-76A Hustler	1979	USA	PT-6A-41	634 (850)	1 580	1 142	644	109		Pr

Uwaga: Z — dostawy wraz z zamówieniami, P — prototyp, Pr — projekt

skiego wsparcia SIAI Marchetti SF-260, wynosi wraz z całkowitym wyposażeniem awionicznym do akcji bliskiego wsparcia 160 tys. dol., a jest to najdroższy samolot tej klasy. Cena SF-260 wynosi zaledwie jedną trzecią kosztu zakupu samolotu turbośmigłowego;

po drugie — Pilatus spotyka na rynku krajów kapitalistycznych ostrą konkurencję nie tylko Stanów Zjednoczonych, lecz również innych producentów, którzy pracują obecnie nad rozwojem szkolno-treningowych samolotów turbośmigłowych;

po trzecie — zapowiedź udziału jakiegoś sprzętu w zaspokojeniu zapotrzebowania rynkowego można traktować jako prognozę wyłącznie delficką, nadającą tylko niewielki współczynnik prawdopodobieństwa. Doskonałą ilustracją małej precyzji prognozy delfickiej jest sprawa produkcji samolotów pasażerskich VFW-614. Producent tych maszyn — VFW-Fokker — przewidywał, że chłonność rynku na samoloty lokalnego transportu w krajach zachodnich wynosi około 3000 sztuk oraz że jego udział w dostawach przekroczy 800 sztuk. Tymczasem ze względu na brak zamówień skończyło się na zbudowaniu tylko 40 sztuk, które w dodatku nie znalazły nabywcę.

Z tych względów przewidywania Pilatusa należy właśnie traktować jako pobożne życzenie wytwórcy.

Idea wykorzystania samolotów turbośmigłowych do szkolenia pilotów wojskowych znajduje jednak coraz więcej zwolenników. Oprócz dwóch wymienionych już samolotów szkolno-treningowych z napędem turbośmigłowym jest jeszcze jeden konkurent. Jest nim zbudowany na Tajwanie samolot T-CH-1 Chung Sing. Trudno jednak uznać tę maszynę za typowy samolot szkolno-treningowy, gdyż moc rozwijana przez jej silnik — Lycoming T 53 — wynosi aż 1073 kW (1450 KM). Pomijając bardzo wysoką cenę samego silnika, koszt eksploatacji Chung Singa stawia pod znakiem zapytania ekonomiczność szkolenia. Wydaje się, że Chung Sing jest raczej wykorzystywany jako samolot do działań przeciwpartyzanckich lub bliskiego wsparcia, chociaż i w tym wypadku koszty są nieproporcjonalnie wysokie w porównaniu z uzyskanymi efektami.

Do grupy państw, które już produkują lub zamierzają produkować samoloty szkolno-treningowe z napędem turbośmigłowym włączają się jeszcze trzy: Argentyna, Brazylia i RFN.

W Argentynie Fabrica Militar de Aviones, która w ubiegłym roku obchodziła pięćdziesięciolecie swojego istnienia, pracuje nad projektem samolotu tej klasy, oznaczonym jako IA-62. Jego makietka została wystawiona na Salonie Paryskim w 1977 r. Konstrukcja IA-62 wykazuje duże podobieństwo do samolotu tej samej firmy Pucara, przeznaczonego do bliskiego wsparcia i działań przeciwpartyzanckich. Podobnie

jak i Pucara, IA-62 ma być wyposażony we francuski silnik Turbomeca Astazou XIV R o mocy dławionej do 436 (590 KM).

IA-62, podobnie jak Turbo-Trainer i Turbo-Mentor, ma w zasadzie służyć jako samolot szkolno-treningowy, jednak Argentynskie Lotnictwo Wojskowe przywiązuje duże znaczenie do wypełniania przez niego roli sprzętu przeciwpartyzanckiego z uwagi na coraz bardziej rozszerzające się zamieszki w tym kraju, obejmujące coraz większe tereny. IA-62 ma być wyposażony w dużą ilość alternatywnego uzbrojenia podwieszanego i wmontowanego w konstrukcję kadłuba.

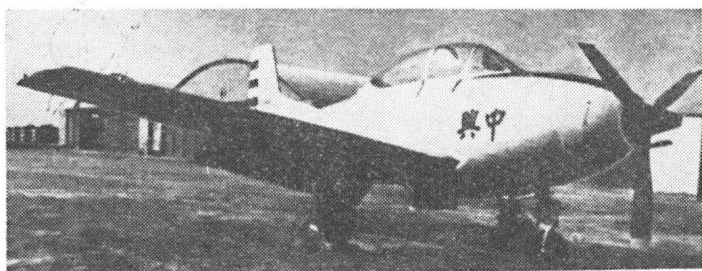
Założone parametry IA-62 można uznać za dobre. Masa własna wynosi 1300 kg, masa całkowita — 2600 kg, prędkość maksymalna ma przekraczać 412 km/h, prędkość minimalna ma wynosić 110 km/h. Współczynnik obciążenia dopuszczalnego w konfiguracji gładkiej: +6 —3, przy masie maksymalnej z podwieszonym uzbrojeniem lub dodatkowymi zbiornikami paliwa: +4 —2. Odmiana patrolowa IA-62 ma mieć zasięg 1200 km i pułap 8500 m [7].

Drugim projektem samolotu szkolno-treningowego z napędem turbośmigłowym opracowywanym w Południowej Ameryce jest EMB-311 firmy EMBRAER, która ostatnio może się chlubić uzyskaniem bardzo dobrych wyników produkcyjnych i opracowaniem nowych, własnych konstrukcji, znajdujących powszechne uznanie, jak np. samolot pasażerski Bandeirante, dyspozycyjny Xingu i rolniczy Ipanema lub licencyjny treningowo-szturmowy (włoski Macchi MB-326) — Xavante.

Prace nad projektem EMB-311 — według ostatnich doniesień — dobiegają końca. Samolot ten jest wyposażony w silniki PT-6-A. Rozpoczęcie budowy prototypów miało nastąpić w I kwartale br.

Ostatnim wreszcie prototypem opracowanym na przełomie lat 1977/78 jest amerykański American Jet Industries T-76A bardziej znany jako Hustler 400 z silnikiem PT-6-A-41 o mocy dławionej do 630 kW (850 KM). W kabinie Hustlera instruktor i pilot lub pilot i strzelec pokładowy siedzą posobnie. Ponadto fotele instruktora i ucznia umieszczone są schodkowo, tak jak jest to obecnie praktykowane we wszystkich nowych typach samolotów treningowo-bojowych — w Alpha Jet, Hawk, MB-339, L-39 Albatros, a nawet w najlżejszych samolotach treningowych o napędzie odrzutowym — we francuskich Fouga 90. T-76 będzie dysponował największą prędkością w porównaniu z istniejącymi i projektowanymi szkolno-treningowymi samolotami wojskowymi o napędzie turbośmigłowym, gdyż będzie ona wynosiła 650 km/h. Prędkość minimalna jest niewielka dzięki zastosowaniu klapy Fowlera na całej rozpiętości i sterowania za pomocą spoilerów.

American Jet zamierza w przypadku uzyskania powodzenia rynkowego przez T-76 zwiększyć moc silnika do 807 kW (1089 KM), co pociągnie za sobą wzrost prędkości maksymalnej [7].



Rys. 3. AIDC T-CH-1



Rys. 4. RFB ATI-2K2 Fantrainer

Uzupełniając wiadomości z poprzedniego odcinka niniejszego cyklu podajemy, że 30 października 1977 r. odbył się oblot pierwszego prototypu treningowego samolotu Fantrainer, przeznaczonego dla lotnictwa wojskowego RFN. Przypominamy, że Fantrainer stanowi pewnego rodzaju novum w dziedzinie lotniczego sprzętu szkolno-treningowego, ma bowiem niekonwencjonalną konstrukcję wzorowaną na samolotach odrzutowych, łącznie z wyposażeniem kabiny. Drugą charakterystyczną cechą Fantrainera jest jego zespół napędowy: dwa zintegrowane silniki Wankla z krążącym łokiem o mocy po 129 kW, znajdujące się w kadłubie za kabiną pilota i napędzające otunelowany wentylator. Prasa donosi, że próby w locie wypadły bardzo pomyślnie oraz że osiągnięto wszystkie założone parametry [8, 9].

LITERATURA

1. T-34C Charlie- A Better Mentor. *Air International*, 1976. May, s. 221—222, 224.
2. Ibidem, s. 224—225.
3. Ibidem, s. 229.
4. D. E. FINK: Navy T-34C Trainer in Production. *Aviation Week* 1976, 12.04., s. 44—45.
5. *Flight* 1977, 30.07., s. 317.
6. I. COHEN: First Order for Turbo- Trainer. *Flight* 1977, 23.04., s. 1103.
7. R. RAYBROOCK: Mentor for Tyros-Plus. *Air International* 1977, August, s. 73.
8. *Air et Cosms* 1977, nr 698, 24.12., s. 13.
9. *Air International* 1978 January, s. 4.

Problem wirów zaskrzydłowych (I)

Mgr inż. JAN STASZEK

W artykule przedstawiono genezę wirów zaskrzydłowych oraz ich rozwój aż do rozpadnięcia się. Omówiono ich wpływ na ruch na lotniskach oraz na samoloty wlatujące w przestrzeń zawirowaną. Przedstawiono również niektóre metody badań oraz możliwości przeciwdziałania ujemnym skutkom. Z przedstawionych materiałów wynikają wnioski dotyczące zarówno konstrukcji samolotów i metod ich użytkowania, jak i konieczności prowadzenia następnych badań teoretycznych i doświadczalnych.

Określenie wpływu zawirowań wytwarzanych przez jeden samolot na drugi samolot lecący jego śladem nabiera coraz większego znaczenia. Oddziaływanie to jest zależne od parametrów zarówno samolotu poprzedzającego, tworzącego przestrzeń zawirowaną, jak i od parametrów samolotu poprzedzającego, wlatującego w tę przestrzeń.

Prawdopodobieństwo natrafienia z dala od lotniska na wiry utworzone przez inny samolot jest raczej bardzo niewielkie, natomiast samoloty startujące i lądujące na lotniskach o dużym ruchu podlegają zakłóceniom powodowanym przez system wirów pozostawianych przez samoloty poprzednio startujące i lądujące. Dzieje się to w bliskości ziemi, co stwarza dodatkowe niebezpieczeństwo ze względu na skrócony limit czasu potrzebnego pilotowi do likwidacji wytrącenia z równowagi. Stosowane jako środek zapobiegawczy zwiększanie odstępów za dużymi samolotami prowadzi do poważnego zmniejszenia przepustowości pasów startowych, co przy zwiększającym się ciągle ruchu lotniczym jest bardzo kłopotliwe. Ogólnie biorąc, eksploatacja może bardzo zależeć od możliwości wyeliminowania lub przynajmniej kontrolowania niebezpieczeństwa powodowanego przez zawirowania zaskrzydłowe. Obecnie ryzyko polega na tym, że stosunkowo niewiele wiemy o zaburzeniach wytwarzanych nad pasem startowym.

A tymczasem, o ile problem zawirowań zaskrzydłowych określał w latach pięćdziesiątych samolot B-47 o masie startowej rzędu 90 ton i prędkości 900 km/h, to w ciągu dwudziestolecia dokonano olbrzymiego skoku technicznego, który można scharakteryzować samolotem Concorde o masie 175 t i prędkości $Ma = 2,2$ oraz samolotem B-747 o masie 370 ton i prędkości 900 km/h.

Studia Spreitera i Sacksa (1951 r.) oraz Blevissa (1954 r.), dotyczące zakłóceń wytwarzanych przez duży i ciężki samolot oraz ich wpływu na zachowanie się lekkiego samolotu wlatującego w obszar zawirowany, nabrały dużo większego znaczenia, wymagającego dalszych wysiłków badawczych. Ze względu na wytwarzane zakłócenia start i lądowanie samolotu B-747 Jumbo-Jet stanowi problem wielokrotnie większy niż start i lądowanie bombowca B-47.

Tworzenie się wirów zaskrzydłowych

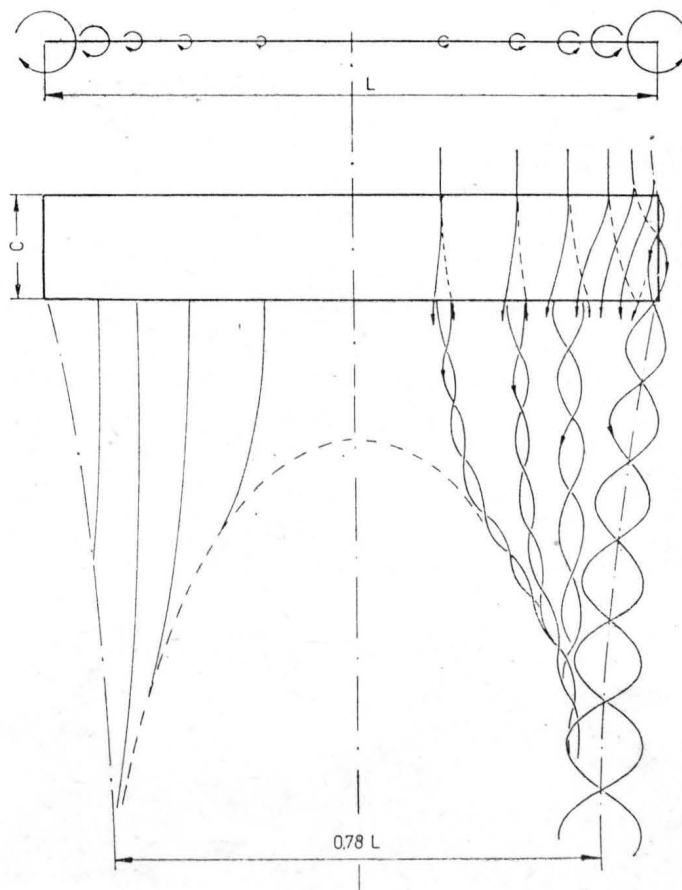
Do określenia możliwości zmniejszenia skutków wirów zaskrzydłowych konieczne jest poznanie ich charakteru.

Przyjmując zasadę stałej energii całkowitej (wyrażoną równaniem Bernoulli'ego) oraz przypadek nieskompresyjnej i nieściśliwej cieczy, otrzymamy obraz idealnego wiru, w którym wszystkie cząsteczki poruszają się po koncentrycznych kołach z prędkością odwrotnie proporcjonalną do odległości od

środką, z jednoczesnym spadkiem ciśnienia w miarę zbliżania się do osi obrotu. Oczywiście, taki przepływ nie może istnieć w rzeczywistości, ponieważ musiałby on mieć nieskończenie wielką prędkość styczną (obwodową) cząsteczek oraz ciśnienie w osi wiru równe zeru.

Powietrze jest gazem rzeczywistym o określonej lepkości i w przepływie wirowym następuje strata całkowitej energii blisko środka, spowodowana dużymi siłami ścinającymi — wynikającymi z dużych gradientów prędkości. Równanie Bernoulli'ego nie może być w tych warunkach zastosowane i w rzeczywistości w środku wiru tworzy się rdzeń powietrza obracający się raczej jako ciało stałe (rys. 2).

Nieuniknionym prawem natury jest fakt, że każde skrzydło nośne o skończonych wymiarach musi pozostawiać za sobą zakłócenia w postaci dwóch obracających się w przeciwnie strony wirów. Kierunek ich krążenia powoduje, że powietrze pomiędzy nimi porusza się ku dołowi, podczas gdy na zewnątrz nich płynie ku górze. Wiry te tworzą się na skutek tego, że ciśnienie powietrza na górnej powierzch-

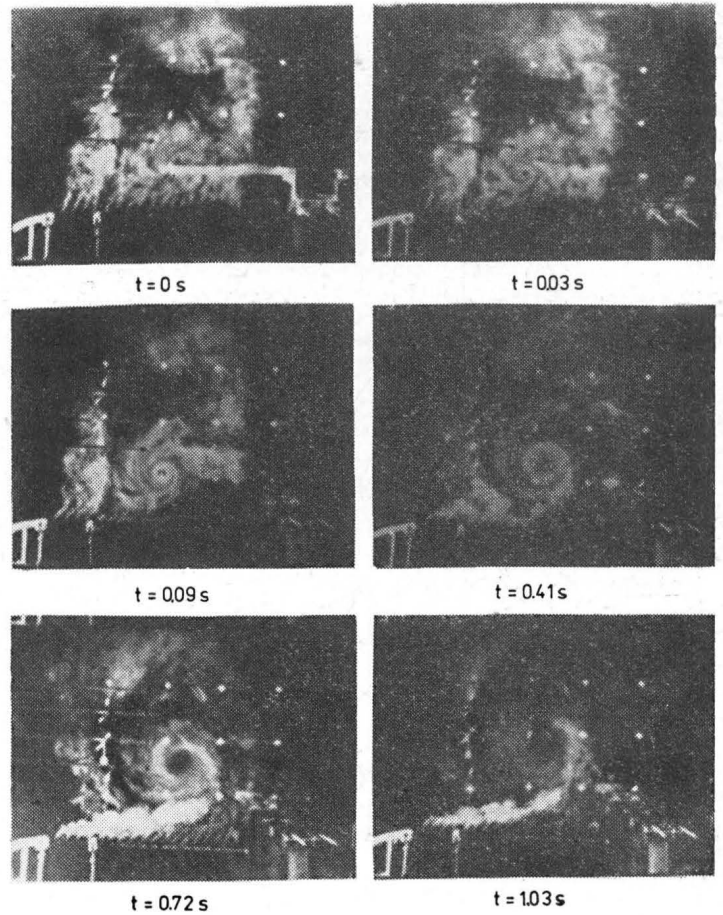


Rys. 1. Powstawanie wiru zaskrzydłowego

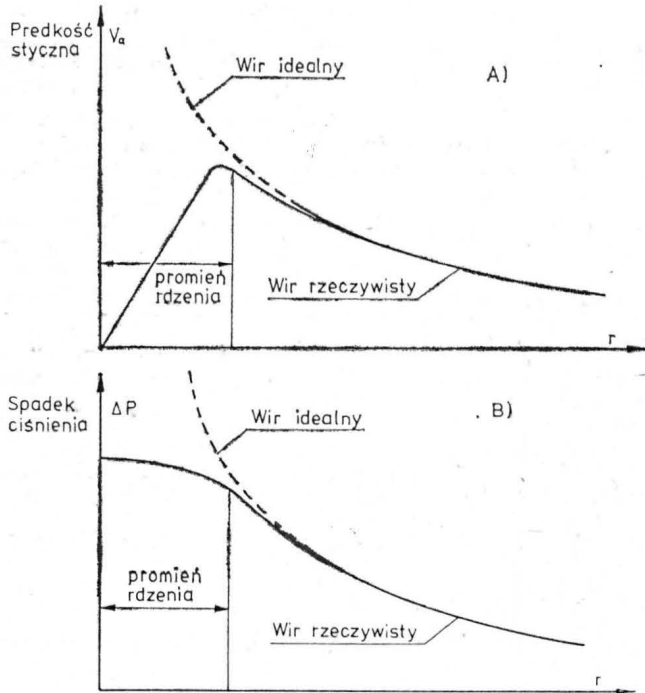
ni skrzydeł jest niższe niż na dolnej, co powoduje nierównoległy przepływ dookoła końców płatów, tworzący parę wirów. W sumie uzyskujemy siłę nośną wynikającą z różnicy ciśnień na płacie (rys. 1).

Nierównoległość przepływu blisko końców skrzydła powoduje również odchylenie od równoległości strug całej jego rozpiętości — z wyjątkiem płaszczyzny symetrii samolotu. Te nierównoległe strugi tworzą na krawędzi splywu skrzydła tzw. warstwę wirową, stanowiącą szereg drobnych wirów o energii tym większej, im bardziej są one oddalone od płaszczyzny symetrii. Wiry tworzące tę warstwę sypują na zewnątrz i są wchłaniane przez wir brzegowy, zwiększając jego energię (rys. 3). Całkowite zwinięcie się warstwy wirowej w dwa wiry następuje w odległości od kilkunastu do kilkudziesięciu cięciw za skrzydłem. Odstęp wirów od siebie wynosi ok. 78% rozpiętości skrzydła, natomiast przy wypuszczonych klapach ok. 70%.

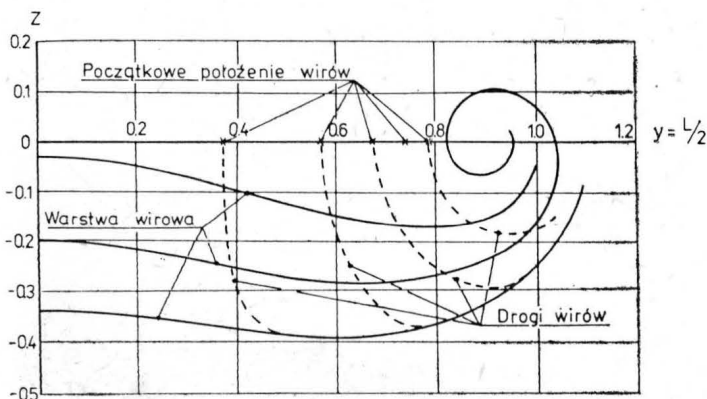
Historia tworzenia się wiru brzegowego w warunkach laboratoryjnych została zbadana na urządzeniu posuwającym skrzydło po szynach przez ścianę dymu z prędkością $v = 10$ m/s. Przy kącie natarcia 8° dla skrzydła o rozpiętości $L = 1,5$ oraz wydłużeniu $\lambda = 6$ uzyskano obrazy wiru w odstępach czasu 0; 0,03; 0,09; 0,41; 0,72 i 1,03 sekundy, co odpowiada odstępom za osią aerodynamiczną skrzydła równym 0; 1,2; 3,6; 16,5; 29 i 41 mierzonemu w jednostkach cięciwy. Niestety, obrazy wiru (rys. 4) są tylko jakościowe i nie dają się przeliczyć na większe liczby Reynoldsa. Niezależnie od tego, późniejsze badania w zbiorniku wodnym wykazały, że przy gwałtownym zatrzymaniu modelu skrzydła wytwarza się fala ciśnieniowa wracająca przez rdzeń wiru ku tyłowi, powodująca jego zniekształcenie i wcześniejszy rozpad.



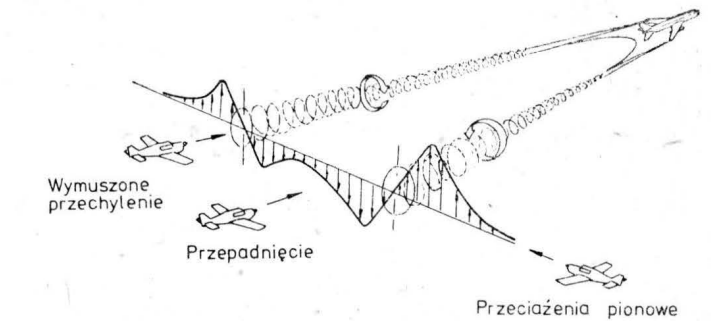
Rys. 4. Obraz wiru po przejściu skrzydła przez ścianę dymu



Rys. 2. Rozkład prędkości stycznej (a) i spadku ciśnienia (b) w zależności od odległości r od osi wiru



Rys. 3. Fazy związania się warstwy wirowej wg Fage'a i Simmonsa; przemieszczenia podano w jednostkach połowy rozpiętości ($a/2$); skrzydło prostokątne $\lambda = 6$



Rys. 5. Charakter oddziaływania wirów

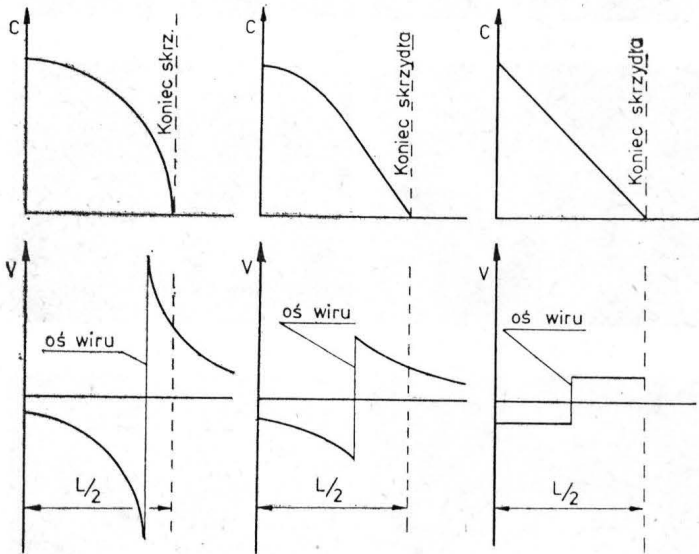
Rozkład pionowych składowych prędkości powietrza w wirach zaskrzydłowych pokazano na rys. 5. Należy zauważyć, że wewnątrz rdzeni wirów istnieje również przepływ poziomy w kierunku lecącego samolotu, spowodowany panującym ciśnieniem.

Zależność prędkości stycznych (obwodowych) wiru od charakteru rozkładu obciążenia wzdłuż rozpiętości pokazano na rys. 6. Jak było do przewidzenia, najmniejsze prędkości krążenia w wirze zaskrzydłowym otrzymuje się wtedy, gdy obciążenie na końcu skrzydła jest równe zeru.

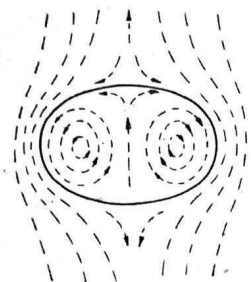
Para wirów zaskrzydłowych tworzy za samolotem zamknięty obszar zakłóceń, przesuwany się ku dołowi (rys. 7). W miarę jak wiry sypują ze skrzydła ku tyłowi, średnice ich rdzeni rosną wraz z czasem (i z odległością za skrzydłem) na skutek przekazywania energii kinetycznej wirowania coraz to większej liczbie cząsteczek powietrza, co jest spowodowane lepkością ośrodka. Zwiększenie się promienia rdzenia wiru w miarę upływu czasu (wyliczone metodą Squires'a dla samolotu Lincoln) pokazano na rys. 8. Pociąga to za sobą automatycznie wzrost ciśnienia w rdzeniu i przepływ osiowy w kierunku oddalającego się skrzydła. Prędkość osiowa w rdzeniu jest duża i wpływa na stateczność z przodu jego zanikanie. W dostatecznej odległości za skrzydłem i przy odpowiednim wzroście ciśnienia w rdzeniu dochodzi do rozszarpania wiru od wewnątrz, ujawniającego się gwałtownym zwiększeniem średnicy (bursting — rys. 9) lub utwo-

zeniem pierścieni wirowych (*looping* — rys. 10). Obydwa typy zjawiska poprzedzają całkowity zanik wiru.

Charakter zanikania wirów nie jest jednakowy w spokojnej i burzliwej atmosferze, jak to widać na rys. 11. W spokojnej atmosferze wir może po pewnym czasie stopniowo rozproszyć się, podczas gdy w atmosferze burzliwej obserwujemy zjawiska pierścieni wirowych lub gwałtownego zwiększenia średnicy rdzenia jako typowe formy rozpadu.



