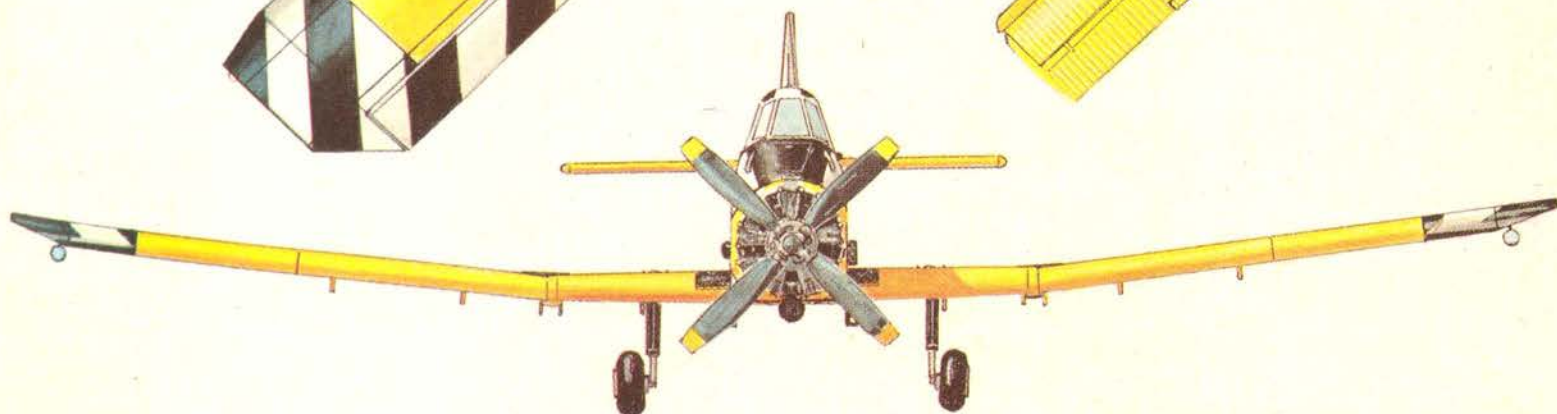
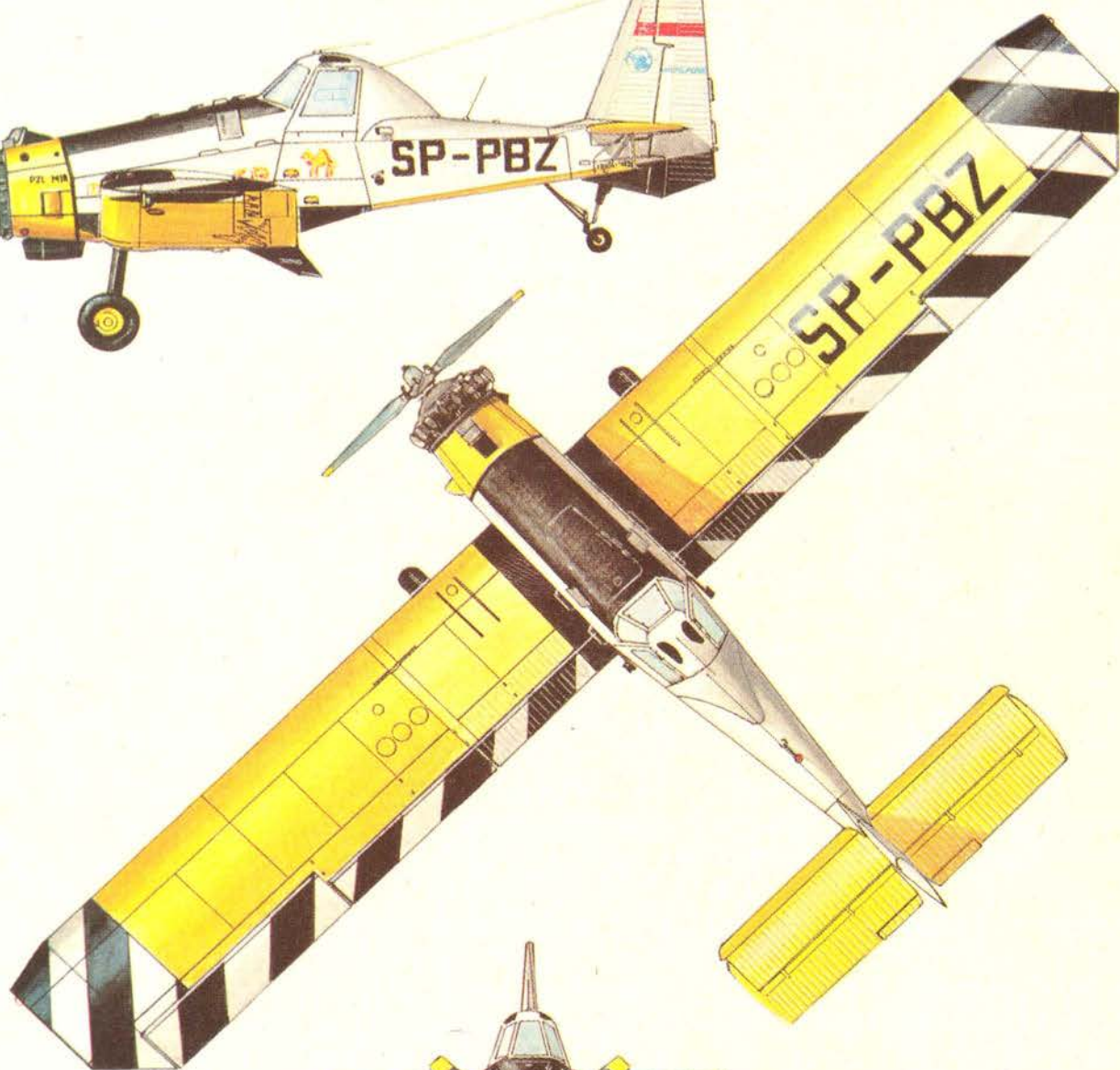


lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● Вице-министр транспорта ген. див. пил. Ян Рачковский представил в Комиссии Транспорта и Связи Сейма ПНР программу развития гражданской авиации по 1990 г. Сравнение данных за 1975 и 1990 г. указывает, что программа имеет значительный масштаб. Внутренние перевозки пассажиров: 746,6 тыс. — 6 миллионов. Международные перевозки пассажиров: 814,1 тыс. — 5 миллионов. Грузовые перевозки: 30 млн ткм. — 600 млн ткм.

● В прошлом году самолеты М-15 с положительными результатами прошли государственные испытания, проводимые Научным Институтом МГА СССР. На основе правительственного договора польская авиапромышленность поставила советской гражданской авиации 30 самолетов М-15. Они проходят государственные испытания в Воронеже, Пятигорске, Полтаве и Майкопе. Испытания будут также проводиться в климатических условиях Средней Азии, над полями хлопка. Положительно оценивается производительность и экономика самолета. Согласно газете „Жизнь Варшавы” от 27.06. т.г. до конца т.г. польская авиапромышленность поставит в СССР 50 самолетов указанного типа, в последующие годы предполагается поставка 100—200 штук в год. Это является практической реализацией договора на уровне СЭВа о специализации польской «авиапромышленности» в постройке сельскохозяйственных самолетов.

● Сертификат о летной годности сельскохозяйственного самолета PZL-106A Крук по британским нормам BCAR открывает перед самолетом перспективы экспорта. Сертификат охватывает планер самолета и его оборудование, двигатель самолета тоже имеет сертификат по этим же нормам. В настоящее время несколько самолетов проходят эксплуатационные испытания в Египте и Судане. Результаты этих испытаний будут основой для выдачи сертификата включающего эксплуатацию в тропических условиях.