Rys. 6. Zależność maksymalnych prędkości stycznych V od obciążenia wzdłuż rozpiętości



Rys. 7. Zamknięty obszar zakłóceń

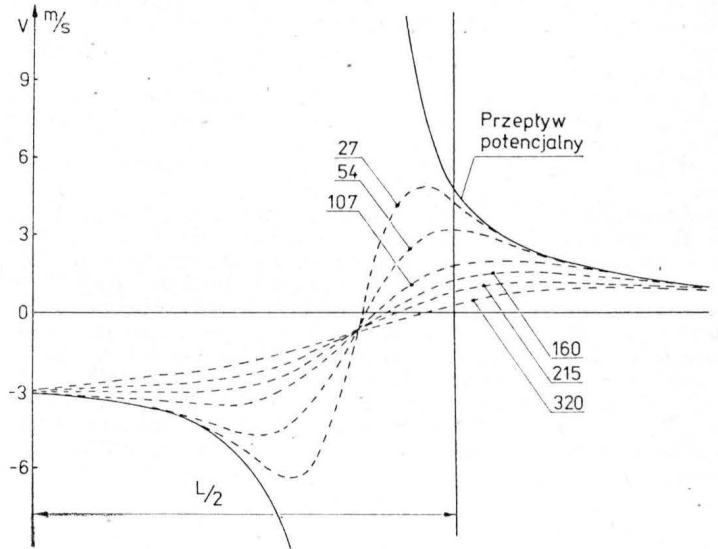
Para wirów podlega pseudosinusoidalnym oscylacjom ze względu na ich niestabilność przy braku oparcia się o powierzchnię nieciągłości. Ze względu na warstwowość atmosfery oscylacje te pojawiają się przede wszystkim w płaszczyźnie poziomej i powiększając się w miarę upływu czasu prowadzą w rezultacie do zetknięcia się obydwu wirów i do ich nieuchronnego rozpadu, zwykle po utworzeniu się wirów pierścieniowych (rys. 9). Burzliwość atmosfery przyspiesza powstawanie oscylacji, a tym samym wcześniejszy rozpad wirów.

Badania zawirowań w locie

W jaki sposób samolot przelatujący przez obszar już zakłócony odczuwa te zaburzenia — pokazano na rys. 5. Najbardziej dokuczliwe jest zakłócenie wzdłuż osi podłużnej samolotu wlatującego w obszar zaburzony wzdłuż osi rdzenia wiru wytworzonego przez samolot poprzedzający. W pewnych przypadkach może on spowodować niemożność wyrównania sterami ze względu na dużą prędkość krążenia powietrza na obwodzie rdzenia. Pomiarzy wykonane za samolotem Tri Star wykazały, że prędkości te dochodzą do 67 m/s. W celu zilustrowania skutków dostania się w zasięg wirów sfilmowano próby w locie z samolotami DC-9, Cessna 210 i Lear Jet wlatującymi w rdzeń wiru za samolotem C 5A. Dwa pierwsze samoloty przechyliły się o 90° , podczas gdy Lear Jet wykonał pełną bączkę (360°). Jaki skutek może wywołać wpadnięcie w wir zaskrzydłowy, gdy pilot nie spodziewa się tego, może służyć przykład tak dużego samolotu jak DC-9, który przecinając tor lotu samolotu DC-10 przechylił się niemal na plecy i splonął po uderzeniu o ziemię.

Badania przeprowadzone w Anglii z samolotem Lincoln jako poprzedzającym i samolotem Devon lecącym w ślad za nim pozwoliły na następujące stwierdzenia:

— przy prędkości 235 km/h wiry za samolotem Lincoln utrzymują się w formie niebezpiecznej przez 160 s, i pełne wychylenie lotek samolotu Devon nie było wystarczające do zlikwidowania momentu przechyłającego. Po dalszych 20 sekundach stan niebezpieczny zmniejszył się tak dalece, że do

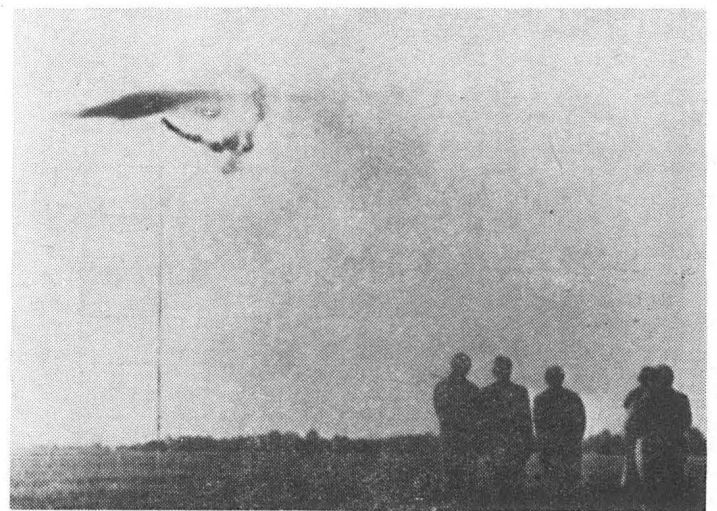


Rys. 8. Rozkład pionowych składowych prędkości za samolotem Lincoln obliczony metodą Squires'a; liczby przy krzywych oznaczają wpływ czasu [s]

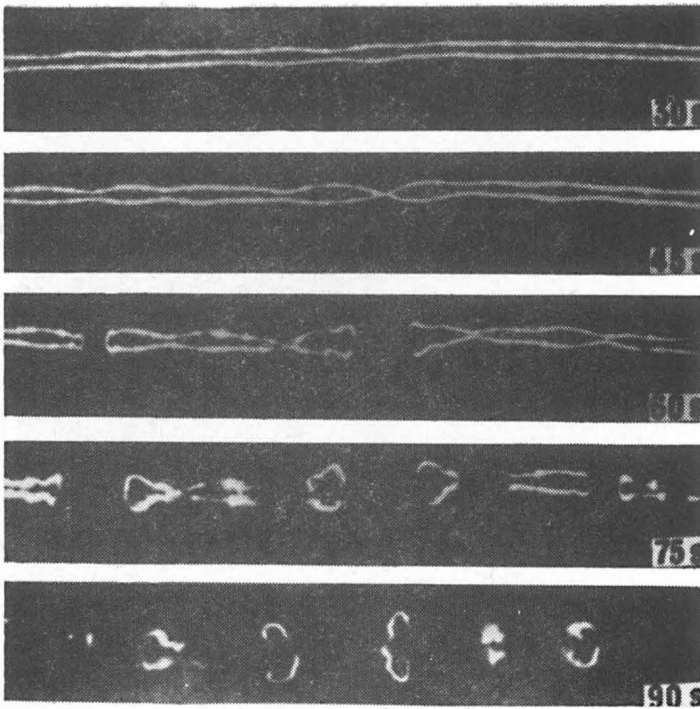
utrzymania równowagi samolotu Devon wystarczyło niewielkie wychylenie lotki;

— przy prędkości 235 km/h utrzymanie równowagi samolotu Devon lecącego za samolotem Lincoln z wychylonymi klapami i wypuszczonym podwoziem wymagało po 60 s pełnego wychylenia lotek, po 105 s — tylko $\frac{2}{3}$ wychylenia, zaś po 120 s — tylko niewielkiego wychylenia. Rysunek 12 pokazuje schematycznie metodę wykonywania badań.

Złożoność mechanizmu tworzenia się wirów zaskrzydłowych została potwierdzona przez samolot T-33, który podczas badań przecinał przestrzeń zawirowaną za samolotem Convair 880. Okazało się, że przestrzeń zakłócona może zawierać nie tylko dwa wiry główne, spływające z końców skrzydeł, ale również i wiry wtórne. Obecność ich stwierdzono w ponad 50% badań. W odległości około 4 km za samolotem CV-880 stwierdzono obecność wiru oddalonego o około 4 m od osi wiru głównego. Podczas gdy wir główny miał rdzeń o średnicy 5,5 m, to średnica wiru wtórnego wynosiła zaledwie 0,5 m, natomiast prędkość w jego rdzeniu była czterokrotnie większa, niż w wirze głównym. Kierunek wi-



Rys. 9. Nagłe zwiększenie średnicy rdzenia (*bursting*)

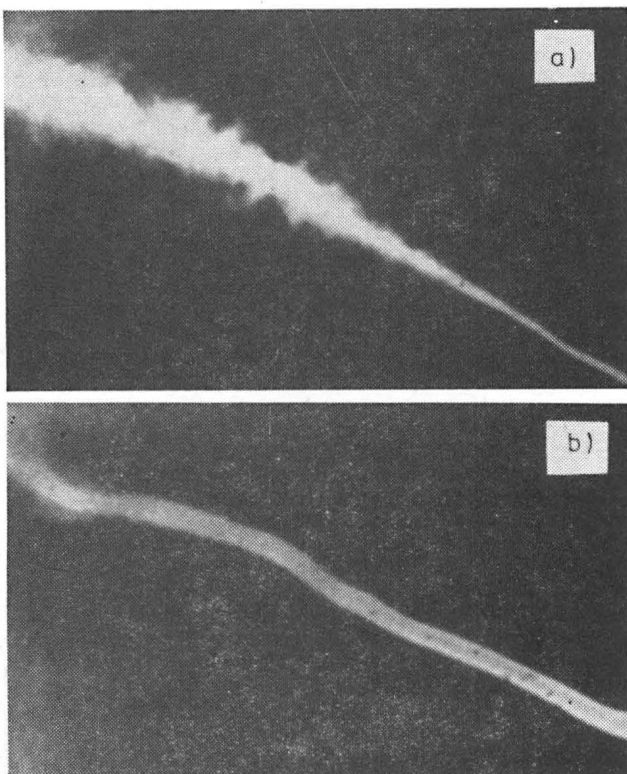


Rys. 10. Zachowanie się wirów za samolotem Comet i ich rozpadańnię się

rowania obydwu wirów był ten sam, przy czym ich cechą charakterystyczną był brak tendencji do łączenia się. W jednym przypadku stwierdzono obecność takich dodatkowych wirów symetrycznie z prawej i lewej strony.

Przypuszcza się, że wiry te powstają od oprofilowań przejścia płata w kadłub. Splyw strug z tego przejścia wywołuje zakłócenia w prawidłowym zwijaniu się warstwy wirowej, co może być przyczyną tworzenia się wirów dodatkowych. Zjawisko to wymaga zarówno analizy teoretycznej, jak i potwierdzenia dodatkowymi próbami w locie — w celu stwierdzenia, czy nie jest to indywidualna cecha samolotu CV-880.

Badania zakłóceń przestrzeni za samolotem Comet wykazały, że po około 40 s wiry zaczynają sinusoidalnie zmieniać wzajemną odległość. W miarę upływu czasu amplituda pulsacji rośnie i po około 90 s dochodzi do zetknięcia się obydwu wirów i do utworzenia jednego wiru pierścieniowe-

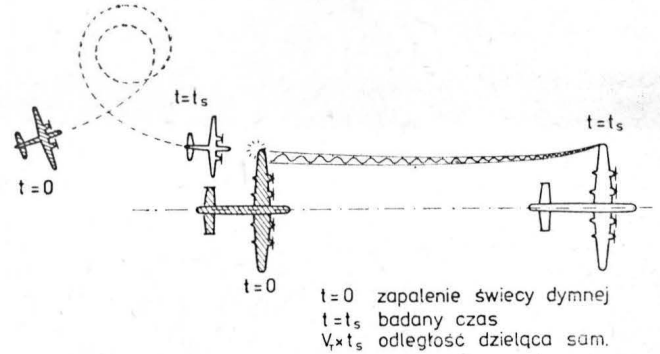


Rys. 11. Rozpraszanie się rdzenia wiru: a) burzliwe, b) laminarne

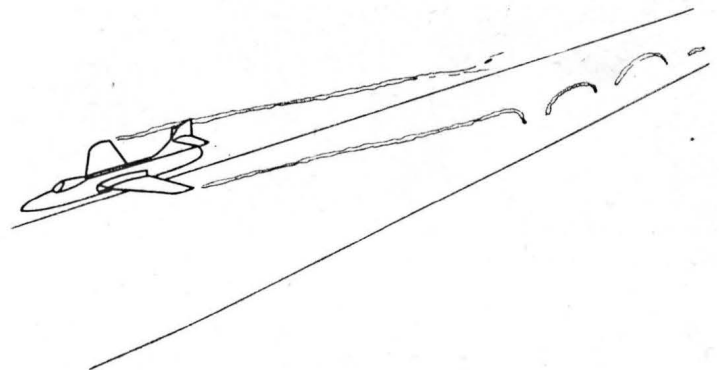
go. Wiry ten utrzymuje się następnie przez dalsze co najmniej 30 s, po czym rozprasza się całkowicie. Oscylacja ta zarówno w płaszczyźnie poziomej jak i pionowej osiąga amplitudę do 65 m (rys. 10).

Badania porównawcze z samolotem Hunter pozwoliły na stwierdzenie, że sinusoidalne oscylacje wirów rozpoczynają się w przypadku tego typu samolotu już po około 12 s, jednak nie wykazywały one tendencji do takiego powiększania się, aby doprowadzić do zetknięcia się obydwu warkoczy wirów. Zaobserwowano natomiast, że czasem wir przerywał się na fragmenty stykające się obydwoma końcami z ziemią, tworząc szereg półpierścieni (*hooping* — rys. 13).

Taki wir opierający się o ziemię i przemieszczający się z wiatrem może być niebezpieczny. Jeden z takich wirów (*hooping*) utworzony przez samolot Jumbo Jet w pobliżu lotniska Heathrow zerwał z dachu domu 56 dużych dachówek



Rys. 12. Technika wykonywania pomiarów



Rys. 13. Wiry opierające się o ziemię (*hooping*)

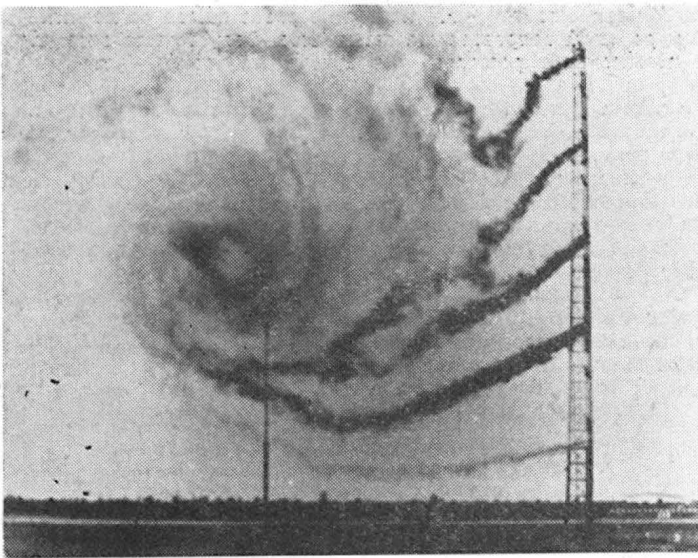
o masie 125 kg. Zatem ciśnienie w rdzeniu musiało spaść o ponad 270 daN/m². Oczywiście, w miarę zwiększania się wymiarów i obciążenia samolotów wielkość ta będzie jeszcze wzrastać (rys. 14).

W Stanach Zjednoczonych przeprowadzono badania wirów za dziewięcioma samolotami (od Learjet 24 do B-747) przelatującymi przez dymną ścianę wytworzoną przez pasma różnokolorowych dymów wypływających na różnych wysokościach z odpowiednio wyposażonej wieży (rys. 15). Stwierdzono, że samoloty z usterzeniami T i silnikami w tylnej części kadłuba, jak B-747 lub DC-9, dawały większe prędkości obwodowe, rzędu $v_s \approx 65$ m/s, podczas gdy pozostałe samoloty miały tylko $v_s \approx 42$ m/s. Przy gładkim skrzydle (bez wychyleń klap i lotek) charakter wiru jest wyraźnie rurowy, o dużych prędkościach stycznych (obwodowych) i dobrze zarysowanej budowie oraz dużej trwałości (rys. 16). Przy większych wychyleniach klap czy klapoletek obraz wiru jest mniej wyraźny, ze znacznie większą średnicą rdzenia i zamazanymi konturami. Średnice rdzeni przy maksymalnych prędkościach obwodowych wynosiły w przypadku samolotów B-747 oraz C 5A od 1,5 do 2 m, natomiast za samolotami CV-880, B-727 i DC-9 — tylko 0,3 do 1 m. Charakter wirów był podobny do trąby powietrznej (tornado — rys. 17).

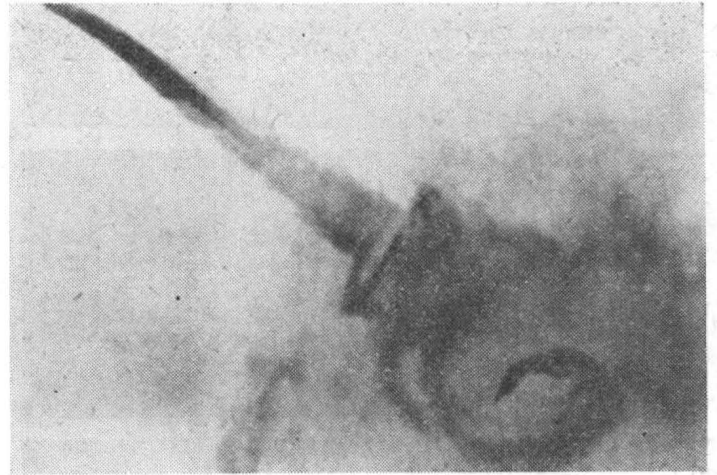
Ogólnie biorąc stwierdzono, że im gorszy aerodynamicznie jest samolot poprzedzający, tym mniej jest niebezpieczny obszar zawirowań za nim.

Zanotowano poza tym pewne cechy charakterystyczne wirów, np.:

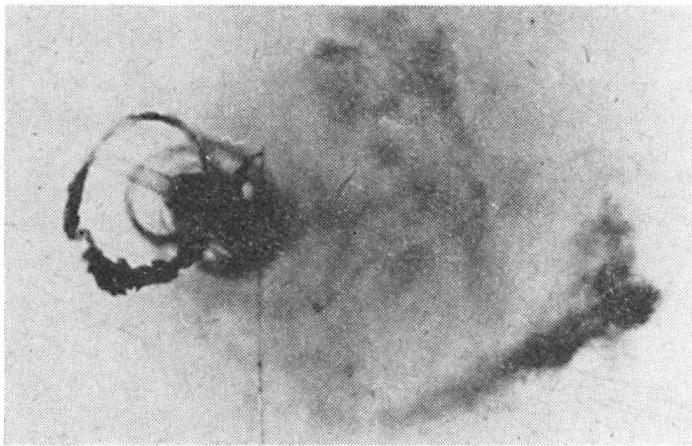
- ze względu na mniejsze ciśnienie panujące w rdzeniu następowało przemieszczanie się dymu wewnątrz wiru w kierunku osiowym, i to zarówno ku przodowi jak i ku tyłowi;



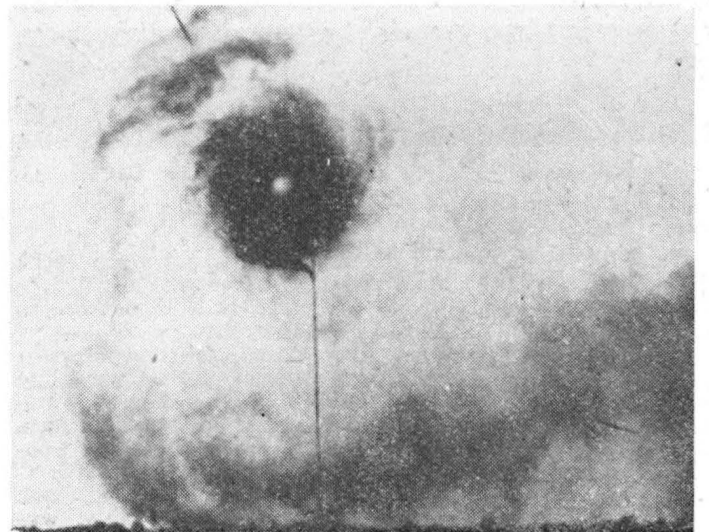
Rys. 14. Wizualizacja wiru za samolotem CV-880



Rys. 16. Zaskrzydlowe tornado



Rys. 15. Rurowy charakter wiru



Rys. 17. Rdzeń wiru

- czasem obserwowano pulsujący przepływ osiowy, świadczący o niestabilności wiru, prowadzącej do jego rozproszenia;

- po przelocie samolotu przez ścianę dymów zaobserwowano tworzenie się podwójnych lub potrójnych cylindrów wirujących. Nie udało się wyjaśnić, czy jest to charakterystyczna cecha tego systemu wirów, czy też jest spowodowane różną gęstością cząstek dymu lub zakłóceniami spowodowanymi przez wieżę. Pewne dane dotyczące rozwoju prędkości obwodowych wiru zdają się wskazywać na jego wielocylindryczną budowę. Zjawisko wymaga dalszych analiz i badań;

- układ rurowy wirów tworzy efekty akustyczne podobne do wycia przelatującego nad głową pocisku artyleryjskiego.

Duża burzliwość przyspiesza rozpad wirów zarówno przez zwiększanie naturalnego rozpraszania jak i pobudzanie niestabilności zawirowań. Duża stabilność atmosfery powoduje zmiany w obniżaniu obszaru zawirowanego, dając w pewnych przypadkach efekt podobny do rozprzestrzeniania się wirów w pobliżu ziemi.

Warstwowość atmosfery wpływa na ruch ku dołowi obszaru zawirowań i wpływa na stateczność oraz czas trwania pary wirów. Obserwacje rzeczywistych zawirowań wykazały wyraźne zmiany poziomów, do których obniżają się one, oraz czasów trwania w różnych warunkach stateczności atmosfery.

Rozwiązanie teoretyczne potencjalnego przepływu laminarnego w przypadku równoległej pary wirów o nieskończenie wielkiej długości wskazuje, że przy braku oddziaływania ziemi dwa wiry obniżają się nieskończenie ze stałą prędkością opadania, zachowując stałą odległość od siebie. Obserwacje rzeczywistych zawirowań wykazały jednak, że wiry dochodzą tylko do pewnego poziomu poniżej samolotu i pozostają na nim, aż do rozproszenia się. Wielkość tego obniżenia zmienia się w zależności od stateczności atmosfery, która jest czynnikiem dominującym. Różnice mogą być bardzo duże

i stwierdzono doświadczalnie, że obszar zawirowań za samolotem obniżył się w statecznej atmosferze dwadzieścia razy więcej nad oceanem niż nad ziemią. Teoretyczna analiza szczególnego zachowania się zawirowań w takich warunkach atmosferycznych jest bardzo trudna z powodu konieczności wprowadzenia wielkiej liczby zmiennych niewiadomych.

Z zaobserwowanych osobliwości należy wymienić fakt, że czasem wiry obniżające się w kierunku ziemi zaczynały nagle wznosić się ku górze bez widocznego powodu. Świadczy to o niestatecznym charakterze ruchu układu zawirowań.

LITERATURA

1. Aircraft Wake Turbulence and its Detection. Praca zbiorowa Plenum Press. New York — London 1971.
2. R. C. NELSON: Dynamic Behavior of an Aircraft Encountering Aircraft Wake Turbulence. *Journal of Aircraft* September 1976.
3. S. C. CROW, E. R. BATE jr.: Lifespan of Trailing Vortices in a Turbulent Atmosphere. *Journal of Aircraft* July 1976.
4. T. H. KERR, F. DEE: A Flight Investigation into the Persistence of Trailing Vortices behind Large Aircraft. CP No 489 RAE Technical Note Aero 2649, September 1959.
5. I. TOMBACH: Observations of Atmospheric Effects on Vortex Wake Turbulence. *Journal of Aircraft* November 1973.
6. V. J. RASSOW: On the Inviscid Rolled up Structure of Lift Generated Vortices. *Journal of Aircraft* November 1973.
7. R. S. SCORER, L. J. DAVENPORT: Contrails and Aircraft Downwash. *Journal of Fluid Mechanics* 16 September 1970.
8. H. CHEVALIER: Flight Test Studies of the Formation and Dissipation of Trailing Vortices. *Journal of Aircraft* January 1973.
9. H. A. VERSTYNEN jr.: NASA Operations and Safety Research of Potential Application to General Aviation. *Society of Automotive Engineers* April 1975.
10. G. H. LEE: Trailing Vortex Wakes. *The Aeronautical Journal* September 1975.

Przeliczanie mocy na ciąg przyjęte w opisach silników

Silniki tłokowe i turbośmigłowe są charakteryzowane przez moc na wale, ale silniki turbośmigłowe rozwijają ponadto ciąg, który nie może być wygodnie wyrażony w postaci mocy. Pełna moc, oddawana przez silnik dający ciąg, jest większa od mocy na wale o iloczyn ciągu przez prędkość. Ze względu na niejednoznaczność takiego przeliczenia przyjmuje się, że 1,13 kG (11,11 N) ciągu odpowiada mocy 1 KM (0,736 kW).

Do silników turboodrzutowych i turbowentylatorowych stosuje się niekiedy pojęcie mocy odpowiadającej ciągowi — *thrust horsepower*, THP, określane jako

$$THP = F_n \cdot V$$

Natomiast przy przeliczaniu mocy silnika tłokowego lub turbośmigłowego na ciąg przyjmuje się, że sprawność śmigła wynosi 0,8 (dotyczy to obliczeniowych warunków pracy całego zespołu śmigło-silnik w locie, a nie podczas faz startu czy lądowania). Wtedy ciąg oblicza się ze wzoru:

$$F_n = \frac{SHP \cdot 0,8}{V}$$

Uwaga: w obydwu wzorach występują dodatkowo współczynniki związane z przyjętym układem jednostek.

Oznaczenia prędkości stosowane w przepisach budowy samolotów i instrukcjach użytkowania w locie

Poniżej podajemy oznaczenia prędkości, ich pełne brzmienie w języku angielskim oraz przyjęte (w tłumaczeniu przepisów BCAR, wydanym przez IKCSP) nazwy w języku polskim:

- IAS — *Indicated Airspeed* — prędkość przyrządowa poprawiona — jest to prędkość odczytywana z przyrządu w kabinie, poprawiona o błąd przyrządowy;
- CAS — *Calibrated Airspeed* — (brak ustalonego terminu polskiego) — jest to prędkość przyrządowa poprawiona dodatkowo o błąd związany z ustawieniem rurki Pitot'a;
- EAS — *Equivalent Airspeed* — prędkość równoważna poprawiona — jest to prędkość CAS poprawiona o błąd wynikający ze ściśliwości;
- TAS — *True Airspeed* — rzeczywista prędkość samolotu — jest to prędkość równoważna, poprawiona o błąd związany ze zmianą gęstości powietrza.

Zależności pomiędzy wymienionymi prędkościami obrazuje poniższy schemat:

- V_1 — odczyt z przyrządu w kabinie
- $+ \Delta V_1$ — poprawka przyrządowa
- $\frac{IAS}{IAS}$
- $+ \Delta V_p$ — poprawka ustawienia nadajnika ciśnienia
- $\frac{CAS}{CAS}$
- $+ \Delta V_c$ — poprawka ściśliwości
- $\frac{EAS}{EAS}$
- $\times \sqrt{\sigma}$ — poprawka gęstości powietrza
- TAS — prędkość rzeczywista

Uwaga: w przepisach BCAR i w literaturze brytyjskiej używane jest oznaczenie ASIR (*Air Speed Indicator Reading*) zamiast oznaczenia V_1 .

Materiały stosowane w budowie silników lotniczych w USA i Kanadzie

W przypadku materiałów oznaczonych nazwami (np. A Nickel) zachowano brzmienie oryginalne (tabl.).

W rubryce *Specyfikacja* podano numer specyfikacji AMS lub PWA (Pratt-Whitney Aircraft), przy czym to ostatnie oznaczono gwiazdkami.

Obróbkę cieplną zachowano także w brzmieniu oryginalnym — objaśnienia poniżej:

- A — *annealed* — wyżarzony, odpuszczony;
- AC — *ac cast* — w odlewie, jak odlewany;
- E — *as extruded* — kuty, prasowany, wyciskany;
- FHT — *fully heat treated* — po pełnej obróbce cieplnej;
- S — *solution heat treated* — przesycony;
- S-R — *stress relieved* — po wygrzewaniu odprężającym.