● Следует полагать, что еще в текущем году Научно-Производственный Центр Легких Самолетов — Окенце начнет выпуск самолета PZL-110. Это четырехместный, однодвигательный свободнонесущий низкоплан конструкции французской фирмы SOCAT. Самолет пригоден для туризма, связных и патрульных полетов. Может также применяться до обучения и тренировки пилотов.

● Сельскохозяйственный самолет М-18 Дромедер выставлялся на Парижском Салоне в текущем году. Он является результатом содействия ВСК ПЗЛ-Мелец с американской фирмой Рокуэль Интернейшнел Корпорейшен. Самолет, по схеме низкоплана, отличается большой прочностью и грузоподъемностью, а также легкостью полевого обслуживания. Пилот защищен от вредного действия химиката. Плотная кабина, установлена позади бака для химиката, защищает летчика от последствий летного происшествия. Самолет в зависимости от установленной сельскохозяйственной аппаратуры — предназначен для опрыскивания и опыливания, применяется в сельском и лесном хозяйстве, а также для тушения пожаров леса и кустарника. М-18 имеет радиальный двигатель АИП-62ИР мощностью в 1000 л.с., изготавливаемый на заводе в г. Калиш.

● Учебно-тренировочные самолеты TS-11 Искра налетали безопасно свыше 100 000 летных часов (не считая 30 000 в службе ВВС Индии), в течение 17 лет. По этому поводу в авиационном гарнизоне состоялась конференция в которой участвовали: шеф авиационной техники Министерства Народной Обороны — ген. брига. инж. С. Калугин, главнокомандующий ВВС — ген. див. пил. Т. Крепский, пил. инж. А. Мильчевич и технические директора авиационных заводов.

● Седьмой лайнер Польских Авиалиний ЛЕТ типа ИЛ-62 (названный именем Марии Склодовской-Кюри) с половины сентября соединил Варшаву и Банкок, через Багдад, Дубай и Бомбей. Эта дальневосточная линия будет обслуживаться дважды в неделю в каждом направлении. Полет будет продолжаться 18 часов. Полагается, что наполнение составит 110 мест (65%). Экипаж насчитывает 10 человек (в том числе 5 стюардесс). Для обучения экипажей авиалинии ЛЕТ купили — на весь маршрут — состав вспомогательных диапозитивов, фильмов и магнитофонных лент. Бюро ЛЕТ работает во всех аэропортах, где производятся посадки. ЛЕТ намеряет удлинить — через 3 года — линию в Токио и Сидней. В этих городах уже работают представительства ЛЕТА.

● Летом т.г. Авиалинии ЛЕТ ввели чартерное сообщение между Стокгольмом и Гданском. Зимой будут организованы полеты в Краков и в курортные местности в горах Карпаты и Судеты. Подготовлены также — вместе с туристским бюро Орбис — специальные программы для техников, работников сельского хозяйства и пчеловодов, а также любителей искусства и народного творчества. Чартерные перевозки ЛЕТ, соединенные с зимними спортами, стали настолько популярными, что начиная с половины декабря прошлого года до половины апреля т.г. в каждое воскресенье рабстал „воздушный мост” по маршруту Стокгольм-Краков-Стокгольм. Самолетами прилетали любители лыжного спорта и альпинизма.

● The Vice-minister of Transportation, general of division, pilot Jan Raczkowski has presented in the Parliamentary Committee for Transportation and Communication a program for the development of civil aviation until 1990. It is a very ambitious and mobilizing program, as can be seen from the following comparable data for air traffic in 1975 and 1990:

	1975	1990
— Domestic passenger transport	746.6 thous.	— 6.0 million passengers
— Foreign passenger transport	814.1 thous.	— 5.0 million
— Cargo transport	30 million	— 600 million tonkilometres.

● Last year, the M-15 airplanes accomplished successfully state acceptance tests which were carried out by the Research Institute of the Ministry of Civil Aviation in the Soviet Union. On basis of an inter-government agreement, the Polish aviation industry supplied 30 M-15 airplanes to the Soviet aviation.