Oznaczenie	Specyfikacja AMS lub PWA	Stan	Maksymalna zalecana temperatura [°C]	Twardość HBN	Moduł sprężystości przy 21°C [paskale 10 ⁹]	Wytrzymałość doraźna przy 21°C [megapaskale]	Gęstość [kg/cm ³]	Współczynnik rozszerzalności od 21°C do wskazanej temperatury		Przewodność cieplna przy temperaturze [°C]		
								do 315°C x 10 ⁻⁶	do 650°C x 10 ⁻⁶	21	315	650
								1/1°	1/1°	[$\frac{\text{kal} \cdot \text{cm}}{\text{cm}^2 \cdot \text{h} \cdot 1^\circ\text{C}}$]		
Stopy aluminium												
AA2014-T6	4029, 4135	FHT	205	120 min.	73,1	448	2,79	24,66		1332	1544	
AA2024-T6	4037, 4120	FHT	205	100 min.	72,4	427	2,76	24,66		1046	1612	
AA2219	4143	FHT	316	110 min.	73,1	379	2,82	24,66		1195	1519	
AA2618	4132	FHT	316	115 min.	74,5	379	2,76	24,30		1332	1544	
AA6061	4027, 4127	FHT	205	80 min.	68,9	262	2,71	25,56		1332	1544	
A-140	4227	AC	260	80 min.	77,2	103—152	2,79	24,48		830		
355-T6	4212	FHT	149	65—95	71	124—165	2,71	24,84		1226	1432	
C355-T61	4215	FHT	149	75—110	71	172—255	2,71	24,84		1226	1432	
356-T6	4217	FHT	149	69—95	71	110—159	2,68	24,30		1300		
A356-T61	4218	FHT	149	70—105	71	172—248	2,68	24,30		1300		
RR-350	4225	FHT	288	80 min.	72,4	145—221	2,82	24,66		1328	1457	
224.0	4226	FHT	288	—	73,1	276—379	2,82	24,66		1195	1519	
Stopy kobaltu												
L-605	5537, 5759	S	1038	248—302 maks.	234,4	862	9,09	13,59	14,85	81	131	187
H. S. 188	1042*, 5772	S	1094	293—302 maks.	231,0	862	9,12	13,32	15,66		139	205
WI-52	653*	AC	1094	353 maks.	224,8	662	8,93	13,68	14,24			
M-509	647*	AC	1094	247—319	231,0	655	8,85	12,6	14,4	100	162	212
M-302	657*	AC	1094	301—421	241,3	862	9,34	12,78	14,04			
H. S. 31	5382	AC	1094	319 maks.	225,4	572	8,60	13,86	15,30		49	199
Stopy magnezu												
AZ61A	4350	E	149	50 min.	44,8	262	1,80	27,90		660	921	
QE 22A-T6	4418	FHT	316	62—85	44,1	179—221	1,82	28,26		884		
AZ92A-T6	4434, 4484	FHT	149	70—95	44,1	90—172	1,82	28,26		498		
EZ 334-T5	4442	FHT	316	48—60	44,8	76—103	1,82	27,90		859		
Nikiel i stopy niklu												
A Nickel	6000*, 6005*	A	316	75—140	206,8	379	8,87	14,94	16,02	573		
Astroloy	1013*	FHT	760	313—403	217,2	1344	7,93	13,50	14,40			
B-1900	663*	FHT	1038	319—409	203,4	827	8,21	12,60	13,68			
Hastelloy C	5750, 5530	S	982	163—217	204,1	689	8,93	12,60	14,22		87	
Hastelloy N	1012*, 1036*	S	760	241 maks.	217,9	689	8,76	12,42	13,32	118		
Hastelloy S	1055*	S	1093	241 maks.	211,7	689	8,74	12,60	13,68			
Hastelloy W	5755	S	760	170—241	211,0	793	8,98	14,22	15,48			
Hastelloy X	5536, 5754	S	1094	241 maks.	206,8	689	8,27	13,50	14,40		75	
In 1.0	658*	FHT	1038	319—409	203,4	793	7,14	14,40	15,84	100		
Incoby 901	1003*, 5661	FHT	704	302—388	193	1138	8,13	14,04	15,12	112		
Inconel 600	5540, 5665	A	1093	187 maks.	213,7	552	8,43	13,32	14,76	129		
Inconel 625	5599, 5666	S	982	287 maks.	205,5	827	8,43	13,86	14,76	81		
Inconel 713	655*	AC	871	286—371	208,2	710	7,91	14,22	15,21			
Inconel 718	5596, 5662	FHT	649	331 min.	199,9	1241	8,21	12,96	14,40	100		
Inconel 738	1451*	FHT	871	319—409	—	896	8,13	13,50	14,94			
Inconel X-750	5598, 5669	FHT	816	301—390	213,7	1172	8,24	13,50	14,94	102	137	177
Inconel 792	1456*	FHT	982	391—409	—	951	8,27	11,88	13,14			
Mar-M200 D. S.	1422*	FHT	1038	353—451	128,2	1034	8,60	12,24	13,50	118	131	153
T. D. Nickel	1035*, 1014*	S-R	1149	136 min.	129,6	414	8,90	13,32	14,40	710	436	374
U-700	689, 1019	FHT	927	336—390	220,6	1207	7,96	13,50	14,40			
Waspaloy	5704, 5544	FHT	816	319—409	213,7	1207	8,24	13,50	14,48	87	118	162
Stale węglowe i niskostopowe												
Low Carbon Steel	5042, 5062	A	371	90—110	213,7	262—296	7,82	13,14	14,94	481	403	229
AISI 4340	6359, 6415	FHT	371	336—370	213,7	1089	7,82	12,78	14,76		346	274
AISI 9310	6260, 6265	FHT	232	285—370	212,3	965	7,82	12,78	13,86		346	274
17-22-A	733*, 6304	FHT	538	336—370	211,7	1055—1103	7,82	13,14	14,40	383	346	274
Stale nierdzewne												
AISI 310	5521, 5651	S	427	187 maks.	199,9	538	7,91	16,20	17,64		143	181
AISI 316	5524, 5648	S	427	140—255	196,5	517	7,91	17,19	18,54		166	205
AISI 321	5510, 5645	S	816	140—255	199,9	517	7,88	17,46	18,54		166	205
AISI 347	5512, 5646	S	816	140—255	199,9	517	7,91	17,46	18,54		162	204
AM 363	798*, 1079*	A	482	236—265	190,3	758	7,82	11,34				
AISI 410	5504, 5613	FHT	454	285—352	219,2	945	7,71	11,16	12,06		234	249
Greek Asecoloy	5508, 5616	FHT	538	285—352	219,2	965	7,88	10,62	11,70		233	249
17-4PH	5604, 5643	FHT	316	336—400	205,5	1069	7,82	11,70				
17-7PH	5528, 5644	FHT	316	352—432	201,3	1172	7,63	10,71— —11,52			181	
A-286	5525, 5732	FHT	704	248—341	199,9	896	7,93	17,10	17,91		158	217
Tytan i stopy tytanu												
Ti-70	4921	A	204	180	107,6	552	4,51	9,54	10,08	151	147	166
Ti-6Al-4V	4911, 4928	A	399	352 maks.	114,4	896	4,49	9,18	9,90	57	90	127
Al10AT, Ti5 Al-2, 5Sn	4910, 4926	A	427	336	106,9	793	4,45	9,54	9,90	66	95	133
Ti-8Al-1 Mo-1 V	1202	FHT	482	352 maks.	123,4	896	4,37	9,00		51	83	118
Ti-6Al-2Sn-4 Zr-2Mo	1209, 1214	FHT	538	400 maks.	120,0	896	4,53	9,72			90	
Ti-6 Al-2 4 Zr-6Mo	1216	FHT	482	400 maks.	118,5	1241	4,64	9,63			90	

Lekki myśliwiec wielozadaniowy

KONSTRUKCJA. Całkowicie metalowy jedno- lub dwumiejscowy jednosilnikowy średniopłat.

Skrzydło. Obrys trapezowy, krawędź natarcia o skosie 45°, krawędź spływu prosta, profil NACA 644-204. Konstrukcja ze stopu lekkiego, półskorupowa typu *fail safe*. Szkielet każdego skrzydła złożony z 12 dźwigarów i 5 żeber. Skrzydła wyposażone są w dwudzielne klapy noskowe na całej rozpiętości oraz klapolotki sięgające do 70% rozpiętości (od kadłuba). Wchylenie maks. klap noskowych — 25°, wchylenie maks. klapolotek — 20° (przy lądowaniu). Klapolotki zawieszane trzypunktowo, klapy noskowe — wewnętrzne dwupunktowo, zewnętrzne trzypunktowo. Konstrukcja klap noskowych, klapolotek i spływowej części skrzydła poza strefą klapolotek przedkladkowa (wypełniacz ulowy duralowy), klapy noskowe pokryte warstwą apex. Na końcach skrzydeł szynoprowadnice pocisków kierowanych. Pod skrzydłami w płaszczyznach żeber po trzy zaczepy do podwieszania szyn uzbrojenia, zbiorników lub innego wyposażenia dodatkowego. Każde skrzydło mocowane jest do kadłuba za pomocą kilku okuś sworzniami pracującymi na obciążenia wzdłużne. W kesonach skrzydeł znajdują się integralne zbiorniki paliwowe. Nosek skrzydła mieści zawieszania i siłowniki napędu klap noskowych; kłapa wewnętrzna ma (podobnie jak i zewnętrzna) dwa zespoły siłowników. W skrzydle znajduje się instalacja paliwowa do przyłączania zbiorników podwieszanych oraz elektryczna, zasilająca siłowniki klap noskowych i obsługująca punkty zawieszon zewnętrznych uzbrojenia i wyposażenia dodatkowego. Na spływowych sekcjach skrzydeł (poza strefą klapolotek) znajdują się rozładowywacze ładunków statystycznych.

Kadłub. Konstrukcja półskorupowa, metalowa; składa się z trzech zasadniczych części i wlotu powietrza. Część przednia ma przekrój kołowy przechodzący ku tyłowi w soczewkowy, charakterystyczny dla pozostałych sekcji kadłuba. Przednia część kadłuba ma stożkowy nosek wykonany z materiału dielektrycznego; osłania on antenę radaru pokładowego. Na lancy umieszczonej w wierzchołku stożka znajdują się sondy urządzeń pomiarowych. Za anteną radaru mieści się przedział aparatury radioelektronicznej (dostęp do niego zapewniają dwa obszerne luki z obu stron kadłuba), a następnie kabina pilota. Za kabiną w dolnej części kadłuba znajduje się drugi, mniejszy prze-

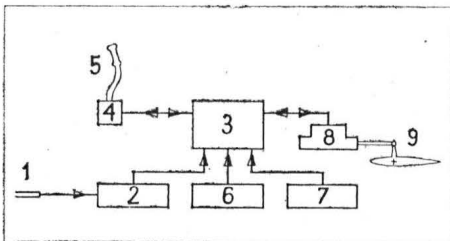


dział aparatury elektronicznej, a nad nim zbiornik paliwowy (w dwumiejscowej wersji F-16B w miejscu tego zbiornika znajduje się druga kabina pilota). Pod przednią częścią kadłuba umieszczony jest wlot powietrza o stałej, bardzo starannie opracowanej geometrii. W obudowie wlotu mieszczą się okucia mocowania, siłowniki i luk podwozia przedniego (zamykany dwuczęściową pokrywą). W środkowej części kadłuba znajdują się: przedział uzbrojenia mieszczący komory zamkowe działka M-61 Gatling i magazyn amunicyjny (działko położone jest z lewej strony kadłuba, w oprofilowaniu skrzydło-kadłub), zbiorniki paliwowe, umieszczone na grzbiecie kadłuba i w jego bocznych, soczewkowych rozszerzeniach tworzących przejście skrzydło-kadłub, agregaty instalacji hydraulicznej, kanał wlotowy powietrza do silnika oraz luki podwozia głównego zamknięte jednocześnie pokrywami otwieranymi na zewnątrz. Tylna część kadłuba ma przekrój kołowy, soczewkowe boczne rozszerzenia mają spłaszczone grzbieity. Na konstrukcję tej części kadłuba w strefie silnika użyto tytanu. W tylnej części kadłuba mieści się silnik, zawieszony w trzech punktach (dwie podpory boczne i jedna górna w przedniej części silnika), zbiorniki paliwowe rozmieszczone analogicznie jak w części środkowej, agregaty silnikowe (w dole pod silnikiem, z dostępem przez liczne luki), siłowniki napędu klapolotek, sterów wysokości, hamulców aerodynamicznych, haka hamującego i dyszy silnika oraz węzły mocowania usterzenia i dolnych płyt ustępczających. Hamulce aerodynamiczne typu krokodylowego znajdują się na spływach bocznych soczewkowych spłaszczeń struktury kadłuba, wychylane hydraulicznie pod kątem maks. 65°. Mocowanie skrzydeł znajduje się na środkowej części kadłuba. W tym rejonie ostre, soczewkowe przejścia skrzydło-kadłub są zakończone żebrami pracującymi, na których znajdują się węzły mocowania skrzydeł. Dostęp do wszystkich węzłów zapewniają obszerne wzniesienia kontrolne.

Usterzenie w układzie klasycznym. Usterzenie poziome płytowe o obrysie trapezowym identycznym jak skrzydła. Wznios ujemny, profil symetryczny. Obie płyty usterzenia poziomego identyczne i wzajemnie zamienne, konstrukcji jednodźwigarowej (dźwigar tytanowy) przekładkowej, pokryte kompozytem grafitowo-epoksydowym z wypełniaczem ulowym duralowym. Usterzenie pionowe o obrysie trapezowym z załamaniem i skosem krawędzi natarcia 45°. Keson statecznika pionowego konstrukcji półskorupo-

wej typu *fail safe*, czterodźwigarowy. Nosek z wypełniaczem ulowym. Krawędź natarcia na pokrycie stalowe, podobnie jak płyty usterzenia poziomego. W dolnej części statecznika znajdują się agregaty i aparatura elektroniczno-pomiarowa układu sterowania płatowcem oraz siłowniki napędu steru kierunku, w górnej części mieszczą się urządzenia do identyfikacji *swój-obcy* i do ostrzegania przed atakiem z tyłu (odbiornik wiązki radaru celowniczego). Dolna część statecznika pokryta jest laminatem szklanym. Ster kierunku konstrukcji przekładkowej, analogicznej jak płyty usterzenia poziomego. Skuteczność usterzenia kierunku zwiększają dwie płetwy ustępczające umieszczone pod kadłubem.

Sterowanie. Samolot F-16 ma zupełnie niekonwencjonalny układ sterowania. Jest to tzw. układ sztucznej stabilizacji i sterowania aktywnego. Rozwiązanie takie jest wynikiem dokładnej analizy optymalizacyjnej mas i osiągów — samolot niestateczny dynamicznie (jak F-16), lecz wyposażony w układ sterowania aktywnego, może mieć mniejsze powierzchnie płatów i usterzeń, a więc mniejszą masę i mniejszy opór czołowy. Występuje przy tym znaczna komplikacja układu sterowania (i przyrost jego masy), jednak zysk masy uzyskany na konstrukcji płatowca rekompensuje zarówno tę komplikację jak i przyrost masy układu sterowania. Działanie układu sterowania aktywnego polega na automatycznej regulacji i wychyleniu powierzchni sterowych (klapy noskowych, klapolotek i sterów) w sposób zależny od położenia środka masy samolotu oraz konfiguracji, warunków i parametrów lotu. Podstawową rolę w tym układzie pełni komputer, odbierający od czujników sygnały informujące o warunkach lotu oraz położeniu samolotu i wysyłający w razie potrzeby niezbędne rozkazy do odpowiednich urządzeń wykonawczych (układów siłowników uruchamiających powierzchnie sterowe). Oczywiście, działanie całego systemu może być korygowane przez pilota, który jednak nie musi przez cały czas absorbować swej uwagi zachowaniem właściwego stanu lotu. Układ sterowania składa się z układu kontroli sterowniczej w kabine (kabinach), komputera sterującego, czujników i zespołu przetwarzania danych z atmosfery, układów przyspieszeniomierzy, układów żyroskopowych do kontroli ruchów kątowych samolotu, układów napędów i kontroli ustawienia powierzchni sterowych oraz z przewodów łączących. Cały układ sterowania jest zwielokrotniony czterokrotnie (czyli są to praktycznie cztery niezależne układy), natomiast elementy wy-



Rys. 1. Schemat układu sterowania aktywnego: 1 — sondy danych z atmosfery, 2 — zespół przetwarzania danych z atmosfery, 3 — komputer centralny, 4 — układ kontroli położenia sterownicy, 5 — sterownica, 6 — układ przyspieszeniomierzy, 7 — układ żyroskopowy kontroli ruchów kątowych samolotu, 8 — zespoły kontroli położenia i siłowniki napędu powierzchni sterowych, 9 — powierzchnia sterowa

konawce (silowniki elektryczne i elektrohydrauliczne) są zwielokrotnione trzykrotnie. Zwielokrotnienie układu jest absolutnie niezbędne ze względu na ciągłość i niezawodność jego działania (obliczeniowa niezawodność tak skonstruowanego układu jest równa niezawodności płatowca — prawdopodobieństwo wystąpienia awarii wynosi 1:10 000 000 godzin lotu). Układ ten służy może również do sterowania obciążeniami podczas podmuchów, aktywnego tłumienia flatteru i wirów przy locie na dużych kątach natarcia oraz pozwala wykorzystywać także sztuczną stateczność boczną. Duża skuteczność układu jest zagwarantowana przez możliwość bardzo szybkiego wychylania powierzchni sterowych za pomocą silowników elektrycznych i elektrohydraulicznych (np. prędkość kątowa klapoletek podczas ich wychylania wynosi 80°/s).

Podwozie trójzespolowe z kołem przednim. Zespół podwozia przedniego z kołem pojedynczym sterowanym zawieszonym na półwidelcu z tłumikiem drgań poprzecznych jest chowany z obrotem koła wokół goleni do łuku w obudowie wlotu powietrza do silnika pod przednią częścią kadłuba. Amortyzator olejowo-powietrzny w goleni. Wymiary ogumienia 18x5,5-8. Podwozie główne o układzie piramidkowym z kołami pojedynczymi jest chowane z obrotem koła wokół goleni do łuków kadłubowych. Amortyzatory olejowo-powietrzne w goleniach, hamulce hydrauliczne tarczowe, elementy siłowe wykonane jako odkuwki. Koła podwozia głównego identyczne jak stosowane wcześniej w samolocie B-58 Hustler. Wymiary ogumienia 25,5x8-14. Na goleniach podwozia głównego znajdują się reflektory. 80% części podwozia głównego jest wzajemnie zamiennych (lewo-prawo). Chowanie i sterowanie podwozia hydrauliczne. Pod tylną częścią kadłuba znajduje się sterowany hydraulicznie hak do chwytania lin hamujących.

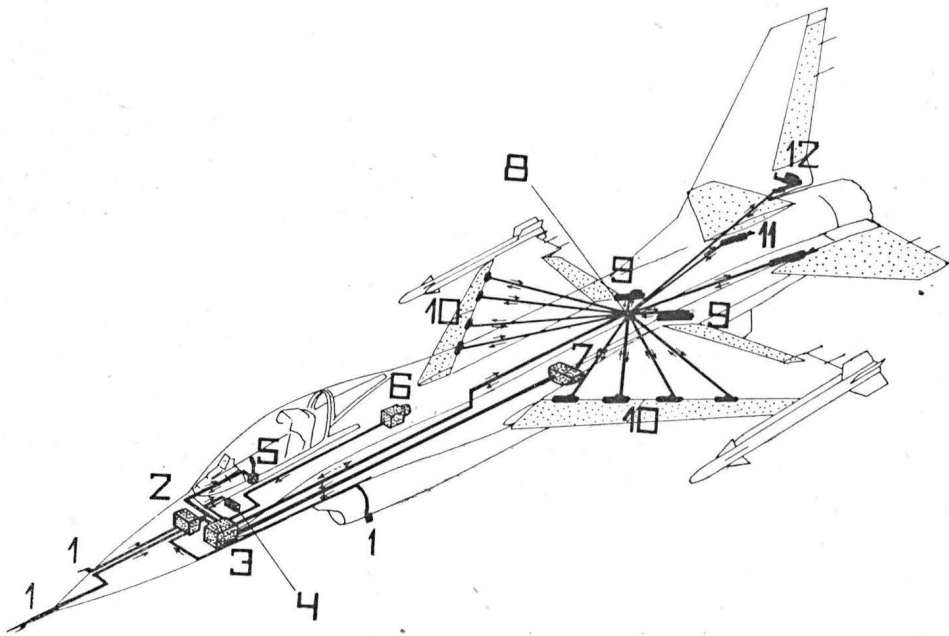
Kabina mieści się w przedniej części kadłuba. Katapultowany fotel pilota typu Douglas Escapac-II jest umieszczony w pozycji odchylonej do tyłu o 30° (znacznie bardziej niż w dotychczasowych konstrukcjach). Ma to na celu poprawienie widoczności i zwiększenie odporności pilota na przeciążenia (do 8 g). Fotel może być katapultowany przy zerowej prędkości i wysokości. Dżęzek sterowy jest umieszczony asymetrycznie, z prawej strony fotela. Tablica przyrządów wyposażona tylko w najniezbędniejsze wskaźniki, nad tablicą półprzezroczysty ekran do projekcji danych i wskazań (*head-up display*). Oslona kabiny dwuczęściowa — przednia duża część otwierana do góry ku tyłowi, mała część tylna stała. Oszklenie kabiny i jej położenie wysoko na grzbiecie kadłuba zapewniają widoczność w zakresie 360° wokół pionowej osi samolotu i 270° wokół jego osi poziomej (podłużnej). W wersji dwumiejscowej F-16B druga kabina znajduje się na miejscu pierwszego kadłubowego zbiornika paliwa (obok luf działka) i jest wyposażona identycznie jak przednia, lecz bez ekranu do projekcji danych i wskazań. W wersji F-16B osłona kabiny jest trzyczęściowa.

Instalacje i wyposażenie. Instalacja elektryczna do sterowania płatowcem i uzbrojeniem, zasilania awioniki pokładowej i oświetlenia. Instalacja hydrauliczna do sterowania podwoziem, hamulcami aerodynamicznymi, klapoletkami, hakiem hamującym i dyszą silnika. Główny zbiornik hydrauliczny znajduje się tuż za działkiem. Instalacja paliwowa składa się ze zbiorników kadłubowych i skrzydłowych oraz pomp i agregatów. Możliwe jest podwieszenie pod skrzydłami i kadłubem trzech dodatkowych zbiorników o łącznej pojemności 3900 l. Wyposażenie radioelektryczne: kalkulator pokładowy, zespoły przetwarzania danych, radar pokładowy z celownikiem, projektor

mapy, urządzenie do projekcji wskazań i danych (*head-up display*), radiostacje pokładowe, nawigacyjne, komunikacyjne i do zdalnego sterowania bomb, urządzenia do identyfikacji i ostrzegania. Dodatkowo można zawieszać pod skrzydłami i kadłubem pojemniki ze specjalną aparaturą do prowadzenia rozpoznania radioelektrycznego i fotograficznego (podobne do używanych na samolocie Mohawk). Najważniejsze urządzenia i agregaty zwielokrotnione w celu podwyższenia niezawodności.

zawieszane na szynach po 6 lub po 3, większe po 2 lub pojedynczo, pociski powietrze-ziemia zawieszane na prowadnicach po 3.

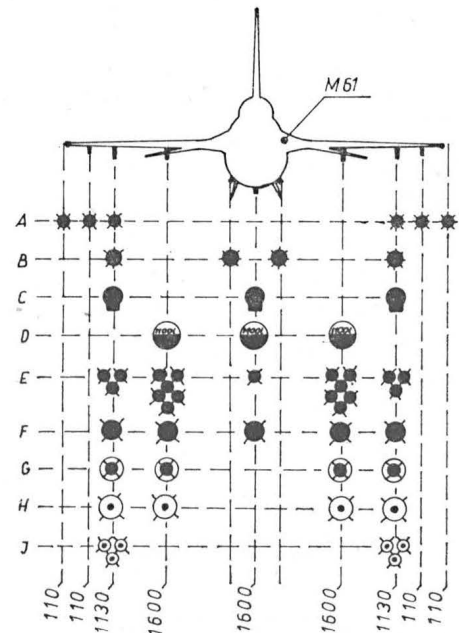
ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Samolot F-16 jest jedną z konstrukcji zgłoszonych do konkursu Departamentu Obrony USA na tzw. myśliwiec do walki powietrznej lub dzienny myśliwiec przewagi powietrznej (ACF — *air combat fighter*). Prace projektowe rozpoczęto w 1972 r. w zakładach General Dynamics (dawniej Convair). Prototyp YF-16 zademonstrowano po raz pierwszy 13 paź-



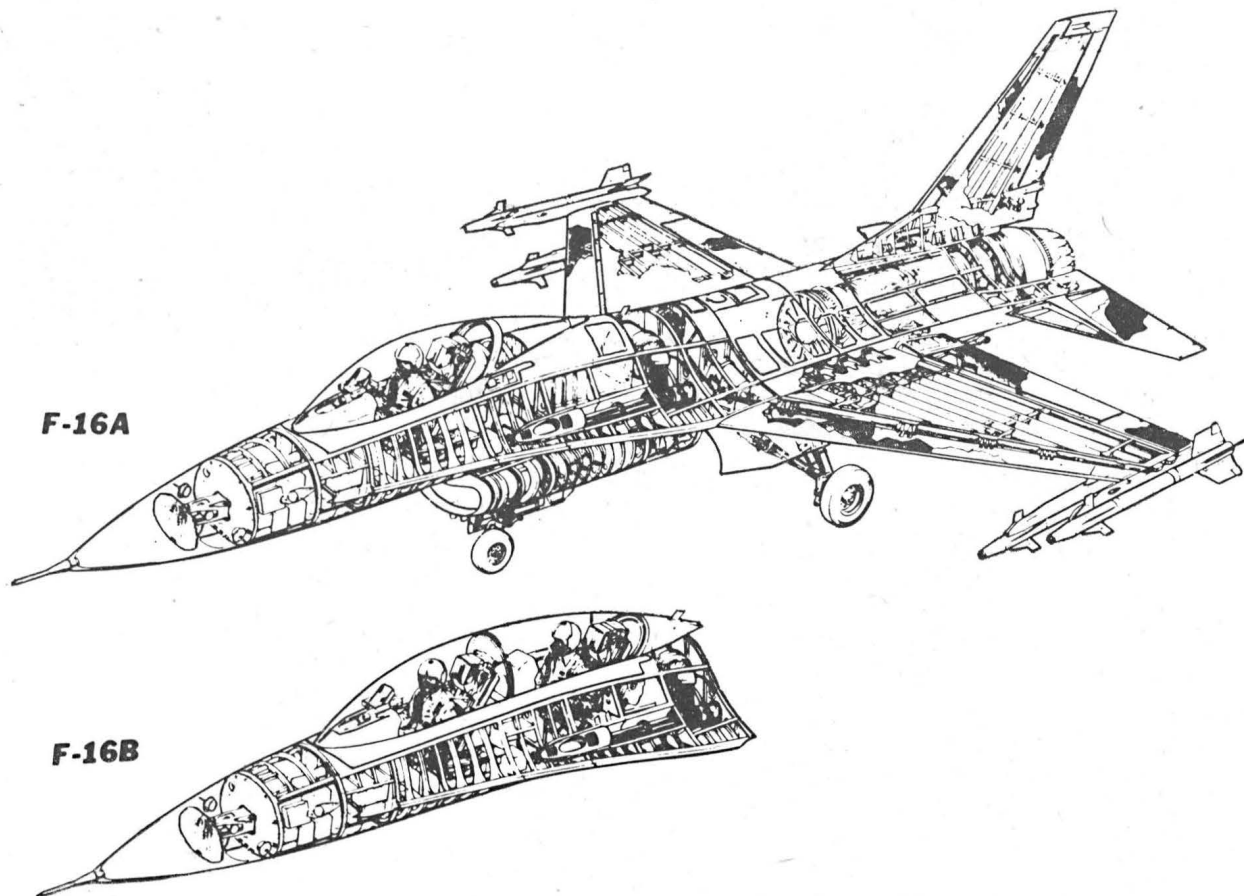
Rys. 2. Układ sterowania aktywnego samolotu F-16: 1 — sondy danych z atmosfery, 2 — zespół przetwarzania danych z atmosfery, 3 — komputer centralny, 4 — układ kontroli położenia sterowniczych, 5 — układ kontroli położenia drążka sterowego, 6 — układ przyspieszeniometry, 7 — układ żyroskopów kontroli ruchów kątowych samolotu, 8 — węzeł rozdzielczy przewodów łączących, 9 — zespoły kontroli położenia i siłowniki napędu klapoletek, 10 — zespoły kontroli położenia i siłowniki napędu klap noskowych, 11 — zespoły kontroli położenia i siłowniki napędu sterów wysokości, 12 — zespół kontroli położenia i siłowniki napędu steru kierunku

Zespół napędowy. Dwuprzepływowy dwuwałowy silnik odrzutowy Pratt-Whitney F-100PW-100 o ciągu 111,2 kN (11 300 kg) z dopalaniem. W silniku tym 3-stopniowy wentylator osadzony jest na wspólnym wale z 2-stopniową turbiną niskiego ciśnienia, a 10-stopniowa sprężarka osiowa na wspólnym wale z 2-stopniową turbiną wysokiego ciśnienia. Komora spalania pierścieniowa. Silnik zaopatrzony jest w dopalacz z dyszą o przekroju regulowanym hydraulicznie. Gabaryty silnika: długość — 4,85 m, średnica — 0,88 m, masa — 1370 kg. Silnik jest umieszczony w tylnej części kadłuba i może być w razie potrzeby dość łatwo demontowany (wysuwany z kadłuba). Powietrze jest dostarczane przez pojedynczy stały wlot pod kadłubem. Przekrój wlotu owalny (półksiężycowy), przechodzący płynnie w eliptyczny, a tuż przed silnikiem — w kołowy.

Uzbrojenie. Uzbrojenie stałe: jednoobrotowe sześciolufowe działko General Electric M-61 Gatling kalibru 20 mm (jest to wersja rozwojowa znanego działka Vulcan). Działko umieszczone jest z lewej strony kadłuba, w oprofilowaniu przejścia skrzydło-kadłub. Szybkostrzelność działka — 6000 strz./min, zapas amunicji — 500 naboju. Uzbrojenie podwieszane: samonaprowadzające pociski rakietowe AIM-9 lub kierowane wiązką prowadzącą AIM-7 pociski typu powietrze-powietrze w liczbie 2:6, bomby zdalnie kierowane MK-82 lub MK-84, bomby napalmowe, bomby klasyczne różnej wielkości, niekierowane pociski rakietowe typu powietrze-ziemia (w różnych zestawach, zależnie od rodzaju wykonywanej akcji). Mniejsze bomby



Rys. 3. Schemat rozmieszczenia uzbrojenia i wyposażenia podwieszanego samolotu F-16 (nośność zawieszon zewnętrznych podana w kg): A — samonaprowadzające pociski rakietowe powietrze-powietrze typu AIM-9, B — kierowane pociski rakietowe powietrze-powietrze typu AIM-7, C — zasobniki z aparaturą do prowadzenia rozpoznania radioelektrycznego i fotograficznego, D — zbiorniki paliwowe (1100 + 1400 + 1100 l), E, F — zestawy bomb, G — bomby napalmowe, H — bomby zdalnie sterowane, J — pociski rakietowe powietrze-ziemia



dziennika 1973 r. W roku 1974 dokonano oblotu dwóch prototypów (pierwszy — 2.II, drugi — 9.V), z których pierwszy był następnie wystawiony na Salonie Lotniczym w Paryżu w 1975 r. W tym też roku rozpoczęto przygotowania do podjęcia produkcji seryjnej. Pierwszy samolot seryjny był gotowy 20 października 1976 r. Jeszcze w fazie badań prototypu (w 1975 r.) samolot zademonstrowano przedstawicielom czterech europejskich państw NATO: Belgii, Danii, Holandii i Norwegii, które wyraziły zainteresowanie wprowadzeniem go do swego uzbrojenia. Opracowano również projekt kooperacji z tymi właśnie państwami przy seryjnej produkcji F-16 (w każdym z wymienionych krajów byłyby produkowane części samolotu oraz dokonywany byłby montaż ostateczny). Przewiduje się do współpracy cztery zasadnicze wytwórnie europejskie: Fokker (Holandia), SABCA (Belgia), Fairey (oddział belgijski) i Per Udsen (Dania), nie licząc mniejszych firm we wszystkich wymienionych krajach.

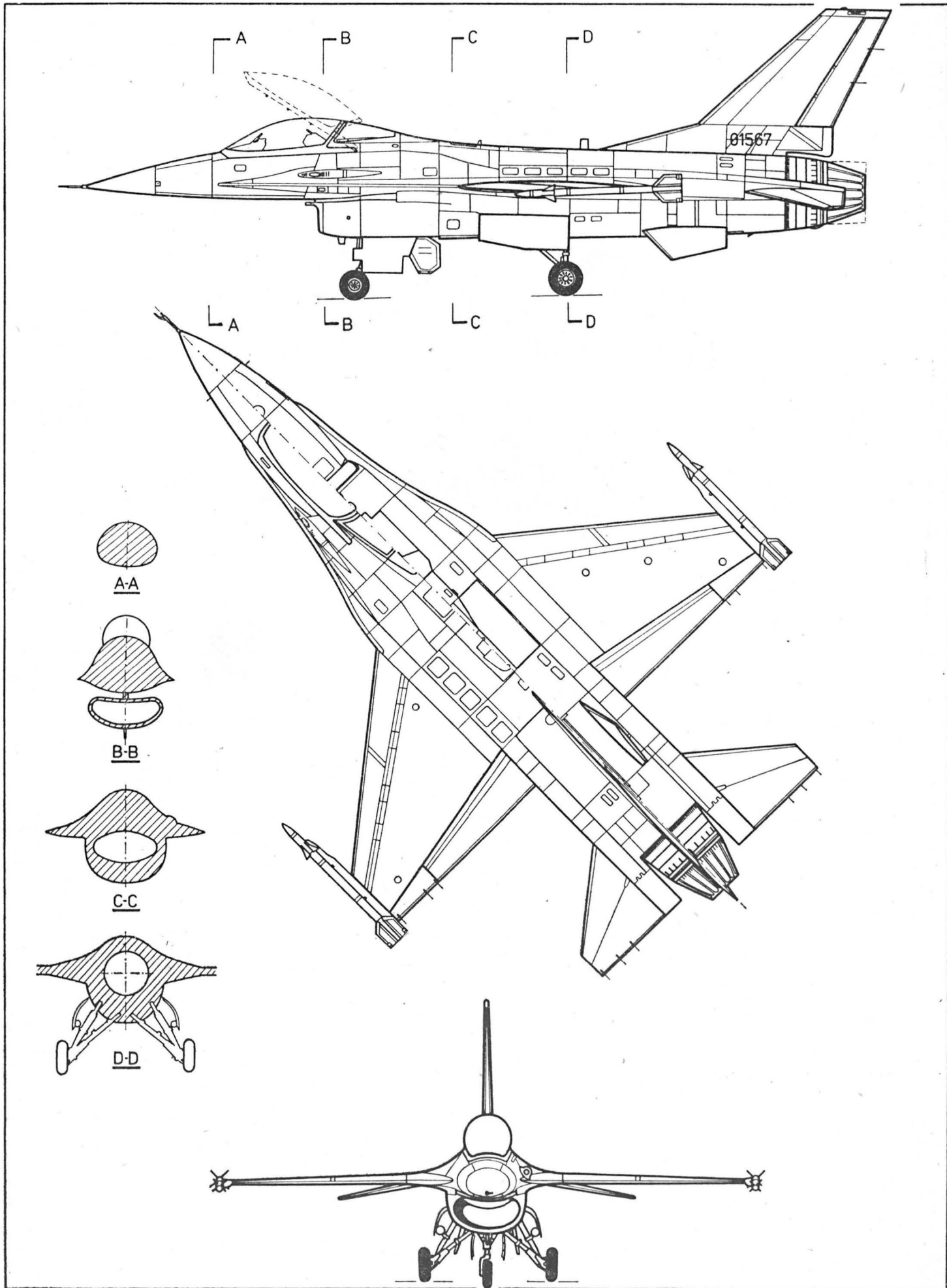
F-16 jest myśliwcem o zupełnie nowej koncepcji (patrz artykuł Włodzimierza Waśkowskiego *Rozwój koncepcji samolotu myśliwskiego*, *TLiA* nr 6/75 i 7—8/75). Podczas jego projektowania starano się uzyskać szczególnie niską masę płatowca i wykorzystać części i podzespoły od innych samolotów opracowanych i produkowanych przez General Dynamics. Np. optymalizacja geometrii wlotu powietrza przy zastosowaniu stałej geometrii pozwoliła zaoszczędzić 180 kg w porównaniu z analogicznym wlotem o zmiennej geometrii, użycie nowych materiałów i technologii opracowanych w ramach programu kosmicznego NASA pozwoliło uzyskać następne 258 kg. Na szczególną uwagę zasługuje też fakt, że spośród 432 elementów struktury F-16 254 są identyczne jak w samolocie F-111, a następne 78 jest tylko nieco zmodyfikowanych. Przy opracowywaniu koncepcji i układu samolotu wykorzystano i rozwinięto doświadczenia uzyskane podczas prac nad raketoplanami X-15. W fazie wstępnych badań aerodynamicznych (pro-

wadzonych zarówno klasycznymi metodami tunelowymi jak i metodami numerycznymi) zbadano m. in. 46 różnych kształtów przejścia skrzydło-kadłub. Materiałami zastosowanymi w konstrukcji F-16 są: stopy aluminium — 83%, stale — 5%, kompozyty grafitowo-epoksydowe — 2%, stopy tytanu — 2%, pozostałe — 8%. W stosunku do prototypu YF-16 seryjne F-16 mają zwiększoną o 0,35 m długość kadłuba i obniżony nieco jego przód, powiększoną o 1,9 m² powierzchnię skrzydeł oraz usterzenie poziome powiększone o 15%. Przewidywane oceny: w 1972 r. — 3 mln dol., w 1975 r. — 5,6 mln dol. Uważa się, że ostateczna cena nie powinna przekroczyć ok. 6,09 mln dol. Stan zamówień na luty 1977 r.: F-16A+F-16B (opcja F-16A+F-16B): USA: 650+98(0+0), Belgia: 116+12(14+0), Dania: 58+12(10+0), Holandia: 102+22(16+2), Norwegia: 72+12(0+0).

T.M.

DANE TECHNICZNE (wersja F-16A)

Rozpiętość	9,45 m	Obciążenie pow. nośnej norm.	439,06 kg/m ²
Rozpiętość z uzbrojeniem	10,00 m	Obciążenie pow. nośnej maks.	537,63 kg/m ²
Długość	14,52 m	Obciążenie ciągu norm.	112,4 kg/kN (1,106 kg/kG)
Wysokość	5,00 m	Obciążenie ciągu maks.	134,9 kg/kN (1,327 kg/kG)
Rozpiętość usterzenia	5,50 m	Prędkość maks.	1,95 do 2,2 M
Baza podwozia	4,00 m	Prędkość wznoszenia (H = 0 m)	300 m/s
Rozstaw kół	2,36 m	Pułap	15200 m
Wydłużenie skrzydła	3 m	Zasięg maks.	3700 km
Powierzchnia skrzydła	27,9 m ²	Bojowy promień działania	1000 km
Masa własna	6400 kg	Długość startu	533 m
Masa startowa norm.	12250 kg	Długość lądowania	800 m
Masa startowa maks.	15000 kg	Współczynniki obciążeń (n) w locie ustalonym:	
Masa startowa do akcji myśliwskiej	9900 kg	— (M = 0,9, H = 10000 m) n = 4	
Masa maks. na podwieszeniach zewnętrznych	6900 kg	— (M = 1,8, H = 10000 m) n = 2	
		— (M = 2,0, H = 13000 m) n = 1	



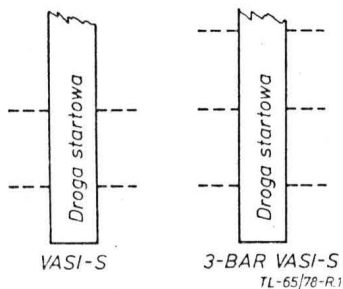
VASI-S — wizualna pomoc do lądowania

Konstrukcja systemu świetlnego wskaźnika ścieżki schodzenia — VASI-S. Technika działania systemu i jego funkcje.

Podstawowym zadaniem instalowanych na lotniskach pomocy do lądowania jest ułatwienie pilotowi wprowadzenia samolotu — w odpowiedniej odległości od pasa — na przedłużenie osi centralnej drogi startowej i utrzymanie się na niej aż do momentu przyziemienia. Niektóre z tzw. niewizualnych pomocy zapewniają również możliwość prowadzenia samolotu po z góry wyznaczonej ścieżce schodzenia, którą należy w tym przypadku rozumieć jako płaszczyznę nachyloną pod niewielkim (w lotnictwie komunikacyjnym od 2°30' do 3°15') kątem do powierzchni ziemi i przecinającą tę powierzchnię w miejscu określanym jako teoretyczny punkt przyziemienia na drodze startowej. Taką rolę spełniają ILS i PAR¹⁾.

Wśród pomocy wzrokowych jedynym uznanym i zalecanym przez ICAO jest system świetlnego wskaźnika ścieżki schodzenia VASI-S. System ten jest już szeroko rozpowszechniony na świecie i niedługo zostanie oddany do użytku na niektórych lotniskach komunikacyjnych w naszym kraju.

Pochlebne opinie pilotów korzystających z lotnisk wyposażonych w instalacje VASI-S oraz względnie niewielki koszt tych urządzeń spowodowały rozpowszechnienie tego systemu. Warto jednak zwrócić uwagę na dwie istotne wady VASI-S'a:



Rys. 1. Układ elementów świetlnych VASI-S i 3-BAR VASI-S

— jako system świetlny może być używany w warunkach względnie dobrej widzialności;

— dając informacje tylko o ścieżce schodzenia nie może zastąpić żadnego ze znanych dotychczas systemów podejścia (1 lub 2 NDB, ILS, PAR, SRA).

Może nie byłoby celowe wspominać o tym, gdyby nie fakt że VASI-S coraz częściej instalowany jest na lotniskach, które należałoby raczej wyposażać w pomoce radionawigacyjne w pierwszej kolejności. Zdarza się także, iż system ten pracuje równoległe z ILS-em na drodze startowej przystosowanej do lądowań według kategorii II ICAO, a jednocześnie

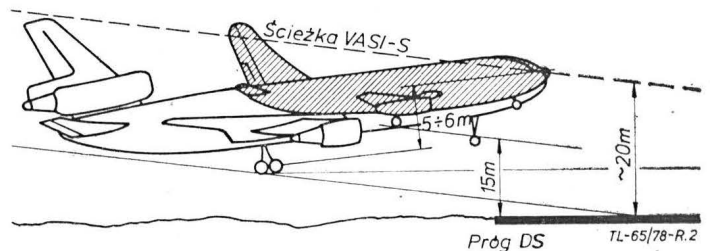
nie kierunki nieinstrumentalne na tym samym lotnisku nie mają tego rodzaju świateł.

VASI-S został zaprojektowany z myślą o zabezpieczeniu samolotów podchodzących do lądowania na takich lotniskach, gdzie nawet dobra widzialność drogi startowej czy jej świateł może nie wystarczyć pilotowi do utrzymania bezpiecznej ścieżki schodzenia — a więc jest to raczej system ostrzegania niż prowadzenia (choć często uważany jest przez pilotów i służby naziemne za pomoc prowadzącą).

Wieloletnie badania wykazały, że warunki terenowe okolic lotniska mogą mieć wpływ na to, iż pilot podchodzi do lądowania zbyt nisko. Dzieje się tak przeważnie w czasie podejścia znad wody, terenu pozbawionego punktów charakterystycznych lub nachylonego w stosunku do poziomej drogi startowej. VASI-S jest też bardzo użyteczny tam, gdzie w strefie podejścia znajdują się nieoznakowane przeszkody lub konfiguracja terenu powoduje występowanie turbulencji lokalnej w pobliżu lotniska. Zmiana koloru świateł VASI-S jest ostrzeżeniem o wyjściu samolotu poza bezpieczną płaszczyznę podejścia i właśnie dlatego należy go uznać za system ostrzegawczy.

Założenia i konstrukcja systemu

Wielką zaletą świateł VASI-S jest to, że dla korzystania z nich nie trzeba specjalnego szkolenia (jak np. dla ILS czy PAR-a); wystarczy zapamiętanie trzech prostych reguł mówiących o kolorach widzianych świateł. Żeby jednak nie



Rys. 2. Zabezpieczenie pionowe nad progiem drogi startowej przy podejściu wg VASI-S samolotów o różnej wielkości

komplikować niepotrzebnie opisu, ograniczymy się tylko do dwu typów — VASI-S i 3-BAR VASI-S (VASI-S trójpoprzeczkowy). Pozostałe — AVASI-S (uproszczony), 3-BAR AVASI-S (trójpoprzeczkowy uproszczony) czy TVASI-S (o układzie elementów świetlnych w kształcie T) — pracują na analogicznych zasadach, inny jest tylko układ świateł. Sposób rozmieszczenia elementów świetlnych VASI-S i 3-BAR VASI-S pokazuje rys. 1. Zestaw 2 lub 3 elementów świetlnych tworzy tzw. poprzeczkę. Mają one swoje nazwy — w wiernym tłumaczeniu z angielskiego brzmiące:

VASI-S	3-BAR VASI-S	
podwietrzna	podwietrzna	} poprzeczka leżąca bliżej obserwatora
	środkowa	
nawietrzna	nawietrzna	} poprzeczka leżąca dalej od obserwatora

¹⁾ Skrótly obcojęzyczne rozwinięte są na końcu artykułu

przy czym za obserwatora uważamy pilota podchodzącego do lądowania samolotu. Widzi on jedną z trzech możliwych sytuacji (dla VASI-S):

- | | | |
|-----------------------|---|---------------------------------|
| podwierzchna biała | } | oznacza: nad ścieżką schodzenia |
| nawierzchna biała | | |
| podwierzchna biała | } | oznacza: na ścieżce schodzenia |
| nawierzchna czerwona | | |
| podwierzchna czerwona | } | oznacza: pod ścieżką schodzenia |
| nawierzchna czerwona | | |

W ten sposób kombinacja kolorów biały-czerwony wyznacza prawidłową płaszczyznę podejścia.

Ze względu na bezpieczeństwo punkt przyziemienia na drodze startowej wyznacza się w taki sposób, aby minimalne pionowe zabezpieczenie samolotu nad progiem wynosiło 15 m (licząc od poziomu progu do najniższej położonej części samolotu — z reguły są to koła podwozia głównego). Ponieważ po ścieżce wyznaczonych światłami VASI-S przesuwa się wzrok pilota, przebiega ona nieco wyżej niż 15 m nad progiem — tyle, żeby wymagane zabezpieczenie było zachowane, jeżeli pionowa odległość oko-koło w pozycji do lądowania danego typu samolotu nie przekracza 4,5 m. Dla samolotów większych (odległość oko-koło $4,5 \div 16$ m) konieczne jest instalowanie 3-BAR VASI-S. Pilot widzi wtedy trzy poprzeczki, ale jedną z nich ignoruje: prowadząc niewielki samolot ocenia swoje położenie na podstawie obserwacji poprzeczek podwierzchniej i środkowej; prowadząc samolot wielki zwraca uwagę tylko na poprzeczkę środkową i nawierzchną. 3-BAR VASI-S generuje więc dwie (praktycznie równoległe) ścieżki schodzenia, reguła sekwencji światła pozostaje jednak nie zmieniona: na ścieżce zawsze dalsza z interesujących pilota poprzeczek widoczna jest jako biała, bliższa jako czerwona. Zasadę tę pokazano na rys. 3.

Każdy z elementów świetlnych emituje dwubarwną w zasadzie wiązkę światła. Granicą sektora białego i czerwonego jest niewielki (maksimum 15' łuku) sektor światła różowego. Jego istnienie nie jest uzasadnione technicznymi trudnościami uzyskania ostrego przejścia, a raczej swego rodzaju tradycją, gdyż taką charakterystykę światła miały pierwsze instalowane systemy VASI-S. Na szóstym spotkaniu Zespołu Specjalistów ds. pomocy wzrokowych (Montreal, marzec 1972) zdecydowano, że różowy sektor zostanie utrzymany i jego wielkość maksymalną ustalono na 15' łuku. Zebrane opinie pilotów wskazywały, iż ostre przejście od światła białego do czerwonego nie ma istotnego znaczenia podczas podejścia. Ponieważ już wtedy wiele lotnisk miało VASI-S z sektorem różowym, przyjęto za ważniejszą dla pilotów zasadę jednolitości charakterystyki tych światła na całym świecie.

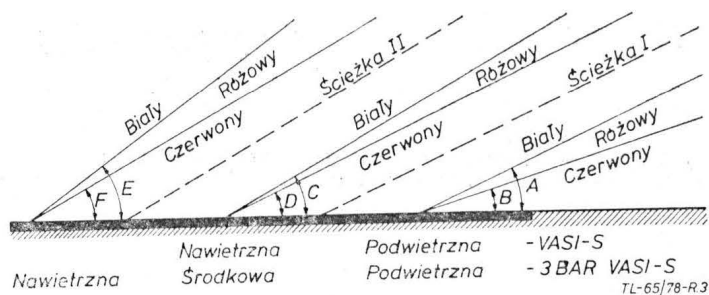
Technika systemu

Annex 14 ICAO stawia systemowi określone i dosyć wysokie wymagania. Wiązka światła VASI-S musi być widoczna z odległości nie mniejszej niż 7,4 km w sektorze pionowym $1^{\circ}30'$ powyżej i poniżej środka sektora przejściowego (różowego) oraz w sektorze poziomym po 10° od osi drogi startowej. Wymaganie to uściślone jest w *Aerodrome Design Manual*: natężenie światła czerwonego powinno wynosić 10 tys. kandel. ICAO przyjęło do stosowania dwa typy konstrukcji jednostek świetlnych: szczelinowe i projektorowe. Różnice między nimi wyjaśnia rys. 4.

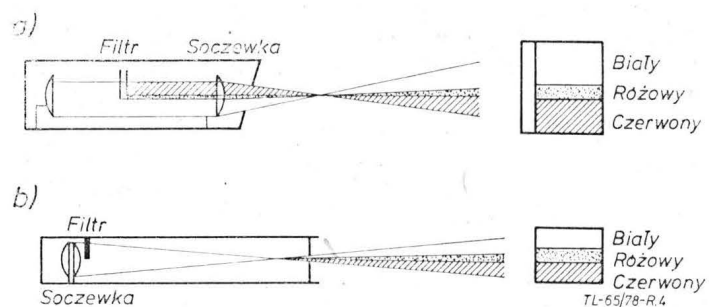
Dla obu typów używa się źródeł światła wysokiej intensywności (żarówki halogenowe — 3 lub więcej w każdej jednostce). Na rys. 5 pokazano charakterystyki natężenia światła.

Jednostki świetlne VASI-S montowane są na betonowych postumentach stabilizowanych w gruncie tak, aby wstrząsy wywołane lądowaniami ciężkich samolotów nie miały

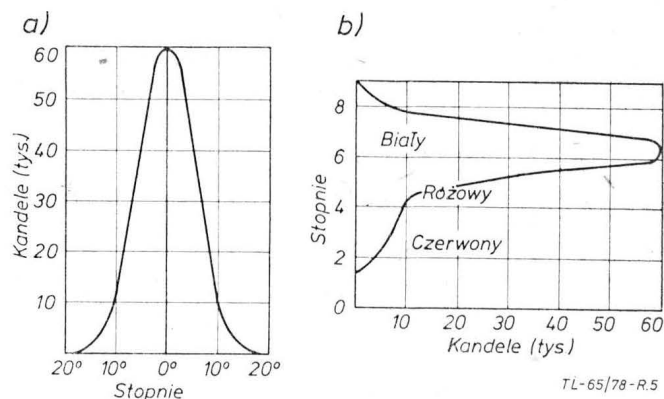
wpływu na ustawienie kątów wiązek światła. Poprzeczki leżą na prostopadłej do osi drogi startowej; maksymalne dopuszczalne odchylenie wynosi 1° . Poziome osie szczelin lub soczewek zewnętrznych jednostek tworzących poprzeczkę nie mogą odchylić się od poziomu więcej niż o $1/4$ stopnia,



Rys. 3. Kąty wzniesienia wiązek światła VASI-S i 3-BAR VASI-S



Rys. 4. Systemy optyczne jednostek świetlnych VASI-S: A — typ projektorowy; B — typ szczelinowy



Rys. 5. Pozioma (A) i pionowa (B) charakterystyka natężenia światła — dla jednostki świetlnej typu szczelinowego

a różnica wysokości między nimi zawiera się w granicach 5 cm. Dolna krawędź szczeliny nie powinna znajdować się wyżej niż 30 cm w stosunku do najbliższego punktu osi drogi startowej. Ponadto konstrukcja jednostek świetlnych powinna zapewniać łatwy dostęp do żarówek oraz zabezpieczenie przed gromadzeniem się wody lub śniegu na powierzchni soczewek lub szkieł rozpraszających.

Poprzeczki leżące po jednej stronie drogi startowej z reguły mają niezależny obwód zasilania. Niektóre lotniska mają jednak VASI-S włączony do obwodu zasilania światła drogi startowej. Wadą tego rozwiązania jest brak możliwości wyłączenia systemu niezależnie od innych światła. Tymczasem na podstawie zebranych doświadczeń stwierdzono nieprzydatność światła VASI-S w bardzo złych warunkach atmosferycznych — przy podstawie chmur poniżej 60 m. ICAO zaleca władzom lotnisk wyłączenie systemu, a pilotom ignorowanie wskazań VASI-S w warunkach meteorologicznych dla lądowań II i III kategorii.

Ostatnim etapem instalowania VASI-S jest oblot systemu, podczas którego sprawdza się z powietrza jego działanie. Szczególne znaczenie ma ustalenie, czy dla obserwatora światła mają jednakową intensywność oraz czy zmiana barwy poprzeczek zachodzi jednocześnie we wszystkich jednostkach świetlnych przy odchyleniu się samolotu od optymalnej ścieżki schodzenia.

Rozwinięciem i ulepszeniem przedstawionych systemów jest T-VASI-S. Jego podstawową zaletą jest informowanie pilota nie tylko o fakcie wyjścia pod lub nad ścieżkę schodzenia, ale także o względnej wielkości tego odchylenia. Bliższe omówienie tego systemu wykracza jednak poza założone ramy artykułu.

Skróty użyte w tekście:

VASI-S — *Visual Approach Slope Indicator System* — świetlny wskaźnik ścieżki schodzenia;

AVASI-S — *Abbreviated VASI-S* — uproszczony VASI-S;

ILS — *Instrument Landing System* — system podejścia według wskazań przyrządów;

NDB — *Non-directional Radio Beacon* — radiolatarnia bezkierunkowa;

PAR — *Precision Approach Radar* — precyzyjny radar podejścia;

SRA — *Surveillance Radar Approach* — podejście według radaru dozoru.

LITERATURA

1. Annex 14 — *Aerodromes*. 7-th Edition, June 1976.
2. *Aerodromes Design Manual*. Doc. 9157 Part 4 Visual Aids, 1-st Edition 1976.
3. *Flughafen Nachrichten* (Frankfurt/Main) nr 3/77.
4. *Visual Aids Panel*. Doc. 9005, 6-th Meeting Report, March 1972.
5. *Visual Aids Panel*. Doc. 9162, 7-th Meeting Report, February 1976.