They are now being test-operated at Woronez, Piatigorsk, Poltava, and Majkow. Tests will also be performed in the climatic conditions of Central Asia, over cotton fields. The economic and operational features of the M-15 plane are much appreciated.

● According to „Zycie Warszawy” dated June 27, Poland will supply the Soviet Union with 50 of the above mentioned airplanes, while in the successive years of the current five-year plan the delivery of 100—200 aircraft of this type is being yearly anticipated. In this way, Polish specialization is being practically realized within the frame of Mutual Economic Assistance Council, as far as the production of agricultural aircraft is concerned.

● The airworthiness certificate for the PZL-106A KRUK agricultural plane was issued in accordance with the British Civil Airworthiness Requirements which are acknowledged in the world markets. This document — covering the airframe, engine and equipment — approves the realized test methods, and the documentation thereof. This certificate creates export possibilities for the said airplane. Currently, several KRUK aircraft are being tested in Egypt and Sudan. The results of those flights will permit the issue of a certificate including operation of the airplane in difficult tropical conditions.

● It is anticipated that before the end of the current year the Research and Production Centre of Light Aircraft — Warsaw-Okęcie, will launch the serial production of the PZL-110 airplane. This is a four-seater, single-engine, low-wing monoplane, designed by the French company SOCAT. This machine is adapted to tourist, executive, and patrol flights. It may also be utilized for training purposes.

● The agricultural airplane M-18 Dromader was displayed at this year's Paris Show. This plane is a result of cooperation between WSK PZL-MIELEC and the American Rockwell International Corporation. A low-wing monoplane, it features a robust construction, significant loading capacity, and simplicity of servicing. The crew is well protected against toxic action of the chemicals. A tight cabin, located behind the hopper, protects the pilot against possible crash effects. According to the kind of agricultural equipment installed, the airplane may be used for spraying and dusting operations for agriculture and forestry, and also for fire-fighting in woods and bushes. The M-18 craft is powered by a radial 1000 HP engine of ASz-621R type, produced by the Kalisz Engine Plant.

● The TS-11 Iskra trainers have flown safely over 100 thousand hours (plus some 30 thousand flight-hours in the service of the Indian Army) during the seventeen years since it was first released. This occasion was marked by a conference which was highlighted by the participation of the chief of the technical aviation dept. in the Ministry of Defence — brig. gen. S. Kalugin, eng., commander of the Air Force — div. gen. pilot T. Krepski, col. A. Milikiewicz, eng., and technical managers from the aviation industry.

● The seventh successive air liner of the Polish Airlines LOT, of IL-62 type, named after Skłodowska-Curie, has now linked (since mid — September this year) Warsaw with Bangkok through Bagdad, Dubai, and Bombay. This Far Eastern route will be serviced twice in a week bothways. The journey will last 18 hours. It is assumed that 110 (65%) passenger seats will be booked. The crew numbers 10 persons (5 stewardesses included).

A set of accessories consisting of lantern slides, tape recorder tapes, and films, covering the entire route, was provided for instructing the pilots. LOT offices are operational in the respective ports of landing. LOT plans to extend — in three time — a line to Tokio and Sydney. Polish Airlines LOT have already installed their agencies in those cities.