WCT/27/K/78

PROJEKTY

SIAI Marchetti S.211

● Włochy ●

Projekt odrzutowego samolotu szkolno-treningowego

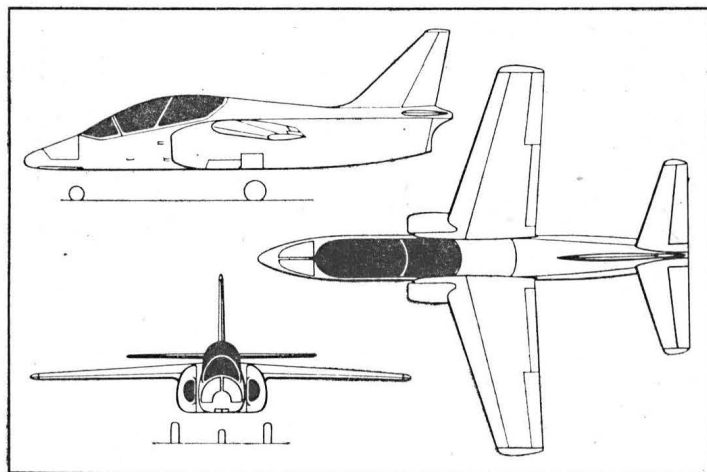
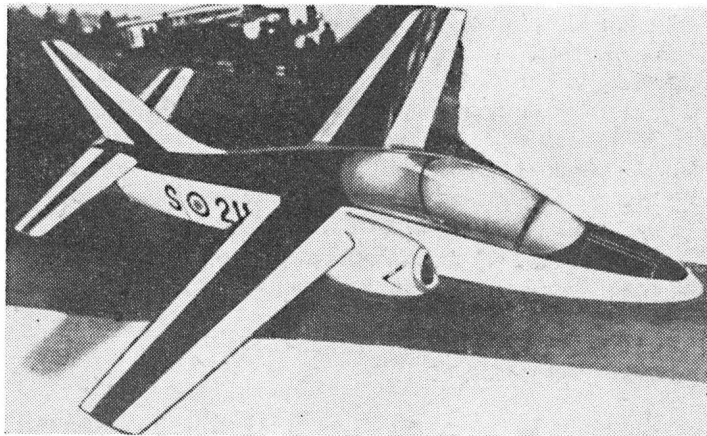
Firma SIAI Marchetti opracowała projekt odrzutowego samolotu do wstępnego i podstawowego szkolenia S.211, który dzięki swej niskiej cenie (500 000 dol. w wartościach z 1977 r.) i niskim kosztom eksploatacyjnym będzie szczególnie atrakcyjny dla lotnictwa wojskowego mniejszych państw. Ma on poza tym zapewniać znacznie szerszy zakres szkolenia niż jakikolwiek z dotychczas budowanych samolotów o tej samej cenie, gdyż nadawać się będzie również do zaawansowanego treningu.

Przy projektowaniu samolotu S.211 wykorzystano doświadczenie zdobyte przez SIAI Marchetti przy produkcji i sprzedaży łokowego samolotu szkolnego SF.260. Główny nacisk położono na prostotę i ekonomię, zarówno z punktu widzenia produkcji, jak i eksploatacji. Zastosowano prosty układ sterowania, bez kłapek na sterach i bez wspomagania mechanicznego, kabinę bez ciśnieniowania oraz wystrzeliwane fotele tylko na specjalne żądanie. Jednak mimo swej prostoty i wynikającej stąd niskiej ceny — w porównaniu z samolotami treningowymi o wyższych osiągnięciach — projekt samolotu uważa się za najnowszą realizację z dziedziny aerodynamiki, łącznie z nadkrytycznymi profilami płata dającymi większą siłę nośną przy stosunkowo niewielkim oporze, nawet w przydźwiękowym zakresie prędkości lotu. Cztery uchwyty pod płatem pozwalają na podwieszanie 900 kg uzbrojenia — 2 × 300 kg na uchwytach wewnętrznych i 2 × 150 kg na uchwytach zewnętrznych. Do napędu samolotu przewidziany jest mały dwuwalowy silnik dwuprzepływowy JT15D-1 o ciągu 981 daN, którego niezawodność i trwałość zostały wypróbowane na samolotach służbowych Cessna Citation, a w późniejszym okresie — JT15D-4 o ciągu 1111 daN.

Zakończone zostały próby tunelowe na modelach samolotu S.211, przy czym badania w zakresie prędkości przydźwiękowych przeprowadzono w tunelu firmy Boeing w Seattle, a badania korkociągowe w pionowym tunelu w Lille. Rozpoczęcie prób prototypów przewiduje się na połowę 1979 r., a rozpoczęcie dostaw samolotów seryjnych na rok 1981 lub 1982.

Napęd: dwuwalowy silnik dwuprzepływowy Pratt-Whitney of Canada JT15D-1 o stosunku natężenia przepływu 3,3:1, o ciągu startowym 981 daN i ciągu maksymalnym trwałym 930 daN; jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych — 0,55 kg/daNh. Zapas paliwa 643 l w zbiornikach wewnętrznych i 350 l w dodatkowych zbiornikach zewnętrznych.

Dane techniczne: rozpiętość 8,00 m; długość 9,28 m; wysokość 3,73 m; rozpiętość usterzenia wysokości 3,96 m; rozstaw kół 2,00 m; masa samolotu pustego 1920 kg; normalna masa startowa 2200 kg; maksymalna masa startowa (z uzbro-



jeniem) 2800 kg; masa użytkowa 780 kg; maksymalna masa użytkowa (z uzbrojeniem) 1380 kg; prędkość maksymalna 666 km/h na wysokości 7620 m; dopuszczalna liczba Ma — przy nurkowaniu — 0,8, maksymalna prędkość przelotowa 637 km/h na wysokości 7620 m; maksymalne wznoszenie 7,68 m/s; maksymalny zasięg z rezerwą paliwa na 30 min 2000 km na wysokości 9145 m; długotrwałość lotu z rezerwą paliwa na 30 min 4,25 h; minimalny promień zakrętu n.p.m. 305 m; prędkość przeciągnięcia z wypuszczonymi kłapami 125 km/h; długość startu na 15 m 440 m; długość lądowania z 15 m 536 m.

W.K.

Niektóre charakterystyki techniczno-ekonomiczne samolotu Jak-42

W artykule przedstawiono podstawowe dane techniczno-ekonomiczne samolotu Jak-42. Ocenę samolotu przeprowadzono na podstawie porównania go z eksploatowanymi w PLL LOT samolotami An-24 i Tu 134.

Samolot Jak-42 konstrukcji Biura Konstrukcyjnego Jakowlewa jest przeznaczony do przewozu pasażerów i towaru na bliskich i średnich magistralnych liniach lotniczych (rys. 1). Samolot może być eksploatowany w następujących wariantach (rys. 2):

— jako pasażerski — na 120 miejsc, z podziałką między fotelami 810 mm;

— przemienny pasażersko-towarowy (0/C).

Samolot został zaprojektowany zgodnie z normami ZSRR, z uwzględnieniem wymogów norm amerykańskich FAR.

Silniki D-36 (konstrukcja Łotarewa) charakteryzują się niskim jednostkowym zużyciem paliwa. Poziom hałas i dymienie silników odpowiada normom ICAO.

Wyposażenie radio-nawigacyjne pozwala na lądowania w warunkach określonych II kategorią lądowań ICAO (z widzialnością 30×400 m), dzięki czemu można uzyskać wysoką regularność lotów. Kabina pilotów jest zaprojektowana dla dwuosobowej załogi.

Charakterystyka samolotu

Masa do kołowania	52 300 kg
Masa do startu	52 000 kg
Udźwig handlowy	14 500 kg
Masa pustego samolotu	28 960 kg
Maksymalna masa paliwa	12 300 kg
Zakres wyważenia	18÷35% SCA
Długość	36,38 m
Rozpiętość	34,2 m
Wysokość	9,83 m
Minimalny promień łuku skrętu zakreślonego przez koniec skrzydła	27,5 m
Minimalny promień łuku skrętu zakreślonego przez przednią goleń podwozia	18,0 m
Średnica kadłuba	3,8 m
Wymiary drzwi kabiny pasażerskiej:	
— przednie	1810×830 mm
— tylne	1798×850 mm
Wymiary drzwi bagażników	1145×1350 mm
Wymiary drzwi towarowych	3250×2200 mm

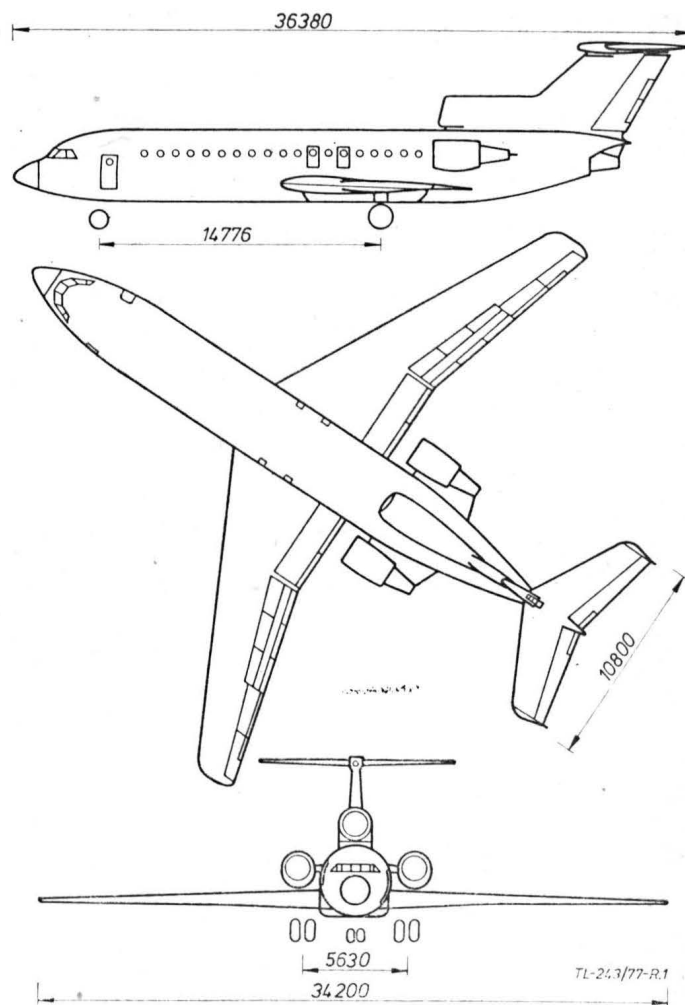
Osiągi (rys. 3, 4)

Prędkość przelotowa	820 km/h
Wysokość przelotowa	7600 m
Zasięg z maksymalnym udźwigniem handlowym i obowiązującym zapasem paliwa 3000 kg	1000 km
Zasięg z kompletem pasażerów i obowiązującym zapasem paliwa	1850 km
Maksymalny zasięg techniczny	2450 km
Długość rozbiegu	1000 m
Prędkość podejścia do lądowania	220 km/h
Prędkość przyziemienia	200 km/h

Charakterystyki zespołu napędowego

Silnik D-36

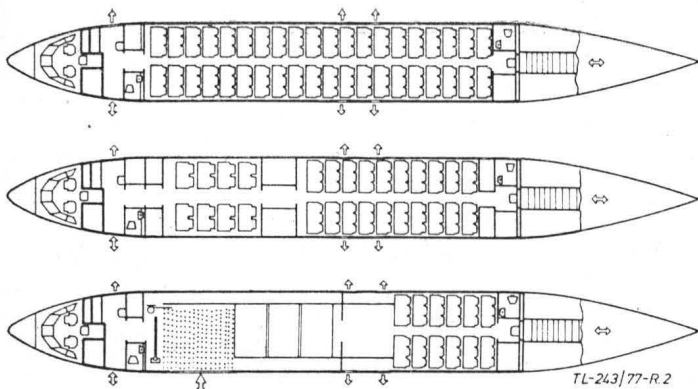
Silnik D-36 został skonstruowany w Biurze Konstrukcyjnym Łotarewa. Typ: dwuprzepływowy, trójwałowy, turbodrzutowy.



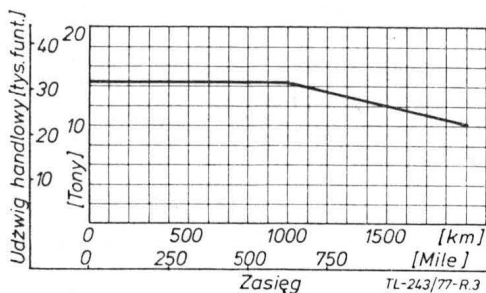
Rys. 1. Jak-42 w trzech rzutach

W samolocie Jak-42 zastosowano trzy silniki D-36.

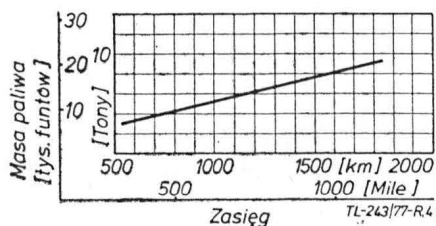
Ciąg statyczny na ziemi w warunkach standardowych	6500 daN
Jednostkowe zużycie paliwa przy ciągu maksymalnym na ziemi	0,375 kg/daN
Jednostkowe zużycie paliwa na zakresie przelotowym	0,65 kg/daN
Długość silnika	3470 mm
Wysokość	1712 mm
Szerokość	1541 mm
Liczba stopni sprężarki oraz wentylator	14
Liczba stopni turbiny:	
— wysokiego ciśnienia	1



Rys. 2. Warianty konfiguracji samolotu



Rys. 3. Udźwig handlowy w funkcji zasięgu: $H = 7600$ m, $V_{TAS} = 820$ km/h



Rys. 4. Zużycie paliwa w funkcji zasięgu; $H = 7600$ m, $V_{TAS} = 820$ km/h

- niskiego ciśnienia 1
- wentylatora 3

Zespół pomocniczy TA-12

Zespół pomocniczy służy do rozruchu silników, klimatyzacji kabin samolotu oraz zasilania instalacji pokładowej prądem stałym i przemiennym. Zastosowano jeden zespół.

Zakres pracy na ziemi do $H = 4500$ m, w powietrzu do $H = 700$ m.

- Sprężarka osiowo-odśrodkowa, liczba stopni: 3
- Turbina osiowa, liczba stopni: 3.

Wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne

Podstawowy kompleks pilotażowy:

- system automatycznego sterowania SAU-42,
- pionowy giroskopowy MGW-ISU-8 z blokami kontroli BKK-18 i wyłącznikami poprzecznej korekcji WK-90M,
- rezerwowo sztuczny horyzont AGR-74.

Podstawowy kompleks nawigacyjny BNK-1P-42:

- komputer Orbita-20-1-42,
- system nawigacji i lądowania KURS MP-70,
- podstawowy system ustalania kierunku BSFK-1,
- radioodległościomierz SD-75,
- radar Dopplera DISS-016,
- radiowy układ bliskiej nawigacji i lądowania Wierzer M,

- automatyczny radiokompas ARK-15M,
- radar meteorologiczny Gr-42,
- transponder 50-72M,
- zespół antenowy Linia.

Kompleks informacyjny IK-WSP:

- układ powietrznych sygnałów SWS-I-72-ZA,
- wysokościomierz z układem sygnalizacji wyjścia z koorytarza SSWE-M,
- radiowysokościomierz RW-5,
- układ sygnalizacji przeciągnięcia samolotu UDUA,
- wskaźnik prędkości i liczby Macha MUSIM-1-6,
- układ sygnalizacji niebezpiecznego zbliżenia do ziemi SSOS,
- wskaźnik temperatury otoczenia UT-1M-IPB.

Wyposażenie radiowe:

- radiostacja UKF Bałkan,
- radiostacja KF Jadro-II,
- układ łączności pokładowej P-512,
- aparatura odtwarzająca programy muzyczne,
- aparaty zapisu informacji pilotów.

System kontroli:

- układ rejestracji parametrów lotu MSRP-64-2,
- układ sygnalizacji SAS-1.

System elektryczny:

- prądnice GT30NZ412,
- prostowniki UWU-6,
- akumulatory 20NKBN-40,
- przetwornice POS-1000A, PST-500A.

Ocena wyposażenia samolotu

Samolot Jak-42 ma pełny zestaw wyposażenia, pozwalający na wykonywanie lotów rejsowych w kraju i za granicą. Nowoczesne wyposażenie nawigacyjne umożliwia wykonywanie startów i lądowań w warunkach ograniczonej widzialności z widzialnością poziomą 400 m i pionową 30 m, co odpowiada II kategorii ICAO.

Należy oczekiwać, że wyposażenie radiowo-nawigacyjne tego samolotu będzie charakteryzowało się większą niezawodnością w porównaniu z analogicznym wyposażeniem eksploatowanym w PLL LOT.

Zabudowany komputer pokładowy pozwolił na ograniczenie liczby członków załogi, ponieważ rozwiązywanie zadań nawigacyjnych nie wymaga utrzymania stanowiska nawigatora.

Wysoki stopień automatyzacji zespołu napędowego i podstawowych instalacji płatowca pozwala na ich obsługę w locie bez uczestnictwa mechanika pokładowego.

Ocena płatowca i silników

W czasie projektowania samolotu zwrócono dużą uwagę na bezpieczeństwo lotu. Zabudowano trzy silniki, zdublowano elementy układu sterowania samolotem oraz układu sterowania statecznikiem poziomym, zabudowę nie dzielonego skrzydła zaprojektowano według zasady bezpiecznego uszkodzenia, zastosowano awaryjne zasilanie instalacji elektrycznej od pomocniczego zespołu pokładowego (w locie i na ziemi), a także instalację awaryjnego zlewu paliwa w powietrzu itd.

Płatowiec jest wyposażony w integralne trapy (tylny i boczny) oraz niezależne zasilanie w czasie postoju na ziemi, pozwalające na skrócenie czasu postoju samolotu między lotami. Mogą być zastosowane standardowe kontenery do załadunku frachtu. Komfort kabin pasażerskich oraz stosunkowo skromne wyposażenie bufetu odbiega od istnie-

jącego standardu na liniach międzynarodowych (mała mechanizacja foteli pasażerskich, nie zamykane półki bagażowe, bufet przystosowany do obsługi pasażerów bez podawania dań gorących).

Dostawca nie wyklucza możliwości współpracy w zakresie polepszenia standardu wnętrza, a także zabudowy wyposażenia produkcji firm zachodnich.

Silnik D-36 charakteryzuje się niskim zużyciem jednostkowym paliwa, nie odbiegającym od analogicznych wskaźników dla silników stosowanych w samolotach B-747 i DC-10.

Według informacji Biura Konstrukcyjnego Jakowlewa, samolot jest prosty w eksploatacji i stosunkowo szybko opanowywany przez personel latający i inżynieryjno-techniczny. Długość szkolenia załóg będzie wynosiła od 0,5 do 1 miesiąca. Szkolenie personelu inżynieryjno-technicznego będzie się odbywać w okresie od 1 do 1,5 miesiąca.

Niektóre charakterystyki ekonomiczne

Pracochłonność obsługi technicznej oraz remontu płatowca, silników i wyposażenia pokładowego powinna być nie większa od 8 roboczogodzin na godzinę lotu.

Zużycie godzinowe paliwa wynosi około 3500 kg/h. Jednostkowe zużycie paliwa na pkm oferowany wynosi około 41 g/pkm. Wskaźniki porównawcze samolotów eksploatowa-

TABLICA

Wyszczególnienie	An-24	Tu-134	Jak-42
Udźwig handlowy [t]	5,2	7,2	14,5
Zasięg z kompletem pasażerów [km]	950	2 550	1 850
Koszt jednego miejsca pasaż. [rbl.]	16 000	38 000	56 600
Koszt zakupu 1 tony udźwigu handl. [tys. rbl.]	153,8	389	469
Koszt 1 kg konstrukcji [rbl.]	61,5	101,8	234,5
Koszt jednostkowy 1 pkm wykonanego	1,12	1,61	1,01

nych w PLL LOT samolotów An-24 i Tu-134 oraz szacunkowe wskaźniki dotyczące samolotu Jak-42 przedstawiono w tablicy.

Samolot Jak-42 w porównaniu do obecnie eksploatowanego sprzętu (An-24, Tu-134) zapewnia niskie koszty własne przewozów ze względu na:

- niskie jednostkowe zużycie paliwa,
- stosunkowo wysoki udźwig handlowy,
- relatywnie mały ciężar do startu,
- dwuosobową załogę,
- wysoką technologiczność eksploatacyjną,
- niską pracochłonność obsługi technicznej,
- możliwość uzyskania wyższych nalotów jednostkowych.

WCT/245/K/78

PROTOTYPY

Ahrens AR-404

● USA ●

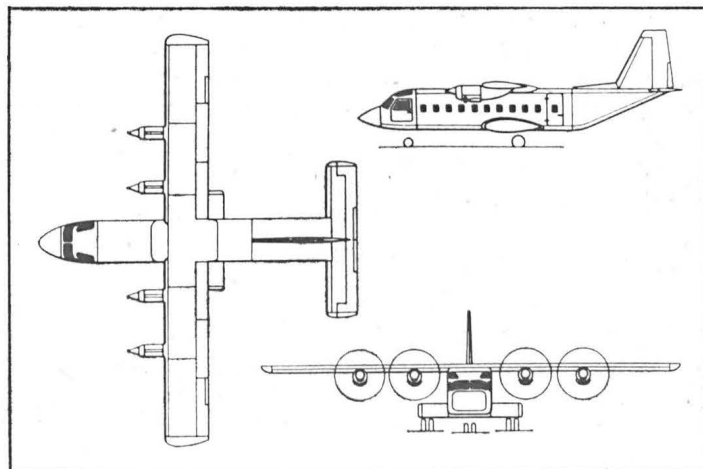
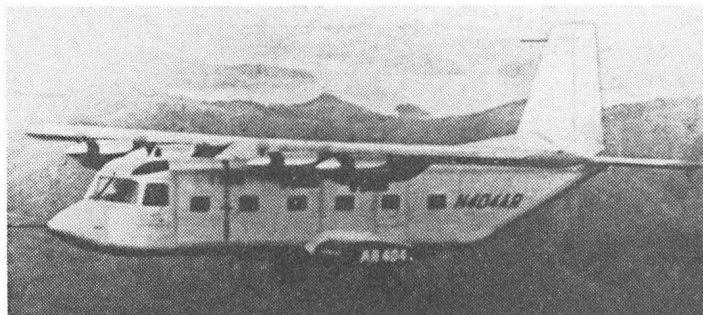
Prototyp wielozadaniowego samolotu transportowego

W zakładach Ahrens Aircraft Corp. w Oxnard (Kalifornia) zbudowano i oblatano po raz pierwszy w końcu 1976 r. prototyp 4-silnikowego wielozadaniowego samolotu transportowego Ahrens AR-404, którego produkcja ma być uruchomiona w Puerto Rico, w Ramsey Air Force Base.

Samolot AR-404 jest przeznaczony zarówno do celów wojskowych, jak i cywilnych, przy czym przy jego projektowaniu szczególną uwagę zwrócono na prostotę konstrukcji oraz łatwość obsługi i eksploatacji. Prostokątny płat z 3 dźwigarami ma profil NACA 6300, jednoszczelinowe kłapy i końce typu Hoerner. Zbiorniki paliwa mieszczą się między przednim a środkowym dźwigarem. Pojemność zbiorników w prototypie wynosi 2082 l, natomiast w samolotach seryjnych będzie ona zwiększona — przez wydłużenie zbiorników aż po koniec płata — do 2839 l; mają być także stosowane dwa zbiorniki podwieszane po 568 l. Konstrukcja kadłuba jest uproszczona dzięki kwadratowemu przekrojowi, który umożliwia poza tym lepsze wykorzystanie przestrzeni kabiny — w wersji z 3 rzędami foteli o podziałce 71 cm samolot może zabrać 29 pasażerów. Załadunek ułatwia rampa w tylnej części kadłuba, która może być otwierana w locie. Prototyp ma chowane tylko przednie koło, w samolotach seryjnych będą chowane także koła główne. Cena samolotu z podstawowym wyposażeniem ma wynosić 750 000 dol., a samolotu całkowicie wyposażonego — poniżej 1 mln dol.

Napęd: 4 silniki turbinowe Allison 250-B17B o mocy 314 kW z trójpłatowym śmigłem Hartzell o średnicy 2,29 m, przestawialnym na odwrócony ciąg.

Dane techniczne (dla wersji seryjnej): rozpiętość 20,12 m; długość 14,73 m; wysokość 5,53 m; rozstaw kół 5,18 m; powierzchnia płata 39,85 m²; wydłużenie płata 10:1; długość kabiny 7,32 m; wysokość i szerokość kabiny 1,85 m; masa samolotu pustego z pełnym wyposażeniem 3084 kg; maksymalna masa startowa 7718 kg; prędkość maksymalna 351 km/h; maksymalna prędkość przelotowa 333 km/h; ekonomiczna prędkość przelotowa 257 km/h na wysokości 1525 m; maksymalne wznoszenie 6,1 m/s; pułap praktyczny 8230 m; maksymalny zasięg bez pozostawienia rezerwy paliwa 1947 km;



zasięg na pracujących dwóch silnikach, bez ładunku 2853 km.

Uwaga: fotografia przedstawia prototyp samolotu, natomiast 3 rzuty samolotu odnoszą się do wersji seryjnej.

W.K.

TRANSPORT LOTNICZY, KOMUNIKACJA LOTNICZA

- 1 — linia lotnicza
- 2 — towarzystwo lotnicze, przewoźnik lotniczy
- 3 — rozkład lotów
- 4 — lot czarterowy
- 5 — l. rejsowy, rejs
- 6 — prędkość blokowa
- 7 — koszt eksploatacji
- 8 — odlot
- 9 — przylot
- 10 — załadunek
- 11 — wyładunek
- 12 — arkusz ładowania
- 13 — międzylądowanie
- 14 — załoga
- 15 — dowódca statku, kapitan
- 16 — drugi pilot
- 17 — mechanik pokładowy, inżynier p.
- 18 — nawigator
- 19 — radiooperator
- 20 — stewardesa
- 21 — pasażer
- 22 — bagaż
- 23 — poczta
- 24 — fracht, ładunek
- 25 — przewozy lotnicze
- 26 — kabina załogi
- 27 — drzwi służbowe
- 28 — kabina pasażerska
- 29 — wyposażenie wnętrza
- 30 — ścianka działowa
- 31 — rozmieszczenie foteli, układ f.
- 32 — fotel (pasażerski)
- 33 — rząd foteli
- 34 — podziałka (rzędów) f.
- 35 — przejście (między fotelami)
- 36 — podłoga kabiny
- 37 — półka bagażowa
- 38 — okno pasażerskie
- 39 — zasłonka
- 40 — dywan, chodnik
- 41 — przedsionek, korytarz, hol
- 42 — szatnia
- 43 — toaleta
- 44 — kuchnia
- 45 — bufet, bar
- 46 — drzwi wejściowe
- 47 — próg (drzwi)
- 48 — schodki pasażerskie
- 49 — integralne s.p.
- 50 — przedział bagażowy, bagażnik
- 51 — luk bagażowy, drzwi bagażowe
- 52 — przestrzeń ładunkowa, kabina ładunkowa
- 53 — podłoga wzmocniona
- 54 — przenośnik wałkowy
- 55 — dźwig (pokładowy)
- 56 — przednie drzwi ładunkowe
- 57 — tylne d. ł.
- 58 — rampa ładunkowa
- 59 — siatka (mocowania ładunku)
- 60 — punkt mocowania ładunków
- 61 — kontener
- 62 — paleta
- 63 — wyposażenie awaryjne
- 64 — gaśnica ręczna, g. pokładowa

- 65 — wyjście awaryjne, wylaz awaryjny
- 66 — lina awaryjna
- 67 — zsuwnia awaryjna, trap awaryjny
- 68 — apteczka pierwszej pomocy
- 69 — toporek (strażacki)
- 70 — kamizelka ratunkowa, pas ratunkowy
- 71 — tratwa ratunkowa
- 72 — nadajnik awaryjny

INSTALACJA PALIWOWA

- 4 — zbiornik paliwowy
- 5 — z. główny
- 6 — z. pomocniczy, z. dodatkowy
- 7 — z. opadowy
- 8 — z. integralny
- 9 — z. zlewowy, z. drenażowy
- 10 — przegroda
- 11 — wlew
- 12 — korek wlewu, pokrywka
- 13 — siatka, filtr
- 14 — końcówka tankowania pod ciśnieniem
- 15 — otwór drenażowy, o. odwadniający
- 16 — przewód odpowietrzenia, odpowietrzenie
- 17 — zawór odpowietrzenia
- 18 — z. spustowy, z. odwadniająca
- 19 — odstożnik, studzienka
- 22 — miarka
- 24 — pompka zastrzykowa
- 25 — pompa zbiornikowa, p. podtlaczająca
- 26 — p. strumieniowa, ejektor, eżektor
- 27 — przewód giętki
- 28 — zawór przełączania zbiorników
- 29 — z. trzydrogowy
- 30 — z. pożarowy, z. odcinający
- 31 — z. zwrotny, z. jednokierunkowy
- 32 — z. zasilania poprzecznego
- 33 — z. klapowy
- 34 — z. pływakowy
- 35 — filtr
- 36 — f. zgrubnego oczyszczania, f. wstępny
- 37 — wkład filtrujący
- 38 — wydatek paliwa, zużycie paliwa
- 39 — przepływomierz

(K.D.)

LE TRANSPORT AÉRIEN, LA COMMUNICATION AÉRIENNE

- 1 — la ligne aérienne
- 2 — la compagnie a., le transporteur aérien
- 3 — le horaire des avions
- 4 — le vol charter, le ch.
- 5 — le v. régulier, le v. à horaire fixe
- 6 — la vitesse moyenne, (la v. de bloc)
- 7 — les frais d'exploitation
- 8 — le départ
- 9 — l(a) arrivée
- 10 — le chargement, l(e) embarquement
- 11 — le déchargement, le débarquement
- 12 — (la feuille de chargement)
- 13 — l'atterrissage intermédiaire
- 14 — l(e) équipage
- 15 — le (pilote) chef de bord, le chef-pilote
- 16 — le copilote
- 17 — le mécanicien d'équipage, l(e) ingénieur de bord, l(e) i. navigant
- 18 — le navigateur
- 19 — le radiotélégraphiste de bord, le r. volant
- 20 — la hôtesse de l'air
- 21 — le passager
- 22 — le bagage
- 23 — le courrier
- 24 — le fret
- 25 — le trafic aérien
- 26 — le poste d'équipage, le p. de pilotage, le cockpit
- 27 — la porte de service
- 28 — le poste des passagers, la cabine des p.
- 29 — l(e) équipement de la cabine
- 30 — le cloison
- 31 — la disposition des sièges
- 32 — le siège
- 33 — la rangée des sièges
- 34 — le pas des s.
- 35 — le passage (entre des s.)
- 36 — le plancher de la cabine
- 37 — le porte-bagages
- 38 — la fenêtré des passagers
- 39 — le voile, le rideau de fenêtré
- 40 — le tapis
- 41 — le vestibule, le couloir
- 42 — la vestiaire
- 43 — la toilette, le lavabo
- 44 — la cuisine, la cuisinière
- 45 — le buffet, le bar
- 46 — la porte
- 47 — le seuil, le pas de porte
- 48 — l(e) escalier (d'embarquement)
- 49 — l(e) escalier intégral
- 50 — le compartiment des bagages
- 51 — la porte des bagages
- 52 — le compartiment du fret
- 53 — le plancher renforcée
- 54 — le transporteur à rouleaux, le transrouleur
- 55 — le monte-charge (de bord)
- 56 — la porte de chargement avant
- 57 — la p. de ch. arrière
- 58 — la rampe de chargement
- 59 — le filet (d'arrimage du fret)
- 60 — le point d'arrimage du fret

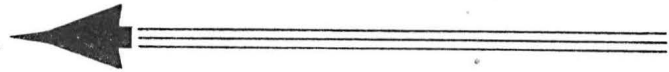
- 61 — le container
- 62 — la palette (de chargement), la transpalette
- 63 — l(e) équipement de secours
- 64 — l(e) extincteur de bord
- 65 — la issue de secours, la i. de sauvetage
- 66 — la corde de secours
- 67 — le descenseur de s.
- 68 — la boîte de s.
- 69 — la hachette
- 70 — la ceinture de sauvetage, le gilet de s.
- 71 — le radeau de s.
- 72 — l(e) émetteur de secours

LE SYSTÈME D'ALIMENTATION

- 4 — le réservoir à essence, le r. de carburant
- 5 — le r. principal
- 6 — le r. auxiliaire
- 7 — le r. à gravité
- 8 — le r. structurel, le r. intégral
- 9 — le r. décanteur
- 10 — la cloison de r.
- 11 — la cheminée de remplissage, la coupelle de r.
- 12 — le bouchon de remplissage
- 13 — la grille, la (filtre)-crepine
- 14 — la prise de remplissage à pression
- 15 — le trou d'évacuation
- 16 — la cheminée d'aération
- 17 — la soupape d'a., la s. reniflante
- 18 — la s. de vidange, la s. de purge, le purgeur
- 19 — le décanteur
- 22 — la jauge
- 24 — la pompe de seringue
- 25 — la pompe de carburant supplémentaire, la p. d'amorçage
- 26 — la p. à jet
- 27 — le tuyau flexible, le t. suple, la manche
- 28 — la soupape de distribution
- 29 — la s. à trois voies
- 30 — le robinet coupe-feu, le r. d'incendie
- 31 — le clapet de retenue, le c. de non-retour
- 32 — le robinet d'alimentation transversale, le r. de cross-feed
- 33 — le clapet, le c. battant, le c. a valve, le soupape à scharniere, le robinet valve
- 34 — le robinet à flotteur
- 35 — le filtre
- 36 — le f. à filtrage brut
- 37 — la cartouche-filtre, l(e) élément filtrant
- 38 — le débit de carburant, la consommation de combustible
- 39 — le débitmètre, le compteur de débit

(K.D.)

WCT/26/K/78



Ulice z nazwiskami lotników

Pisaliśmy już w tej rubryce o inicjatywie podjętej przez Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP w sprawie nazwania ulic — w szczególności powstających na terenach dawnych lotnisk — nazwiskami ludzi zasłużonych dla Lotnictwa Polskiego.

W piśmie skierowanym do prezydenta m. st. Warszawy zaproponowano następujące nazwiska:

- Czesław Bieniek (1897—1958) prof. aerodynamiki,
- Ryszard Bitner (1930—1953) pilot szybowcowy,
- Kazimierz Chorzewski (1903—1977) pilot doświadczalny,
- Zbysław Ciołkosz (1902—1960) konstruktor samolotów,
- Stanisław Cywiński (1884—1939) konstruktor samolotów,
- Stanisław Działowski (1900—1942) konstruktor samolotów,
- Eugeniusz Horbaczewski (1916—1944) mjr pilot,
- Michał Jakubik (1914—1966) gen. bryg. pilot,
- Franciszek Janik (1900—1975) prof., pilot balonowy,
- Edmund Libański (1885—1940) konstruktor samolotów,
- Jan Nagórski (1882 — zm.) pilot arktyczny,
- Stanisław Nowkuński (1903—1936) konstruktor silników,
- Stanisław Płonczyński (1900—1974) kpt. pilot,
- Iwan Tałdykin (1913—1945) ppłk pilot,
- Czesław Witoszyński (1875—1948) prof. aerodynamiki,
- Władysław Zalewski (1892—1977) konstruktor lotniczy.

Równocześnie — zarówno Sekcje Główne SIMP i SITK, jak i redakcja TLiA — zachęcają Kolegów do wszczęcia podobnej akcji w Waszym mieście lub regionie.

Zaznaczamy przy tym, że zgłoszony wykaz nie zawiera — niestety — nazwisk zasłużonych ludzi lotnictwa, których nazwiska w Warszawie zbyt przypominają nazwy już istniejących ulic, tj.: Kazimierza Burzyńskiego, Jerzego Dąbrowskiego i Zygmunta Puławskiego. Nie zawiera też tych nazwisk, które nadano już poprzednio ulicom w Warszawie. A więc: Jerzego Bajana, Sylwestra Bartosika, Zbigniewa Burzyńskiego, Stefana Drzewieckiego, Szczepana Grzeszczyka, Maksymiliana T. Hubera, Franciszka Hynka, Ludwika Idzikowskiego, Antoniego Kocjana, Stefana Okrzei, Jana Potockiego, Stanisława Rogalskiego, Stanisława Skarżyńskiego, Czesława Tańskiego, Stanisława Trembeckiego, Żwirki i Wigury.

Na koniec informujemy, że Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP dysponuje 55 skrótaami życiorysów zasłużonych ludzi lotnictwa; ponadto może wskazać źródło przeszło 400 pełnych życiorysów lotniczych.

Dodajmy, że pełne życiorysy zasłużonych ludzi lotnictwa można też znaleźć w kartotece Muzeum Techniki w Warszawie.

Współpraca przy organizacji konferencji

W pracach Komitetu Organizacyjnego Konferencji Sekcji Lotniczych pn. Sprzęt dla lotnictwa sportowego i szkolenia (tak obecnie brzmi tytuł konferencji) weźmie udział przedstawiciel Aeroklubu Warszawskiego. Do współpracy tej kierownictwo AW delegowało doc. dr. Bohdana Jancelewicza.

SIMP w makroregionach

Przed dwoma laty SIMP dostosował swoją strukturę organizacyjną do nowego podziału administracyjnego kraju. W celu zacieśnienia i ukierunkowania współpracy oddziałów Stowarzyszenia podjęto uchwałę dotyczącą tzw. Porozumienia oddziałów wojewódzkich SIMP zlokalizowanych w jednym

makroregionie, w łączności z Zarządem Głównym. Przykłady współpracy w makroregionie: w zakresie efektywniejszego wykorzystania bazy szkoleniowej SIMP, wspólnych przedsięwzięć, ustalania programów, pomocy dla oddziałów słabszych organizacyjnie, lepszego powiązania z organami planowania gospodarczego.

Porozumienie zawarto w ośmiu makroregionach, przy czym w sześciu z nich znajdują się organizacyjne ogniwa Sekcji Lotniczej SIMP, zaś w dwóch takie ogniwa powstaną jeszcze w bieżącym roku. Oczywiście, jest sprawą bardzo pożądaną, a leżącą w sferze ambicji oddziałów i kół Sekcji Lotniczych SIMP, aby występowały z cennymi inicjatywami i przodowały w ich realizacji.

Zgon działacza lotniczego

W styczniu br. zmarł członek SIMP, długoletni i zasłużony pracownik przemysłu lotniczego — inż. Stanisław Szymczak. Przed wojną inż. Szymczak pracował w wytwórniach silników lotniczych Skoda i PZL w Warszawie. Po wyzwoleniu był dyrektorem technicznym i naczelnym w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Rzeszowie, a następnie przez szereg lat naczelnym inżynierem Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego. Inż. Szymczak jako wybitny specjalista w dziedzinie silników lotniczych i ceniony organizator produkcji był dwukrotnie odznaczony Orderem Sztandaru Pracy. Był dla wielu z nas szanowanym i lubianym przełożonym i kolegą.

Porozumienie o współpracy PAN—NOT

W Pałacu Staszica w Warszawie podpisano porozumienie o współpracy między Polską Akademią Nauk i Naczelną Organizacją Techniczną. Dokument podpisali: Prezes PAN — prof. Witold Nowicki i Prezes NOT — Aleksander Kopać.

POLSKIE PATENTY LOTNICZE

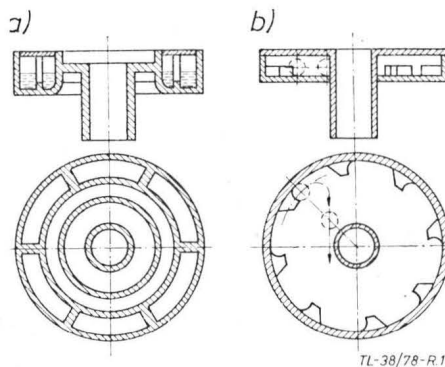
Patenty sztucznych horyzontów

● Lotnicze konstrukcje opatentowane w Polsce przed wojną niejednokrotnie zdumiewają nowoczesnością rozwiązań. Zdziwienie specjalistów wywoła informacja, że 9 VII 1935 r. Polskie Zakłady Optyczne (Spółka Akcyjna w Warszawie) zgłosiły do opatentowania wynalazek pn. sztuczny horyzont. Udzielony patent został opublikowany 3.IV. 1937 r. pod nr 24 525, w klasie 42c,25/50.

Wynalazek odnosi się do części przyrządu bezpośrednio wskazującej dane potrzebne do kierowania samolotem, do urządzenia usuwającego ruch precesyjny pionowej osi girokopu i do urządzenia utrzymującego tę oś stale w kierunku pionowym, gdy girokop znajduje się w spoczynku; ponadto ma również urządzenie wahadłowe do stwierdzenia prawidłowości wykonywania wirażu.

Warto nadmienić, że girokop jest napędzany np. powietrzem i zawieszony na przegubie kardanowym oraz że w girokopie wbudowane jest urządzenie do usuwania precesji za pomocą dowolnej cieczy (rys. 1a) lub ciał stałych dowolnego kształtu (rys. 1b).

Te bardzo postępowe cechy konstrukcyjne są objęte trzema (spośród ośmiu zgłoszonych) zastrzeżeniami patentowymi. Pozostałe zastrzeżenia PZO obejmują nowe wówczas roz-



Rys. 1. Urządzenie do usuwania precesji za pomocą: a) cieczy; b) kulek

wiązania konstrukcyjne: mechanizm, wskaźniki, zespół szyby ze wskaźnikami, urządzenie wahadłowe, układ okienek tarczy sferycznej i urządzenie do utrzymywania pionowego położenia girokopu podczas spoczynku.

● Dopiero półtora roku później Douglas George King Moss i Harold Claude Peirce z Wielkiej Brytanii zgłosili w Polsce wynalazek pn. przyrząd girokopowy. Wynalazek dotyczy girokopowego przyrządu o postaci sztucznego horyzontu. Przyrząd ten jest napędzany strumieniem powietrza. Udzielony patent opublikowano 2.III.1939 r. pod nr 27 801, w klasie 42c,25/50.

● Powojenne polskie rozwiązanie sztucznego horyzontu (współtwórców G. Parfianowicza i E. Malińskiego) zgłosił do opatentowania Instytut Lotnictwa 4.VII.1967 r. Patent nr 62 759 w klasie międzynarodowej G01c,15/14 (42c,25/50) opublikowano 4.VII.1971 r. Patentowe rozwiązanie (ze wskaźnikiem ślizgu) chronione sześciami zastrzeżeniami, było pomyslane jako konstrukcja przyrządu pokładowego do śmigłowców.

ERRATA

W nrze 4/78 naszego czasopisma w rubryce POLSKIE PATENTY LOTNICZE (str. 25, lewa szp., w. 14 od góry) zauważono błąd.
Jest: Twórcą rozwiązania jest N. Janusz.
Powinno być: Twórcą rozwiązania jest Mieczysław Janusz.
Autora i Czytelników przepraszamy

Redakcja

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

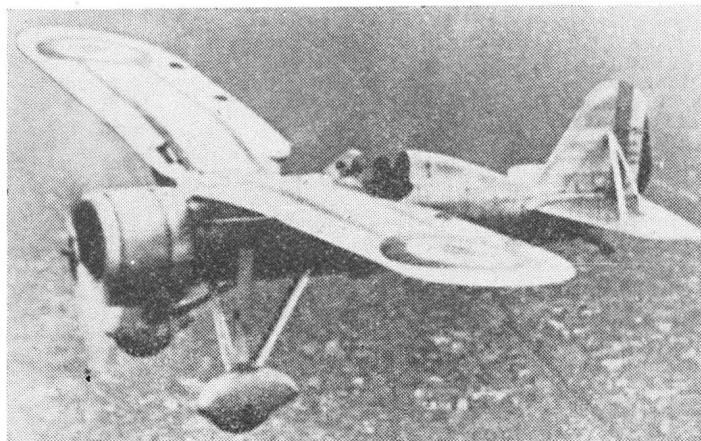
Wpływ płata Puławskiego na konstrukcje samolotów na świecie

Płat Puławskiego zastosowany na samolocie PZL P-1 i całej rodzinie myśliwców PZL — znalazł naśladowców na całym świecie. Przedstawiono zagraniczne samoloty wzorowane na myśliwcu Puławskiego oraz pokazano zastosowanie mewiego płata na samolotach dwupłatowych oraz dwusilnikowych wodnosamolotach.

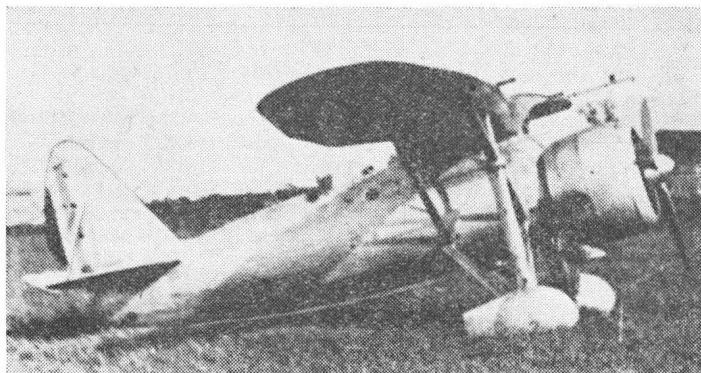
Skrzydło Puławskiego jest jednym z oryginalnych polskich rozwiązań konstrukcyjnych. Pojawiło się ono po raz pierwszy w 1929 r. na samolocie myśliwskim PZL P-1. Rozsławił je dopiero samolot PZL P-6 zademonstrowany w 1930 roku na Lotniczym Salonie Paryskim oraz dzięki zwycięstwu kpt. B. Orlińskiego na zawodach National Air Races w Cleveland w USA. Samolot ten został uznany za wyprzedzającą inne konstrukcje europejskie. Zwrócił na siebie uwagę swą nowoczesnością aż z trzech powodów. Był jednym z pierwszych metalowych półskorupowych samolotów myśliwskich w Europie oraz prócz oryginalnego płata miał oryginalne podwozie. Nie będziemy tu przedstawiać zasad i zalet rozwiązań, gdyż zostały one szczegółowo opisane w TLiA 5'78.

Interesujące jest natomiast prześledzenie, jaki był wpływ płata Puławskiego na światową technikę lotniczą, czyli w jakim stopniu był on naśladowany w innych krajach. Wpierw zajmiemy się samolotami, które w zasadzie były naśladownictwem układu Puławskiego. Najbliższe swą sylwetką do Pezetelek P-11 i P-24 były myśliwce francuskie Loire 43 (1932 r.), Loire 45 (1933 r.) i Loire 46 (1934 r.) oraz czechosłowacki Aero A-102 (1933 r.). Budowy węgierskiego samolotu Weiss WM-18 nie ukończono. Z silnikami rzędowymi, jak PZL P-8, były: francuski Dewoitine D-520 (1934 r.), jugosłowiańskie IK-1 (1935 r.) i IK-2 (1936 r.) oraz niemiecki Henschel Hs-121 (1934 r.), a z chłodnicą z przodu francuskie

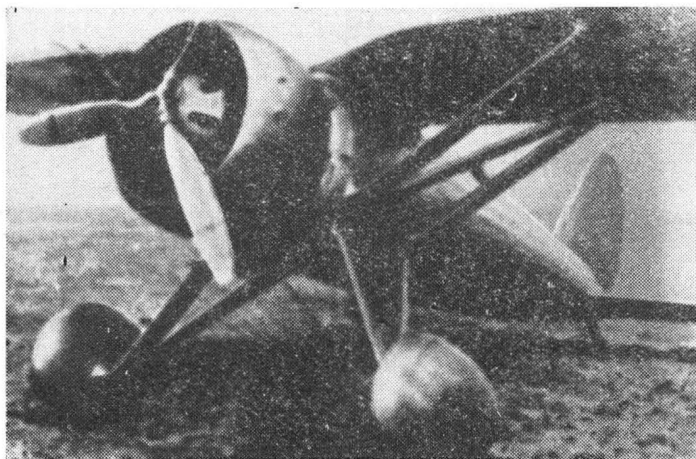
myśliwce Mureaux 170 (1933 r.) i 180 (1934 r.). Z tych wszystkich maszyn tylko Loire 46 był produkowany seryjnie (70 szt.). Zbudowany w 1933 r. niemiecki Dornier Do-C1 miał



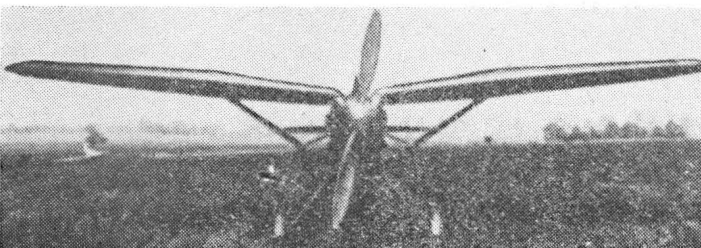
Rys. 3. Francuski Loire 45



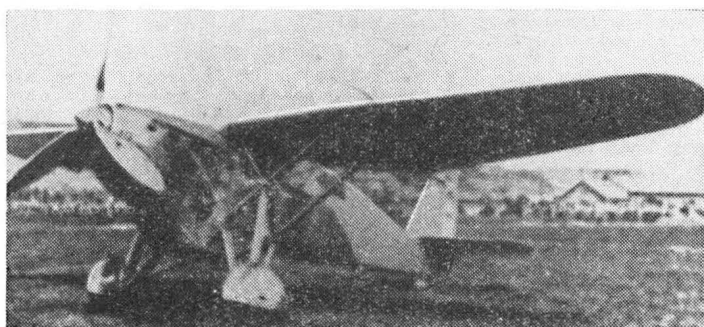
Rys. 4. Francuski Loire 46



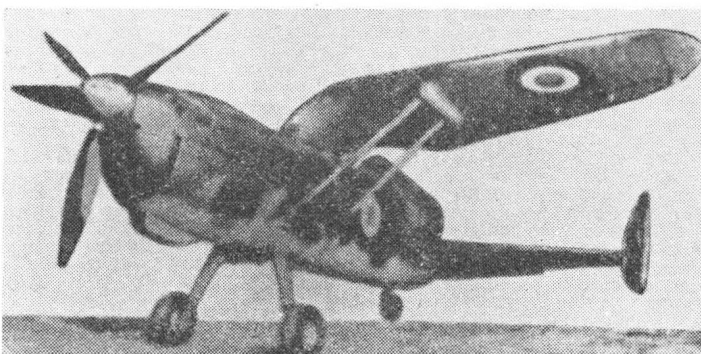
Rys. 1. Czechosłowacki Aero A-102



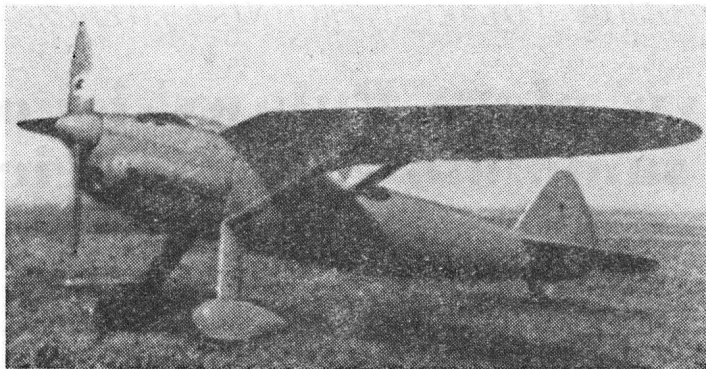
Rys. 5. Francuski Mureaux 170



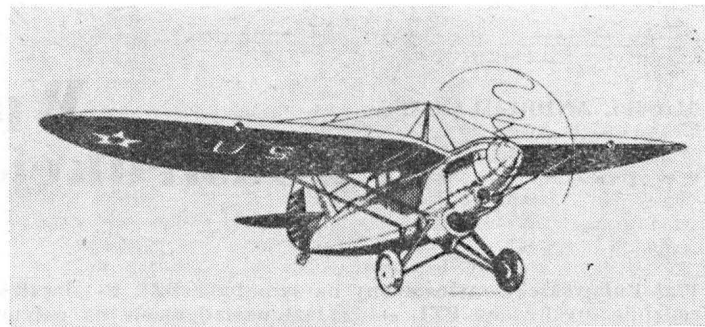
Rys. 2. Jugosłowiański Ikarus IK-2



Rys. 6. Francuski Arsenal-Delanne 10



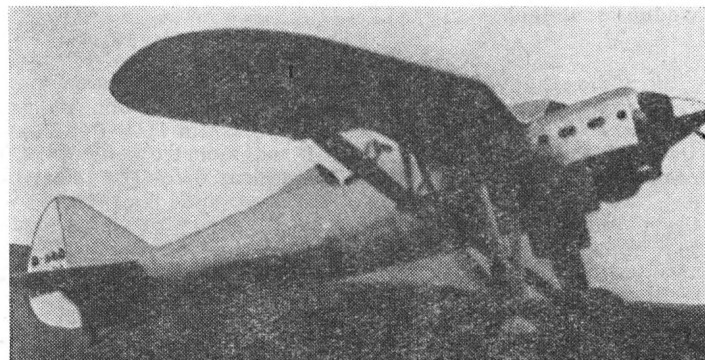
Rys. 7. Niemiecki Henschel Hs-123



Rys. 9. Amerykański Douglas O-31



Rys. 8. Niemiecki Dornier Do-C1



Rys. 10. Francuski Devoitine D-560

płat podobny jak Puławskiego, lecz zamocowany na małych słupkach, a nie bezpośrednio do kadłuba. Natomiast francuski Arsenal-Delanne 10 (1940 r.), choć miał płat Puławskiego, jednak różnił się układem, gdyż był to tandem. Amerykański obserwacyjny Douglas O-31 (1930 r.) miał płat Puławskiego, lecz usztywniony linkami.

Niewątpliwie reminiscencją koncepcji wytrzymałościowej płata Puławskiego były dolnopłaty zastrzałowe z płatem zwiększonym przy kadłubie, jak radziecki CKB-4 (TSZ-3), niemiecki Henschel Hs-125 (1935 r.) czy polskie Szpaki (-2, -3, -4) z lat 1945—1948. Mewi płat rozpropagowany przez Puławskiego znalazł zastosowanie u samolotów dwupłatowych. Miały go radzieckie myśliwce Polikarpowa I-15 (1933 r., 450 szt.) i I-153 Czajka (1938 r., 3400 szt.), francuskie wodnosamoloty Romano R-90 (1935 r.) i R-92 (1936 r.), włoski myśliwiec Romeo 41 (1933 r.) i wodnosamoloty Romeo 43 (1935 rok, ponad 100 szt.) i Romeo 44 (1938 r., ponad 25 szt.), kanadyjski Gregor FDB-1 (1935 r.), czechosłowacki Avia B-422 (1938 r.), brytyjski Westland F7/30 (1931 r.) oraz radziecki IS-2 (1941 r.) ze składanym dolnym płatem. Układ ten otrzymał między innymi rolniczy Lamson L-101 Air Tractor w 1953 r.

Odłącznym oddźwiękiem koncepcji Puławskiego były samoloty dwusilnikowe z mewim płatem. Jednym z pierwszych był Douglas O-35 (1931 r.). Układ ten znalazł szczególne za-

stosowanie w wodnosamolotach, czego przykładem są: brytyjski Short S-18 (1933 r.), niemiecki Dornier Do-26 (1938 r.), amerykański Martin Mariner (1939 r., 1325 szt.) oraz radzieckie Be-6 (1949 r.) i Be-12 Czajka (1963 r.).

Pierwszym szybowcem z mewim płatem był niemiecki Fafnir z 1930 r. Płat taki był na szybowcach wyczynowych bardzo popularny w latach trzydziestych, a stosowano go jeszcze w pierwszych latach po wojnie.

Na podstawie powyższego przeglądu samolotów można stwierdzić, że koncepcja myśliwca Puławskiego, choć wzbudziła zainteresowanie za granicą i była wypróbowana w postaci zbudowanych prototypów, jednak się nie przyjęła, gdyż tylko myśliwce PZL i Loire były produkowane seryjnie (razem 800 szt.). Natomiast Puławski wywarł wpływ na światową technikę lotniczą rozpowszechniając mewi płat, który przyjął się w dwupłatowych myśliwcach (ponad 4000 egzemplarzy), w dwusilnikowych wodnosamolotach (ponad 1500 egz.) i w szybowcach (zasadniczy układ płata w latach trzydziestych, kilkadziesiąt typów, kilka tysięcy egz.).