Adres Redakcji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

Tel. 27-16-35

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

SPIS TREŚCI

	Str.
Przyjaźń, pomoc i przykład	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Produkcja i miesięczne tempo produkcji francuskich silników turbinowych (SNECMA i Turbomeca) w latach 1972—1976 .	4
P. Dąbkowski: Samoloty wojskowe na Salonie Paryskim 1977 .	5
J. Kucharski: Rozwój lotnictwa lekkiego i samolotów lekkich (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA) .	7
W. Waśkowski: Odrzutowe samoloty bezpośredniego wsparcia ogniowego (I) .	8
J. Grzegorzewski: 20 lat ery kosmicznej (II) .	10
J. Wolf: Dlaczego sprężyste skrzydło (II). (CIEKAWY KONSTRUKCJE)	13
Wspomnienie o kapitanie Chorzewskim	18
KARTOTEKA TLIA: Pitts S-2A Special	19
Dassault-Breguet Mystere Falcon 50	21
POMOCE KONSTRUKCYJNE 61: Wymiary optymalnej belki ścinanej. Obliczenie obciążenia nitów mocujących okucie	23
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 59: Główne terminy francuskie (XI). Szybownictwo. Nawigacja lotnicza. Metrologia	25
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK .	26
KSIĄŻKI LOTNICZE .	27
J. Tomaszewicz: Zastosowanie diod elektroluminescencyjnych (LED) w lotniczych wskaźnikach analogowych .	28
M. Barański, S. Szczeciński, H. Wers: Wpływ wielkości otworu centralnego na naprężenia w wirnikowej tarczy nośnej .	32
A. Glass: Czy polskie lotnictwo mogło być silniejsze w 1939 r. (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) .	35

Na okładce: Samolot rolniczy PZL M-18 — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:

mgr inż. **Andrzej Glass**

Sekretarz Redakcji:

mgr **Zofia Reyzz-Rubini**

Redaktorzy działów:

mgr inż. **K. Dąbrowski**, dr inż. **A. Gołędziński**, mgr inż. **A. Kardymowicz**, mgr inż. **W. Kordziński**, dr inż. **J. Morawski**, inż. **K. Szumilewicz**

Rada Programowa:

mgr inż. **M. Augustynowicz**, mgr inż. **A. Glass**, dr inż. **H. Grzegorzewski**, mgr inż. **J. Grzegorzewski**, mgr inż. **F. Gwiżdż**, dr inż. **B. Jan-celewicz**, mgr inż. **E. Kotodziński**, mgr inż. **T. Kostia**, mgr inż. **J. Kowalczyk**, mgr inż. **T. Królikiewicz** (przewodniczący), mgr inż. **R. Legięcki**, mgr inż. **A. Misiorek**, mgr **Z. Pawlak**, inż. **R. Woliński**

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakład nr 2, W-wa. Zam. 517. Nakład 4050 egz.
Zakład Koportazu WCT NOF, 00-044 Warszawa, ul. Mazowiecka 12. tel. 26-80-16.
Konto PKO i O/M Warszawa nr 1531-5021

Papier ilustr. V kl. 70 g. A1. F-89.

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144

INDEKS 38006/37909

DĄBKOWSKI P.

Militärflugzeuge auf dem Pariser Salon 1977

In dem Bericht wurden die interessantesten von den auf dem diesjährigen Salon präsentierten Flugzeugen dargestellt: Jagdflugzeuge F-18 Hornet, F-5E Tiger II, F-16A, Kfir C2 und Mirage 2000, Schlachtflugzeuge IA-58 Pucara und A-10A, Transportflugzeuge YC-14, YC-15, L-100-20 Hercules und An-32, wie auch Frühwarnflugzeuge E-3A und E-2C Hawkeye.

KUCHARSKI J.

Entwicklung der Leichtluftfahrt und der Leichtflugzeuge

Gegenwärtiger Zustand und gründliche Entwicklungsrichtungen der Leichtluftfahrt. Bereich der in USA geführten Versuchsarbeiten (Verbesserung der Effektivität, Materialien und Technologie).

WAŚKOWSKI W.

Strahlerdkampfflugzeuge (I)

Problem der Gefechtseffektivität einer Anwendung von Erdkampfflugzeugen. Auf Grund der Angaben über Verlusten in dieser Flugzeug-Klasse zieht der Verfasser Schlüsse über Zweckmässigkeit der zukünftigen Anwendung von og. Flugzeugen.

GRZEGORZEWSKI J.

20 Jahre des Raumfahrtalters (II)

In dem Artikel wurden Erfolge der UdSSR auf dem Gebiet der Raumfahrttechnik besprochen unter besonderer Berücksichtigung von Trägerraketenantrieben, von Anfängen der ersten Forschungsarbeiten bis zu den siebzigen Jahren der Jahrhunderts.