Dłużej przetrwał drugi wynalazek Puławskiego — podwozie nożycowe, które miało dwie odmiany, z amortyzatorami pośrodku kadłuba (w PZL P-1, P-6, P-7, P-8 i P-11) oraz po bokach kadłuba (w PZL P-24). Jest dziś ono stosowane w samolocie PZL-106A Kruk.

W NASTĘPNYM NUMERZE

Druga część artykułu J. Staszka na temat problemów wirów zakrzydłowych omawia metody badań tych wirów, sposób przeciwdziałania ujemnym skutkom towarzyszącym wirom zakrzydłowym oraz podaje wnioski dotyczące zarówno konstrukcji, jak i eksploatacji samolotów. Podkreśla konieczność badań, teoretycznych i doświadczalnych badań w tym zakresie.

Z. Brodzki w artykule *Współczesny rozwój aerodynamiki śmigła* omawia nowe profile śmigła oraz nowe śmigło wielopłatowe o szablanych łopatach. Przedstawia wnioski płynące z najnowszych badań trójwymiarowego opływu śmigła, rdzenia wirowego i śladu wirowego za łopata pozwalające na dokładniejsze obliczenie ciągu śmigła.

Artykuł *Przyspieszona ocena własności zmęczeniowych powierzchni walcowych* omawia nowy kształt próbki do badań zmęcze-

niowych przy częstotliwościach rezonansowych na wibratorach elektrodynamicznych. Podaje wzory i metodę obliczeń wymiarów próbek do uzyskania żądanej częstotliwości drgań własnych, wykresy pomocnicze oraz wskazówki dotyczące sposobu prowadzenia badań. Autorzy: J. Lunarski i E. Smagała.

W. Waśkowski w artykule *Lekkie samoloty STOL lokalnego transportu* omawia rozwój zastosowania dwusilnikowych łokowych i turbinowych lekkich samolotów STOL w komunikacji lotniczej na świecie. Charakteryzuje poszczególne typy lekkich pasażersko-towarowych samolotów STOL pod względem wartości użytkowej oraz ekonomiczności.

M. Ostapkowicz w artykule *Praca olejowych uszczelnień pierścieniowych lotniczych silników turbinowych w warunkach kawitacji* omawia mechanizm, przyczyny i skutki zjawiska kawitacji. Podaje również sposób za-

bezpieczenia pierścieniowych uszczelnień lotniczych silników turbinowych przed tym zjawiskiem.

W dziale z **DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ** A. Glass przedstawia polskie wersje samolotu Piper Cub, jego modyfikacje wykonane w Polsce po II wojnie światowej.

POMOCE KONSTRUKCYJNE — autor

W **KARTOTECE TLIA** znajdzie Czytelnik M. Jarnot podaje sposób obliczania połączeń nitowych. opis konstrukcji motoszybowca Eiri PIK — 20E (Finlandia) oraz opis konstrukcji samolotu akrobacyjnego Jak-50 (ZSRR).

SŁOWNIK OBCOJĘZYCZNY polsko-angielsko-niemiecko-rosyjski podaje terminologię wybranych narzędzi, używanych w lotnictwie.



Pół wieku społecznej działalności inżynierów lotniczych

Mgr inż. WACŁAW ZAREMBA
Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP

Lata 1928—1939

Było to w okresie, gdy na rysownicach młodych polskich konstruktorów lotniczych — Puławskiego, Rogalskiego, Wigury i Drzewieckiego — powstawały rysunki samolotów PZL i RWD, które wkrótce miały zadziwić świat. W tym czasie cywilni i wojskowi inżynierowie pracujący w fabrykach i instytucjach lotniczych odczuwali potrzebę społecznej współpracy mającej na celu osiągnięcie niezbędnego dla kraju rozwoju lotnictwa, jak również poparcie i obronę interesów zawodowych. Można było wówczas stwierdzić, że dyplomowani inżynierowie nie zawsze zajmują stanowiska, na które zasługują z tytułu swego wykształcenia i zdolności.

Na takie zapotrzebowanie środowiska trafiła inicjatywa założenia organizacji inżynierów lotniczych, wniesiona przez profesora katedr lotniczych Politechniki Warszawskiej — Gustawa Andrzeja Mokrzyckiego. Profesor dobrał na współzałożycieli stowarzyszenia inżynierów Piotra Borejsę i Eugeniusza Rolanda, opracował statut Związku i wniósł należne opłaty skarbowe. Dzięki tym działaczom 22 marca 1928 roku powstał Związek Polskich Inżynierów Lotniczych (ZPIL). Członkami ZPIL-u mogły być tylko osoby mające dyplom ze szkoły akademickiej.

Założyciele Związku — łącznie z inżynierami Z. Korytowskim i S. Krzyczkowskim — utworzyli pierwszy Zarząd organizacji, której prezesem został G. A. Mokrzycki.

Do Związku wstąpiło początkowo 26 członków, lecz zasięg oddziaływania ZPIL-u rozszerzał się i w dziesięć lat później skupiał on około 220 inżynierów (a w 1939 r. blisko 300), stając się stowarzyszeniem o dużym autorytecie. W 1938 r. członkowie Związku Polskich Inżynierów Lotniczych zajmowali liczne i ważne stanowiska w urzędach, instytucjach państwowych i społecznych oraz w przemyśle. Reprezentowali Związek w Dowództwie Lotnictwa Wojskowego i Departamencie Lotnictwa Cywilnego, w Lidze Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej i w Zrzeszeniu Polskich Przemysłowców Lotniczych, w Instytucie Technicznym Lotnictwa i w Instytucie Aerodynamicznym. Opinie Zarządu ZPIL-u wpływały na nominacje na kierownicze stanowiska w lotnictwie ludzi wykształconych i zdolnych.

ZPIL powołał na członków honorowych profesorów Maksymiliana T. Hubera i Czesława Witoszyńskiego oraz dowódcę wojsk lotniczych gen. Ludomiła Rayskiego.

Zgodnie ze statutem zatwierdzonym dnia 31.XII.1930 r. do zadań ZPIL należało:

- popieranie i propagowanie wszelkich poczynań zmierzających do rozwoju wiedzy lotniczej, technicznego szkolnictwa lotniczego, przemysłu lotniczego, komunikacji lotniczej i samodzielnych wysiłków konstrukcyjnych;
- popieranie technicznego szkolnictwa lotniczego przez ułatwianie kształcenia się w kraju i za granicą;
- wzajemna pomoc koleżeńska, utrzymywanie kontaktów koleżeńskich i wymiana myśli między członkami Związku.

W późniejszych wersjach statutu, gdy powiększyła się baza materialna, poszerzyła się organizacyjna i wzrósł autorytet Związku, jego działalność konkretyzuje się jeszcze bardziej i obejmuje:

- podejmowanie i popieranie wydawnictw technicznych, w szczególności wydawanie własnego organu, prowadzenie biblioteki i czytelnicy, organizowanie zebrań odczytowych i dyskusyjnych, kursów i wycieczek;
- reprezentowanie polskich inżynierów lotniczych wobec społeczeństwa, władz państwowych oraz organizacji technicznych i społecznych, krajowych i zagranicznych;
- obronę interesów zawodowych i okazywanie pomocy członkom Związku, wreszcie
- popieranie rozwoju życia koleżeńskiego i towarzyskiego wśród członków.

W 1937 r. powstały Koła ZPIL w Lubelskiej Wytwórni Samolotów w Lublinie i w Podlaskiej Wytwórni Samolotów w Białej Podlaskiej.

Profesor Mokrzycki był przewodniczącym Zarządu ZPIL w latach 1928—1929, zaś w okresie od 1929 do 1939 kolejnymi przewodniczącymi byli inżynierowie: M. Kurman (1929/1930), R. Bartel (1931), R. Rosinkiewicz (1932/1933), S. Krzyczkowski (1934/1935), A. Seńkowski (1936), W. Challier (1937/1938) i — jako ostatni przed wojną — znany profesor i długoletni działacz NOT, Jerzy Bukowski (1931).

Od początku swego istnienia ZPIL brał udział w społecznym życiu techników. Już w 1928 r. pierwszy zarząd Związku nawiązał współpracę ze Stowarzyszeniem Inżynierów Mechaników Polskich (SIMP-em). ZPIL brał też czynny udział w Zjazdach tego Stowarzyszenia. Warto przypomnieć nazwiska działaczy Związku, którzy na kolejnych Zjazdach wystąpili z ramienia ZPIL-u z referatami w sprawach lotniczych:

- w 1933 r. — prof. G. A. Mokrzycki, inż. F. Peter, dyr. W. Rumbowicz, inż. A. Seńkowski i inż. W. Sochacki;
- w 1934 r. — inżynierowie: A. Grzędziński, B. Mielnikowa, F. Półtorak i J. Tuszyński; był to VIII Zjazd SIMP, na którym zorganizowano Sekcję Lotniczą;
- na Zjeździe w 1936 r. przemówienie wygłosił inż. W. Challier.

Do organizowanej w 1936 r. Naczelnej Organizacji Inżynierów (NOI) od razu przystąpił ZPIL i brał żywy udział w jej pracach, we władzach i komisjach. Związek był współorganizatorem i współuczestnikiem I Polskiego Kongresu Inżynierów w 1937 r. we Lwowie oraz współtwórcą ustaw *O tytule inżyniera* i *O izbach inżynierskich*. Na Kongresie tym inż. Jagoszewski przewodniczył komisji referatowej, zaś lotnicze referaty wygłosili: inż. A. Karpiński oraz dyrektorzy W. Makowski i S. Piotrowski.

Jak ambitne, twórcze i dalekowzroczne były plany i dezideraty Związku Polskich Inżynierów Lotniczych, mogą świadczyć referaty wygłoszone na Kongresie w dniu 13 września 1937 r. przez inż. Makowskiego, dyrektora Polskich Linii Lotniczych LOT. Jest rzeczą zdumiewającą, że wniosek sprzed 40 lat, dotyczące polskiego lotnictwa komunikacyjnego, zachowały do dziś swą pełną aktualność i — wprost dosłownie — mogłyby być zgłoszone na VII Kongresie Techników Polskich, w kwietniu 1977 r.

ZPIL rozwijał ożywioną działalność naukową. Co miesiąc lub częściej członkowie odbywali zebrania naukowe, na których wygłaszali referaty i przeprowadzali dyskusje. Komisja odczytowa Związku — w ostatnich latach przed II wojną światową — organizowała rocznie około 25 zebrań odczytowo-dyskusyjnych, na które przybywało 30–60 osób. Przypomnijmy, że w 1935 r. ZPIL ogłosił konkurs z nagrodami na pracę z dziedziny techniki lotniczej; zgłoszono na nią trzy wartościowe opracowania.

Spółeczna postawa ZPIL znalazła swój wyraz w poparciu akcji Naczelnego Komitetu do Spraw Bezrobocia w 1931 r., w subskrypcji Pożyczki Narodowej w 1933 r. oraz w zorganizowaniu konkursu na pracę naukową pod hasłem *Własne Siły Narodu*. Złożono ofiarę pieniężną na fundusz uczczenia pamięci inż. Stanisława Wigury w 1932 r., jak również zainicjowano powstanie funduszu stypendialnego, dla uczczenia pamięci inż. Stanisława Nowkuńskiego.

Warto też wspomnieć o utrzymaniu kontaktu z Towarzystwem Wiedzy Wojskowej, gdzie członkowie ZPIL wygłaszali odczyty o tematyce lotniczej.

ZPIL przez wiele lat nie miał własnego czasopisma i musiał korzystać z obcych łamów: *Skrzydlatej Polski*, *Lotu Polski*, *Przeglądu Lotniczego* (dodatek *Wiadomości Techniczne Lotnictwa*) i *Przeglądu Technicznego*. Od 1933 r. ukazywał się w Warszawie — założony i redagowany przez zasłużonego członka ZPIL, inż. Jana Tuszyńskiego — periodyk *Techniczne Nowości Lotnicze*. Periodyk ten zawierał początkowo materiały zagraniczne, tłumaczone przez inż. Tuszyńskiego i wydawane w postaci powielanego maszynopisu; później były tam już zamieszczane opracowania autorskie. Na podstawie zawartej umowy ZPIL-u z redakcją od 1936 r. czasopismo zaczęło wychodzić drukiem — jako miesięcznik i stało się organem Związku Polskich Inżynierów Lotniczych. Od 1938 r. organ ZPIL ukazuje się — pod tą samą redakcją — pod nazwą: *Technika Lotnicza*.



Rys. 1. Zjazd X-lecia ZPIL w 1938 r.

Problematyka polskiego lotnictwa, nowości i rozwój techniki lotniczej na świecie, tematyka ZPIL-u oraz streszczenia wygłoszonych referatów i dyskusji — stanowiły treść publikacji zamieszczanych w czasopiśmie Związku. Należy nadmienić, że polityką wydawniczą pisma kierowała komisja wyłoniona ze składu Zarządu Związku, a na podstawie uchwały Zebrania ZPIL-u prenumerata pisma była obowiązkowa dla członków i opłacana w ramach składki miesięcznej.

Dużym osiągnięciem kolejnych zarządów ZPIL-u było systematyczne organizowanie wycieczek zagranicznych, przede wszystkim na Salony Lotnicze do Paryża i Mediolanu. Odkryto się 5 wycieczek z przeciętną frekwencją 30 osób. Wspomnieć jeszcze warto o wprowadzonych i cieszących się dużym powodzeniem spotkaniach klubowych połączonych ze wspólną wycieczką.

Znaczenie ZPIL-u uwidoczniło się w dobitny sposób z okazji Jubileuszowego Zjazdu 10-lecia, zwołanego w Warszawie jesienią 1938 r. Impreza ta odbyła się za kadencji Zarządu ZPIL-u, w którym prezesem był inż. Wilhelm Challier, a sekretarzem — inż. Eryk Kosko. W obradach Zjazdu uczestniczyli przedstawiciele władz państwowych, wojskowych i świata naukowego w osobach: wiceministra komunikacji (prof. dra J. Aleksandrowicza), dowódcy lotnictwa i jego zastępcy (generałów L. Rayskiego i J. de Beaurain), prorektora Politechniki Warszawskiej prof. dra M. T. Hubera oraz profesorów: B. Stefanowskiego, K. Taylora i C. Witoszyńskiego.

Na Zjeździe wygłoszono następujące referaty:

- prof. C. Witoszyński — Uwagi o charakterze pracy badawczej w lotnictwie,
- inż. W. Challier — O potrzebie reformy studiów lotniczych,
- inż. W. Jakimiuk — Współczesne kierunki rozwojowe w budowie płatowców,
- inż. K. Ksiński — Rzut oka na obecny stan i tendencje w konstrukcji silników lotniczych.

W 1938 r. Związek przestał korzystać z gościny Instytutu Aerodynamicznego i wprowadził się do własnego, trzy-pokojowego lokalu. Urządzono tam sekretariat, czytelnię czasopism i pokój konferencyjny; z lokalu tego korzystała redakcja *Techniki Lotniczej*. Tam też organizowano czwartkowe spotkania klubowe.

ZPIL postuluwał reorganizację studiów lotniczych na Politechnice Warszawskiej. Komisja do spraw reformy studiów, wyłoniona przez Związek, zgłosiła następujące wnioski:

- utworzenie Wydziału Lotniczego,
- ułożenie czteroletniego programu studiów, przewidującego wspólne w ciągu dwóch pierwszych lat przygotowanie matematyczno-fizyczne na wysokim poziomie oraz specjalizację w dwóch kierunkach: samolotowym i silnikowym w czasie dwóch ostatnich lat studiów,
- nastawienie zainteresowań studentów w kierunkach: konstrukcyjnym, warsztatowym i badawczym,
- przyspieszenie studiów dzięki rezygnacji z projektów zbyt skomplikowanych i zredukowanie wymagań dotyczących ich graficznego wykonania,
- nawiązanie ścisłego kontaktu między ciałem profesorskim Wydziału Lotniczego a polską techniką lotniczą (przemysłem i instytucjami badawczymi).

Komisja ta opracowała również projekt ogólnego programu godzinowego studiów dla Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej.

Interesująca była struktura Zarządu ZPIL, ustalona po kilku latach działalności Związku. W skład kierownictwa wchodził prezes i dwóch wiceprezesów, z których jeden był przewodniczącym Komisji Odczytowej, a drugi — Komisji Wydawniczej. Każda z tych Komisji składała się z 5 sekcji: płatowcowej, silnikowej, warsztatowej, wyposażenia i uzbrojenia. W skład Zarządu wchodził również sekretarz i jego zastępca, skarbnik oraz 2 jego zastępców. Powołano też 5-osobową Komisję Rewizyjną, 3-osobową Komisję Weryfikacyjną oraz 5-osobowy Sąd Koleżeński. Dodać trzeba, że Zarząd ZPIL delegował trzech przedstawicieli do Naczelnej Organizacji Inżynierów.

Przy tak rozplanowanej pracy duży procent członków Związku było zaangażowanych w działalność społeczną, z niewątpliwą korzyścią dla rozwoju polskiego lotnictwa i kraju oraz więzi organizacyjnej Zpilowców.

Lata wojenne

Z chwilą wybuchu wojny zerwała się więź organizacyjna ZPIL-u. Pozostali w kraju członkowie włączyli się w działalność konspiracyjną. Nie mamy dokładnych danych, ilu z nich współpracowało z Tajną Organizacją Inżynierów, ilu dostało się do obozów. Wielu członków ZPIL-u brało czynny udział w ruchu oporu, w szczególności w Wywiadzie Lotniczym, pracach konspiracyjnego Instytutu Technicznego Lotnictwa oraz w walce zbrojnej zarówno we wrześniu 1939 r., jak i w Powstaniu Warszawskim.

Wielu wybitnych działaczy ZPIL-u znalazło się poza granicami kraju, głównie we Francji, w Wielkiej Brytanii i Turcji. W Anglii Zpilowcy włączyli się do międzybranżowego Stowarzyszenia Techników Polskich (STP), które powstało we wrześniu 1940 r. Gdy szeregi STP powiększyły się po inwazji Francji, powstały sekcje i podsekcje, wśród nich: Sekcja Mechaniczna i Lotnicza. Powstały też różne komisje, m.in. Komisja Wojskowa o dużym dorobku. Większość członków STP służyła w szeregach Polskich Sił Zbrojnych. Ważnym osiągnięciem Stowarzyszenia było doprowadzenie do powołania wielu ważnych instytucji, m. in. Komisji Lotniczej Stowarzyszenia Techników Polskich (na której czele stanął inż. Zbysław Ciołkosz) i Wojskowego Instytutu Technicznego oraz zatrudnienie w nich swoich członków.

Liczna grupa polskich inżynierów lotników skupiła się w Biurze Tłumaczeń Instrukcji przy Dowództwie Lotnictwa. W skład pracowników tego Biura wchodzili też znani Zpilowcy: Mokrzycki, Grzeszczyk, Dąbrowski, Łopatniuk, Polny.

Doniosłą imprezą, która zadokumentowała kontynuację działalności Związku Inżynierów Lotnictwa na obczyźnie, był Kongres Techniczny Lotnictwa. Kongres odbył się w Londynie w dniach 13 i 14 grudnia 1942 r. Ponieważ przebieg obrad tego historycznego Kongresu i uchwalonych na nim też nie jest w Polsce znany*, przeto jest rzeczą konieczną szerzej opisać tę imprezę.

Głównym celem Kongresu było nakreślenie programu rozwoju polskiego przemysłu lotniczego i komunikacji lotniczej po zakończeniu wojny. Przewodniczącą Komisji Lotniczej — w słowie wstępnym — nawiązał do postulatów ZPIL-u o wywalczenie dla techniki lotniczej właściwego miejsca w polskiej gospodarce narodowej, omówił sprawy prawidłowej organizacji kierownictwa lotnictwa i przemysłu, właściwej polityki sprzętu itp. Mówca stwierdził, że rola technika — obok ekonomisty i polityka — musi dominować w zagadnieniach gospodarczo-przemysłowych kraju.

Na Knogresie wygłoszono trzy podstawowe referaty:

- O źródłach finansowania przemysłu polskiego i innych inwestycji (dr L. Barański),
- Podstawy uprzemysłowienia Polski (dr T. Łychowski),
- Udział Stowarzyszenia Techników w pracach nad przygotowaniem programu gospodarczego Polski.

Ostatni z wymienionych referatów — wygłoszony przez wiceprezesa Stowarzyszenia Techników Polskich w Wielkiej Brytanii, inż. Jana Dąbrowskiego — stanowił kontynuację działalności Związku Polskich Inżynierów Lotniczych.

W ramach prac podkomisji fachowych wygłoszono 14 technicznych referatów, związanych z lotnictwem polskim, wśród nich o tak ważnej i podstawowej tematyce, jak:

- inż. Z. Ciołkosz — Czego od lotnictwa komunikacyjnego powinniśmy wymagać;

* Komisja Lotnicza STP w Wielkiej Brytanii wydała drukiem sprawozdanie i referaty Kongresu. Egzemplarz tego unikalnego wydawnictwa otrzymała biblioteka Instytutu Lotnictwa w Warszawie, w zbiorze ofiarowanym przez pioniera lotnictwa polskiego — inż. Czesława Zbierańskiego.

— dr inż. S. Neumark — Zagadnienie personelu dla polskiej techniki lotniczej;

— inż. S. Prauss — Przyszłość konstrukcji samolotów w Polsce;

— inż. A. Seńkowski — Rozbudowa silnikowego przemysłu lotniczego.

Podczas Kongresu uchwalono 26 tez i szereg dezyderatów, z których wiele — stanowiąc przed wojną credo ZPIL-u zachowało po dziś dzień swą aktualność i jest zbieżne z wnioskami dzisiejszych Sekcji Lotniczych Stowarzyszeń NOT-u (referaty, tezy i dezyderaty z Kongresu sprzed 35 lat dają takie rozeznanie spraw i problemów polskiego lotnictwa — niejednokrotnie do dziś aktualnych — że warte są szerszego omówienia na łamach TLiA).

Apel (teza 4) Kongresu wezwał *wszystkich techników lotniczych, Polaków na obczyźnie, aby — niezależnie od osiągniętych w czasie wojny stanowisk i możliwości zarobkowania — gotowi byli do powrotu do Polski, gdy tylko to będzie możliwe.*

Przytoczmy jeszcze wyjątek z tezy 6: *Kongres uważa, że dla (...) scentralizowania wszystkich prac (lotnictwa) należy powołać urząd, jako załączek przyszłego Ministerstwa Lotnictwa.*

Opracowane i uchwalone tezy dotyczyły:

- ogólnego systemu pracy i właściwego wykorzystania ludzi,
- ogólnej organizacji lotnictwa,
- spraw szkolnictwa,
- badań i studiów lotniczych,
- przemysłu lotniczego,
- komunikacji lotniczej oraz
- mianowania techników w służbie lotnictwa.

Trzeba dodać, że pod koniec wojny wielu dawnych członków ZPIL pracujących w Wielkiej Brytanii zostało członkami Royal Aeronautical Society.

Po wyzwoleniu

Powojenne dzieje ZPIL-u to historia Sekcji Lotniczych przy Zarządach Głównych Stowarzyszeń Naczelnej Organizacji Technicznej: najpierw — Mechaników Polskich, znacznie później — Komunikacji. Sekcje te miały możliwość poszerzyć front pracy społecznej dla lotnictwa, gdyż prócz inżynierów skupiają również techników naszej branży.

Lecz początek pracy zawodowej i społecznej znajdują ludzie lotnictwa już w 1944 r., przy PKWN w Lublinie, gdzie powstał Wydział Lotnictwa Cywilnego. A począwszy od jesieni 1946 r. działacze lotnictwa zorganizowali się w Kołach Lotniczych SIMP.



Rys. 2. Ognia organizacyjne Sekcji Lotniczej SIMP. 1 — oddziały wojewódzkie Sekcji Lotniczej SIMP: Bydgoszcz, Lublin (Świdnik), Poznań, Rzeszów, Warszawa, Wrocław; 2 — oddziały miejskie Sekcji Lotniczej SIMP: Mielec; 3 — oddziały wojewódzkie Sekcji Lotniczej w organizacji: Bielsko-Biała, Kalisz, Łódź; 4 — planowane oddziały wojewódzkie Sekcji Lotniczej: Radom, Olsztyn, Zamość; 5 — nowe koła Sekcji Lotniczej

10 maja 1947 r. odbyło się zebranie organizacyjne w Warszawie, w którym wzięło udział 30 inżynierów i techników lotniczych, w tym większość członków ZPIL sprzed wojny. Zebrani postanowili wznowić działalność Związku, przy czym ze względów organizacyjnych uchwalono, by przyłączyć się do Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich.

Postanowiono przyjąć nazwę: Związek Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych — Koło Lotnicze SIMP, zaś dla zadokumentowania kontynuacji zrzeszenia zachowano skrót — symbol ZPIL (nazwa ta była stosowana do 1955 r.). Równocześnie wybrano Zarząd pod przewodnictwem mgr. inż. R. Romickiego. W skład Zarządu weszli następujący działacze: Z. Brzoska, J. Gubrynowicz (dawniej Śnieżko-Błocka), W. Boliński, Z. Jakubowski, J. Paczoski i J. Pindera. Wkrótce Zarząd zweryfikował 68 czynnych członków Koła.

I znów ważną datą w opisywanej historii społecznych lotników. We wrześniu 1948 r. — po 9-letniej przerwie — zostało wznowione wydawanie organu Związku (Koła Lotniczego SIMP) *Technika Lotnicza*, który dziś wychodzi jako miesięcznik Sekcji Lotniczej SIMP, a od 1966 r. — z tytułem poszerzonej branży, jak na okładce.

Pierwsze lata powojenne znamionuje odradzanie się lotnictwa polskiego: w konstrukcjach, w warsztatach, w szkolnictwie i nauce, po kilku jednak latach zabrakło niezbędnej atmosfery do szerszej działalności zawodowej i społecznej w lotnictwie. Praca aktywistów społecznych koncentruje się wówczas w zakładowych Kołach Simpsonskich.

W miarę jak następowało porządkowanie spraw organizacyjnych SIMP (w którym działalność naukowo-techniczna zgrupowana została w specjalistycznych sekcjach), dotychczasowe Koło Lotnicze otrzymało nazwę Sekcji Lotniczej SIMP, choć w swych szeregach zrzeszało nie tylko inżynierów i techników mechaników, lecz również specjalistów z innych dziedzin lotnictwa.

W latach 1953 do 1966 Zarządowi Sekcji Lotniczej przy Zarządzie Głównym SIMP przewodniczyli następujący działacze Stowarzyszenia: prof. F. Misztal (1953—1955) oraz magistrowie inżynierowie: S. Fisz (1955—1956), J. Sandauer (1956—1958), S. Sulikowski (1958—1961), J. Paczoski (1961—1965) i J. Staszek (1965—1966). 3.VI.1966 r. został wybrany na przewodniczącego mgr inż. Tadeusz Kostia i już 12 lat pełni tę funkcję.

Od października 1959 r. rozpoczął krystalizować się drugi nurt społecznej działalności inżynierów i techników lotnictwa, bardziej związanych z zagadnieniami eksploatacji, którzy rozwinął się w ramach Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji SITK. Wkrótce potem Zarząd Główny SITK powołał w Warszawie Sekcję Główną Komunikacji Lotniczej, w której funkcję przewodniczącego pełnił kolejno płk mgr inż. Z. Hyla, inż. Z. Lem, zaś od 1965 r. do chwili obecnej — ppłk mgr inż. Eligiusz Kołodziński.

Po 1956 r. ożywia się na kilka lat koniunktura lotnicza w kraju, a wraz z nią i branżowa działalność społeczna. Niestety już w latach sześćdziesiątych zahamowany był postęp w lotnictwie, a produkcja lotnicza planowo wypierana przez inne branże. Ale Sekcje Lotnicze nie poddawały się recesji. Składały władzom i czynnikiem miarodajnym memoriały, informacje i wyliczenia ekonomiczne dowodzące, że kraj nasz nie może wyrzucić lotnictwa za burtę. Trzeba tu dodać, że dużą przeszkodą dla prawdziwego wyjaśnienia władzom sytuacji lotnictwa w Polsce i konieczności nie tylko utrzymania, lecz rozwoju tej dziedziny — stanowili koniunkturalni dziennikarze i pseudo-ekonomiści prasy codziennej i niektórych tygodników.

Lecz — jak pisaliśmy w numerze wrześniowym 1971 r. naszego organu — VERITAS VINCIT. Wraz z nowym kierownictwem Partii i Rządu lotnictwo w Polsce otrzymało szansę życia i rozwoju. I w świetle prawdy działacze lotnictwa SIMP i SITK mogą zadziwić, że tak słabymi siłami społecznymi odnieśli niewspółmiernie wielki sukces strategiczny i branżowy.

Po kilku latach współdziałania Sekcja Lotnicza Zarządu Głównego SIMP i Sekcja Główna Komunikacji Lotniczej SITK w 1970 r. zawarły umowę o współpracy. Działając wspólnie obie Sekcje organizowały liczne narady, konferencje, seminaria i inne pożyteczne imprezy społeczne. Wymieńmy tu tylko wznawianą co kilka lat konferencję naukową pn. Aktualne problemy polskiego lotnictwa (I-sza w 1967 r., II-ga 1972 r.); konferencję nt. rozwoju lotnictwa rolniczo-gospodarczego i naradę poświęconą sprawie szkolenia kadry lotniczych, organizację jubileuszowego spotkania z okazji 40-lecia Stowarzyszeń inżynierów i techników lotnictwa 10 maja 1969 r. i wypracowanie tez i wniosków w zakresie przemysłu i komunikacji na IV (1961 r.), VI (1971 r.) i VII (1977 r.) Kongres Techników Polskich. M. in. na VI Kon-

gresie powtórzono postulat zgłoszony przez Sekcję w 1961 roku, a dotyczący powołania organu koordynującego działalność lotniczą w kraju.

Ważna jest również informacja o rozwoju ogniw organizacyjnych. Gdy w połowie lat sześćdziesiątych Sekcja Lotnicza SIMP miała swe oddziały tylko w Lublinie (z siedzibą w Świdniku), w Rzeszowie i w Warszawie — to w 1968 r. powstały samorzutnie oddziały w środowiskach wojskowych w Bydgoszczy i Poznaniu oraz Koło Sekcji w Zakładach Szybowcowych w Bielsku-Białej.

W związku ze zmianą podziału administracyjnego kraju, jak również rozwojem działalności branżowej, angażują się w pracę społeczną: Oddziały Sekcji Lotniczej SIMP w Kaliszu i we Wrocławiu (reaktywowany w 1975 r.) oraz Koła w Dęblinie, Oleśnicy i w Szczecinie. Istnieją też uzasadnione nadzieje, że wciągnięte zostaną do współpracy w Sekcji Lotniczej zakładowe Koła SIMP w Radomiu, Olsztynie i Zamósie.

Specjaliści od eksploatacji sprzętu lotniczego i lotnisk — początkowo zgrupowani przy Zarządzie Lotniskowym Wojsk Lotniczych — również stopniowo poszerzają swoją działalność społeczną, powołując do życia Sekcję Komunikacji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SITK. Wkrótce reaktywowano Koła zakładowe przy: Polskich Liniach Lotniczych LOT, Zarządzie Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych oraz Aeroklubie PRL; zorganizowano też kilka dalszych. W 1961 r. powstały Sekcje Komunikacji Lotniczej SITK w Poznaniu i Gdańsku, zaś kilka lat później — Koło w WOSL w Dęblinie oraz Sekcja we Wrocławiu.

Trzeba przypomnieć, że problematyka lotnicza naukowa, przemysłowa i eksploatacyjna, będąca dawniej przedmiotem działalności stowarzyszeniowej ZPIL, doczekała się współpracy bratnich Sekcji Lotniczych SIMP i SITK, która trwa już ponad 12 lat.

Duży jest potencjał w tej współpracy, bowiem lotników w SIMP-ie jest około 1800, zaś w SITK-omie działa ok. 600. Jakież to przyrost sił społecznych w porównaniu z przedwojennym, ściśle inżynierskim ZPIL-em. Tu trzeba nadmienić, że *Technika Lotnicza* przez cały okres powojenny była widomym znakiem działalności środowiska lotniczego SIMP. Czasopismo to początkowo było prowadzone przez kolegium Wydawnicze pod przewodnictwem prof. W. Fiszdona, w latach 1950—1959 redaktorem naczelnym był mgr inż. J. Pączowski, w okresie od 1959 r. do października 1972 r. — mgr inż. S. Sulikowski, zaś od XI.1972 r. — mgr inż. Andrzej Glass.

W 30-leciu powojennego istnienia periodyk nasz przechodził różne koleje losu. Przez szereg lat ukazywał się jako dwumiesięcznik, a w okresie 1959/1960 groziła mu likwidacja. I wówczas Zarząd Koła Sekcji Lotniczej SIMP przy Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego przeprowadził ankietę w zakładach i instytucjach lotniczych, po czym wystąpił do wydawcy o przekształcenie czasopisma na miesięcznik. I sprawdziła się tu doktryna, że atak jest najlepszą formą obrony: batalia została wygrana, zaprzestano nagonki na czasopismo, a Sekcja Lotnicza SIMP uzyskała miesięcznik. Jeszcze dwukrotnie (w 1966 i 1972 r.) próbowano likwidować nasze czasopismo. Dwukrotnie trzeba było dowodzić, że *Technika Lotnicza* jest niezbędna dla fachowców naszej branży że jej profil nie koliduje z żadnym krajowym periodykiem lotniczym, a poziom jest unikalny w krajach RWPG. Ważkim argumentem są też fakty, że poczytność czasopisma przez ostatnie 15 lat wzrosła przeszło pięciokrotnie (nakład 800 egzemplarzy w 1962 r., zaś 2000 — w 1972, a obecnie 4100), a jego opłacalność dla wydawcy — z poważnego deficytu przeobraziła się w dochodowość. A jakże wysoko należy ocenić znaczenie artykułów drukowanych w rubryce Trybuna lotników TLiA, gdy w trudnym dla lotnictwa okresie Sekcje Lotnicze SIMP i SITK musiały walczyć — nie frazami, lecz ścisłą argumentacją i danymi ekonomicznymi — z przeciwnikami rozwoju lotnictwa.

Celem naszej działalności jest optymalny rozwój lotnictwa na potrzeby naszego społeczeństwa. Jak wykazała półwieczna historia organizacji ZPIL — SL SIMP — SKL SITK — zwyciężamy zawsze, gdy walczymy o DOBRO I ROZWÓJ LOTNICTWA W POLSCE, które winno stać się BRANŻĄ NARODOWĄ, przyspieszającą rozwój gospodarczy NASZEGO KRAJU.

LITERATURA

1. W. Z.: 40 lat Zrzeszenia Inżynierów Lotniczych. *TLiA* 1968 nr 10, s. II i IV okł.
2. T. KOSTIA: Wspomnienie poświęcone społecznej działalności inżynierów i techników polskiego lotnictwa. *TLiA* 1971, nr 9 i 10—11.
3. T. KOSTIA: Historia społecznej działalności inżynierów i techników polskiego lotnictwa. Aktualne problemy polskiego lotnictwa — II konferencja naukowo-techniczna, Warszawa 1972, s. 3—13.
4. Jubileuszowy Zjazd X-lecia ZPIL. *Technika Lotnicza* 1938, nr 10.
5. Kongres Techniczny Lotnictwa. Londyn 1942.
6. Kronika ZPIL. *TL* 1948 nr 1.

POCZTA LOTNICZA

Czasopisma lotnicze krajów socjalistycznych (CSRS, Węgry, NRD)

W Czechosłowacji ukazują się trzy czasopisma lotnicze: *Lectectvi* + *Kosmonautika*, *Letecký Obzor* i *Modelář*.

Ogólnolotniczy dwutygodnik *Lectectvi* + *Kosmonautika* zamieszcza monografie samolotów (tzn. ich dzieje, opis techniczny i dokładne rysunki w trzech rzutach) oraz opisy współczesnych samolotów wojskowych. *Skrzydła Czechosłowacji* — to cykl artykułów na temat dziejów czechosłowackiego lotnictwa wojskowego. W czasopiśmie można także znaleźć artykuły z historii kosmonautyki. Stały cykl stanowią sylwetki ludzi lotnictwa. Czasopismo porusza również nowe problemy techniczne z zakresu lotnictwa i kosmonautyki. Rubryka *Mówią fakty i liczby* zawiera dane dotyczące lotnictwa sportowego. Czytelnicy pasjonujący się lekturą o tematyce lotniczej znajdą w czechosłowackim dwutygodniku oprócz recenzji nowele i opowiadania, przeważnie z dziejów II wojny światowej. W *Lectectvi* + *Kosmonautika* zamieszcza się nowinki lotnicze, rakietowe i kosmiczne ze świata, odpowiedzi na listy czytelników, a na okładce zamieszczane są w każdym numerze barwne sylwetki samolotów.

Letecký Obzor to pismo wydawane przez czechosłowackie ministerstwo komunikacji. Miesięcznik ten ma charakter fachowy. Poświęcony jest w całości problemom transportu lotniczego. Zajmuje się m. in. zagadnieniami technicznymi samolotów pasażerskich, ruchu lotniczego, personelu latającego, systemów nawigacyjnych itp. Porusza także problemy prawne lotnictwa. Poza tym *Letecký Obzor* to pismo, w

którym znajdują się recenzje z książek o tematyce lotniczej i ciekawostki z zagranicy.

Modelář jest miesięcznikiem przeznaczonym oczywiście dla hobbystów — modelarzy. Zawiera opisy i rysunki modeli lotniczych, wodnych, kołowych, m. in. plany modeli latających. Poza tym w każdym numerze redakcja zamieszcza dokładny plan jednego samolotu, zajmujący całą stronę.

Repülés Úrrepülés to ogólnolotniczy miesięcznik węgierski. Zawiera m. in. artykuły z dziejów lotnictwa węgierskiego, opisy samolotów współczesnych, problemy techniki lotniczej i szybownictwa, a na okładce wewnątrz numeru — rysunki ciekawych samolotów. Zamieszczane są w nim wyniki węgierskich zawodów sportowych i stały kącik filatelistyki lotniczej.

Flieger Revue to ogólnolotniczy miesięcznik Niemieckiej Republiki Demokratycznej. Okładkę i 8 środkowych stron czasopisma drukuje się w kolorze na pięknym, kredowym papierze. Zamieszczane tam są zdjęcia, rysunki i opisy samolotów. We *Flieger Revue* wiele miejsca poświęca się nowościom szybowcowym, spadochroniarskim, lotniczym i silnikowym, nowościom lotniczym z NRD i ze świata. Opisy i rysunki samolotów znajdują się w stałych rubrykach: *Rozpoznawanie samolotów NATO* i *Typy samolotów*. Poza tym redakcja zamieszcza krótkie wiadomości z dziedziny astronautyki, komunikaty niemieckiego aeroklubu, a ostatnie 2 strony (okładka) zawierają opisy i kolorowe zdjęcia samolotów. (mm)

WAŚKOWSKI W.

Schul- und Trainingsflugzeuge mit Propellerturbinen antrieb

Im Aufsatz werden die Gründe der Ausrüstung mit Propellerturbinenriebwerken von militärischen Schul- und Trainingsflugzeugen erörtert sowie die bestehenden und entworfenen Flugzeuge dieser Klasse behandelt. Der Verfasser polimisiert mit der optimistischen Ansicht, die eine rasche und zahlreiche Entwicklung von militärischen Schul- und Trainingsflugzeugen voraussieht.

STASZEK J.

Das Problem der Flügelenwirbel (I)

Es wurde das Entstehen, die Entwicklung und der Zerfall von Flügelenwirbeln dargestellt sowie ihrer Einfluss auf den Flugplatzverkehr und auf die in den Wirbelraum einfliegenden Flugzeuge erläutert. Die Aufführung umfasst einige Untersuchungs-methoden sowie Möglichkeiten zum Beheben der negativen Einwirkungen. Aus dem vorgestelltem Material ergeben sich Hinweise sowohl für die Konstruktion, wie auch für den Einsatz der Flugzeuge, sowie die Notwendigkeit zur Weiterführung theoretischer und praktischer Untersuchungen.

MOKROWIECKI A.

VASI-S eine visuelle Landehilfe

Im Aufsatz wurde die Konstruktion, Wirkungsweise und die Funktion des VASI-S Lichtanzeigesystems für den Landeanflug behandelt.

RZEMEK K.

Einige technisch-wirtschaftliche Daten des Flugzeuges Jak-42

In Aufsatz werden technisch-wirtschaftliche Hauptdaten des Flugzeuges Jak-42 aufgeführt. Die Beurteilung des Flugzeuges wurde auf Grund eines Vergleiches mit den in PLL LOT eingesetzten Flugzeugen An-24 und Tu-134 durchgeführt.

GLASS A.

Einfluss des Puławski-Flügels auf die Flugzeugkonstruktion in der Welt

Der im PZL P1 — Flugzeug und in der Baureihe von PZL-Jagdflugzeugen angewandte Puławski-Flügel fand Nachahmer auf der ganzen Welt. Es wurden ausländische Flugzeuge nach dem Muster des Puławski-Jagdflugzeuges aufgeführt sowie die Anwendung des Möwenflügels in Doppeldeckern und Wasserflugzeugen dargestellt.

WASKOWSKI W.

Турбовинтовые учебно-тренировочные самолеты

Описание причин, по которым военные учебно-тренировочные самолеты оборудованы турбовинтовыми двигателями, а также описание существующих и проектирующихся самолетов этого класса. Автор статьи ведёт спор с оптимистической теорией, представляющей быстрое увеличение числа турбовинтовых учебно-тренировочных военных самолетов.

STASZEK J.

Проблем вихрей за крылом

В статье указана механика образования вихрей за крылом и их развитие. Описано влияние этих вихрей на движение на аэродроме и на самолеты влетающие в завихренное пространство. Указаны также методы исследования и возможности противодействия отрицательным последствиям. Материал указывает на необходимость ведения дальнейших экспериментальных и теоретических работ, дает указания по конфигурации и эксплуатации самолетов.

МОКРОВОЕСКИ А.

VASI-S — визуальное вспомогательное средство при посадке

Конструкция световой системы указателя глиссады снижения VASI-S. Техника работы и его функции.

RZEMEK K.

Некоторые технико-экономические характеристики самолета Як-42

В статье представлены основные технико-экономические характеристики самолета Як-42. Оценка самолета дана на основе сравнения его с эксплуатируемыми в Польских Авиалиниях ЛЕТ самолетами Ан-24 и ТУ-134.

GLASS A.

Влияние крыла Пулавского на конструкцию самолетов в мире

Крыло Пулавского применявшееся на самолете PZL-P-1 нашло подражателей во всем мире. Указаны зарубежные самолеты, для которых образцом являются истребитель Пулавского, указано применение крыла этого типа в бипланах и двухдвигательных самолетах.

JP. Airline Fleets 77. Wyd. Editions JP Zurich 1977. S. 378, cena fr. szwajc. 14.—

Jedno z bardzo popularnych na Zachodzie, lecz jeszcze mało znane u nas, wydawnictwo informacyjne z zakresu lotnictwa. Informator, a właściwie po prostu rejestr flot lotniczych świata, podaje 13 579 rejestracji samolotów pasażerskich, towarowych lub specjalnych (np. rządowych lub dyspozycyjnych), 1120 towarzystw lotniczych ewentualnie innych właścicieli ze 165 krajów świata. Odnotowuje też wszystkie zmiany właściciela sprzętu, poprzednie znaki rejestracyjne oraz inne formy eksploatacji, np. wypożyczenia. Przy większości maszyn załączono też numery fabryczne — inaczej mówiąc — kolejne numery wyprodukowanego samolotu danego typu. W charakterze załącznika na końcu publikacji umieszczono alfabetyczny indeks linii lotniczych, spełniający też funkcję spisu treści całości.

MZM

V. NĚMEČEK: Vojenská letadla. Tom 2. Mezi dvěma světovými válkami. Naše vojsko, Praha 1975. S. 240 + 64, cena Kčs. 38.



Drugi tom *Samolotów wojskowych* Němečka obejmuje okres między I i II wojną światową. Rozwojowi każdego rodzaju samolotów wojskowych poświęcony jest osobny rozdział. Rozwój bombowców zajmuje aż 66 stron. Opisane zostały bombowce jednosilnikowe, dwusilnikowe, ciężkie wielosilnikowe, wysokościenne, nurkujące, morskie i torpedowe oraz bezzałogowe. W rozdziale: *Co nowego w lotnictwie myśliwskim* — przedstawiono rozwój myśliwców dwumiejscowych, przechwytyjących, lekkich, dwusilnikowych, latających krążowników, podwieszanych, pokładowych i morskich. W dalszych rozdziałach opisano samoloty szturmowe, rozpoznawcze, patrolowe, transportowe, szybownice transportowe oraz samoloty sanitarne i kolonialne, a także zastosowanie samolotu do wojny chemicznej. Osobny rozdział poświęcono balonom i sterowcom. Dane techniczne zestawiono w tablicach, zajmujących 36 stron. Książka jest bogato ilustrowana: zawiera 64 strony z około 300 zdjęciami, 40 rysunków samolotów w dwóch rzutach na wyklejkach okładki, wiele bocznych sylwetek samolotów w tekście oraz

20 całostronicowych rysunków. Książka daje dobry obraz rozwoju samolotu wojskowego w latach międzywojennych. Do jej drobnych usterek należy brak indeksu nazw samolotów oraz wytłuszczeń nazw w tekście — co utrudnia odnalezienie informacji o określonym typie samolotu.

Ostatnio ukazał się trzeci tom tej książki, poświęcony samolotom drugiej wojny światowej.

A. G.

A. J. RIABOJ i Ł. D. BRONDZ: Powyższenie resursa awiacyjnych detalej iz wysokoprocnych stalej. Moskwa, Maszynostrojenije 1977. S. 104, tabl. 22, rys. 54, cena 38 kop.

Stosowane w lotnictwie stale wysokowytrzymałe są niezmiernie czułe na warunki wytwarzania — stosowane procesy technologiczne. Szczególnie wyraźnie występują zmiany własności po procesach chromowania.

Przytoczono wiele danych z badań wytrzymałościowych, porównujących wytrzymałość zmęczeniową tych stali w stanie ulepszonej i po chromowaniu przy różnych parametrach procesu chromowania.

W książce dokonano przeglądu sposobów podwyższenia resortu części lotniczych ze stali 30HGSNA, 40HGSN3WA i innych z pokryciem chromowym. Omówiono przyczyny spadku trwałości takich detali oraz sposoby podwyższenia trwałości przez umocnienie zgniotem powierzchniowym, chromowaniem wielokrotnym itp.

Dużo uwagi poświęcono procesowi chromowania elektrolitycznego (z zastosowaniem przepływu elektrolitu) zabezpieczającemu szybkie osadzanie chromu oraz nanoszenie warstw chromu na powierzchnie o złożonej konfiguracji.

Książka przeznaczona jest dla pracowników inżyniersko-technicznych zakładów przemysłowych i remontowych przemysłu lotniczego. Napisana jest bardzo przystępnie, zawiera duży ładunek informacji praktycznych z wieloma przykładami konkretnych procesów technologicznych.

GOL.

A. GLASS: Polskie konstrukcje lotnicze 1893—1939. Wydanie II. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1977, s. 448, cena 220 zł

Szybkie rozejście się książki w 1976 r. zachęciło wydawnictwo do wydrukowania drugiego nakładu w liczbie 5000 egz. Nakład ten wykonany jest metodą fotoduku, w związku z czym książka prawie się nie różni od I nakładu. Usunięto jednak około 100 błędów korektorskich (wykazanych w erracie i w recenzji w *TLiA* nr 2/77), m.in. została skorygowana tabela produkcji oraz termin powstania drugiego prototypu P-7/II. Największe różnice są w rysunkach, których poprawiono ponad 20. W szczególności zostały poprawione usterzenia samolotów PZL i RWD, rysunki Zubra, Łosia, RWD-18, P-11f oraz kolejność wersji Ostrowii II. Część zdjęć wyszła bardziej kontrastowo niż w pierwszym nakładzie. Niestety nakład ten został wydrukowany na jeszcze mizerniejszym papierze niż poprzedni.

O. GROEHLER: Geschichte des Luftkriegs 1910 bis 1970. Wyd. 2. Militärverlag, Berlin 1977. S. 704, cena M 37,— (zł 132).



Historia wojen powietrznych 1910—1970 jest bardzo interesującą książką zarówno pod względem treści, jak i formy. Książka przy dużej fachowości i dużym nasyceniu faktami i liczbami, ma bardzo komunikatywną szatę graficzną: wiele barwnych wykresów, barwnych map i barwnych rysunków samolotów.

Książka podzielona jest na sześć obszernych rozdziałów z licznymi podrozdziałami. W rozdziale pierwszym omówiony jest okres tworzenia wojskowych flot lotniczych od 1910 r. oraz udział lotnictwa w I wojnie światowej, podczas której państwa koalicji niemiecko-austro-węgierskiej wyprodukowały 52 tys. samolotów, zaś państwa Ententy — 138 tys., w tym Francja i Anglia po ponad 50 tys.

W drugim rozdziale przedstawiono rozwój lotnictwa radzieckiego w latach dwudziestych oraz rozwój teorii Douetha i taktyki lotnictwa. Trzeci rozdział omawia przygotowanie państw imperialistycznych do wojny oraz działania wojenne w Etiopii, Chinach i w Hiszpanii.

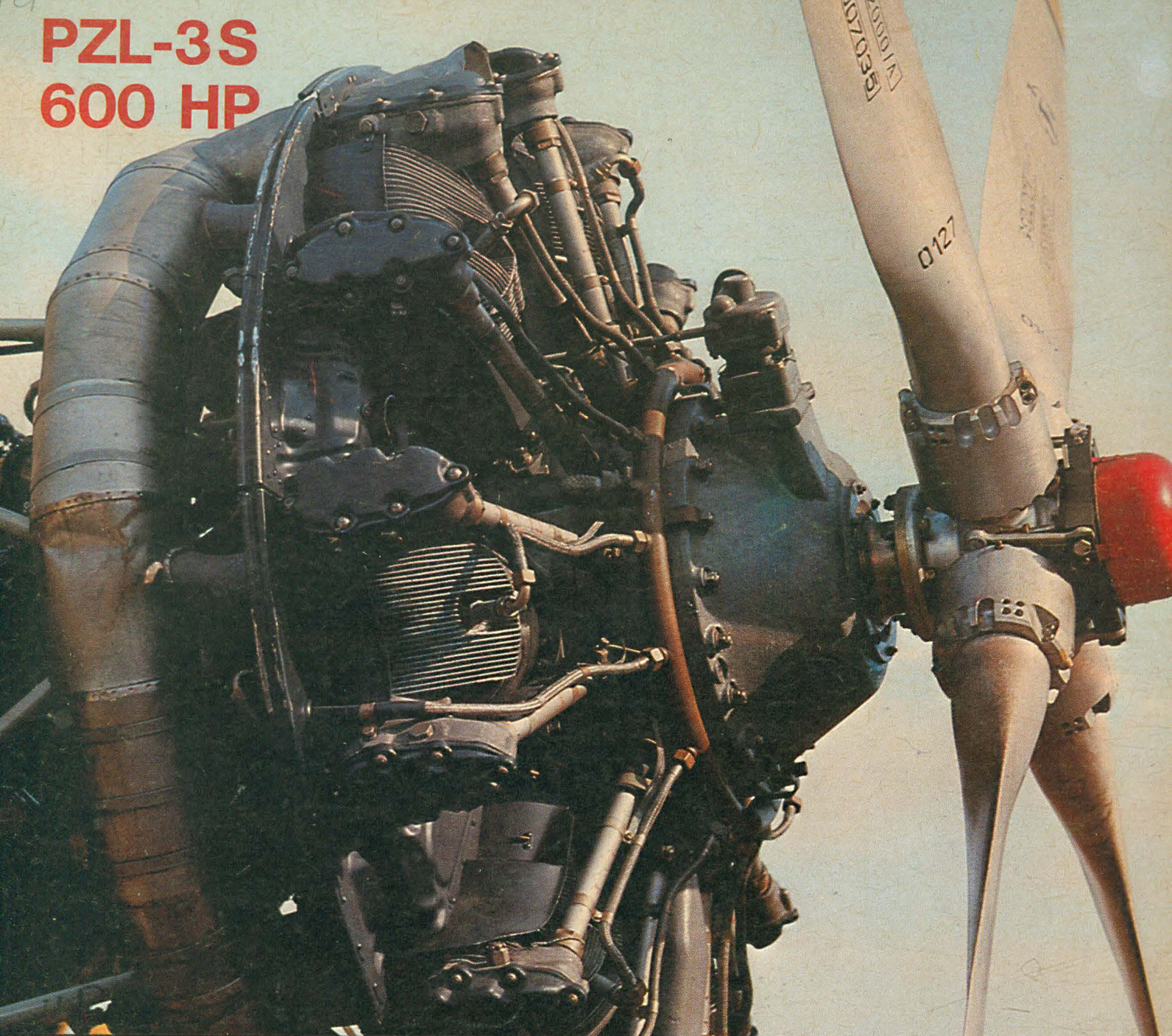
Czwarty rozdział, przeszło dwustronicowy, poświęcony jest dziejom drugiej wojny światowej. Interesujące jest zestawienie strat niemieckich i polskich we wrześniu 1939 r. w rozbiću na poszczególne rodzaje samolotów (np. Luftwaffe straciła 173 myśliwce i 147 bombowców). Przedstawiona jest produkcja i siły lotnicze każdego z krajów, siły i straty na poszczególnych teatrach wojennych i przebieg wojny powietrznej. O skali tych zmagania wojennych świadczy to, że w okresie II wojny światowej zbudowano ponad 680 tys. samolotów (USA — 303 tys., ZSRR — 154 tys., Wlk. Brytania — 131 tys., Niemcy — 119 tys., Japonia — 76 tys. i Włochy — 11 tys.).

Rozdział piąty pokazuje rozwój sił lotniczych i koncepcji użycia lotnictwa w latach 1945—1953 wraz z działaniami w Korei. W szóstym rozdziale przedstawiono obraz sił lotniczych świata w latach sześćdziesiątych oraz przebieg wojny lotniczej w Wietnamie i na Bliskim Wschodzie.

Dużą zaletą książki jest bardzo bogaty materiał statystyczny. Książka zaopatrzona jest w indeks nazwisk, miejscowości i samolotów.

A.G.

PZL-3S 600 HP



Fot. WIESŁAW GARBARCZYK

THE ONLY IN PRODUCTION TO-DAY 600 HP ENGINE FOR AG-PLANES

- Engine for PZL-106 Kruk, Thrush and Ag-Cat ag-planes
- Propeller version of LIT-3 engine built for Mi-1 helicopter
- To date the flying hours of LIT-3s have totalled 8.5 million
- Seven-cylinder air-cooled supercharged radial
- Electric starter
- 91/96 grade gasoline
- 1500 D.C. generator
- Propeller drive: direct
- Direction of revolution: counter-clockwise

TECHNICAL DATA

Diameter	1267 mm
Frontal area	1.27 sqm
Capacity	20 600 cc
Dry weight	400 kg
T-O rating	448 kW (600 hp)
— at	2200 rpm
Max. continous rating	410 kW (550 hp)
Cruise rating	310 kW (415 hp)
Specific fuel consumption at cruise rating	220 g/kWh
Max. oil consumption	—

Manufacturer:
Wytwórnia Sprzętu
Komunikacyjnego
PZL-Rzeszów, ul. Obrońców
Stalingradu 120
35-078 Rzeszów, POLAND
P.O. Box 340

Phone: 423 71- Telex: 83411

Exported by:
PEZETEL
Enterprise Aviation
Industry, ul. Przemysłowa 26
00-950 Warszawa, POLAND
P.O. Box 371; Cable: Pezetel
Phone: 28 50 71
Telex: 813 430



PEZETEL
POLAND