WOLF J.

Warum elastischer Flügel? (II)

Elastischer Flügel ist eine neue Art des ultraleichten Tragflügels. Das Urmuster wurde 1970 im Luftfahrtinstitut für die Untersuchungen der aviochemischen Apparatur ausgeführt (erste Veröffentlichungen 1972). Seitdem einige Versuchskonstruktionen wurden hergestellt, die eine wesentliche Entwicklung des elastischen Flügels ermöglichen. Im Artikel wird die Probleme des elastischen Flügels besprochen mit den bis jetzt nicht publizierten Daten und Diagramme.

TOMASZEWICZ J.

Verwendung der Elektrolumineszenzioden (LED) in den Luftfahrt-Analoganzeigern

Verwendungsmöglichkeiten der Anordnung von den Elektrolumineszenzioden in den Analoggrößen-Anzeigern. Übersicht der Dioden-Arbeitsysteme und der Steuerungssysteme; Lösungsbeispiel der Anordnung des im Luftfahrtinstitut hergestelltes Analoganzeigers LED.

BARANSKI M., SZCZECIŃSKI S., WERS H.

Einfluss der Zentralbohrungsgrösse auf die Spannungen in der Rotor-tragscheibe

Es wurde Einfluss des Durchmessers der Zentralbohrung auf die Radialverteilung der aus den Messenkräfte wie auch Kranz- und Wärmebelastungen folgenden Radial- und Tangentialspannungen analysiert. Festigkeitskriterien der Bohrungsgrösse-Auswahl beim Entwerfen der Turbinenrotorscheibe.



Przyjaźń, pomoc i przykład

60 rocznica Wielkiej Rewolucji Październikowej jest świętem wszystkich krajów socjalistycznych. Z tej okazji warto sobie przypomnieć, co naszemu lotnictwu dał Kraj Rad, jak wielką rolę w rozwoju naszego lotnictwa odegrały przyjaźń, pomoc i przykład Związku Radzieckiego. Większość bowiem poczyniń i osiągnięć lotnictwa Polski Ludowej było wynikiem pomocy Kraju Rad.

Zaczątkiem naszej komunikacji lotniczej w 1944 r. była eskadra radziecka przydzielona dla PKWN. W 1945 r. radzieckie załogi obsługiwały pierwsze linie LOT-u, na których latały początkowo samoloty z czerwoną gwiazdą, a później z szachownicą. Pierwszy sprzęt LOT-u to radzieckiej produkcji samoloty Li-2, zakupione w ZSRR. Był to samolot najliczniej stosowany przez LOT, gdyż w liczbie 40 sztuk służył u nas ponad 20 lat. Później LOT zakupił samoloty Il-12 i Il-14, które również odegrały poważną rolę w rozwoju naszej komunikacji lotniczej. W latach 60-tych LOT przeszedł na samoloty turbośmigłowe Il-18 i An-24. Pierwszymi polskimi odrzutowcami pasażerskimi stały się Tu-134, a pierwszym samolotem transatlantyckim Il-62. Piloci LOT-u w Związku Radzieckim są przeszkalani na nowe typy samolotów. Nowe typy silników i samolotów LOT-u są remontowane w Kraju Rad.

Ludowe Lotnictwo Polskie powstało w 1943 r. w ZSRR w Griegoriowskoje, gdzie utworzony był 1 pułk lotnictwa myśliwskiego „Warszawa”. Dzięki braterskiej pomocy lotnictwa radzieckiego do 9 maja 1944 r. polskie lotnictwo miało 14 pułków wyposażonych w 550 samolotów bojowych i kilkaset pomocniczych. Radziecki sprzęt i radzieccy instruktorzy umożliwili rozwój naszego lotnictwa wojkowego. Samoloty Jak-1, Jak-9, Jak-23, MiG-15, MiG-17, MiG-19, MiG-21, Pe-2, Il-2, Il-10, Tu-2, Il-28, Su-7 i samolot o zmiennej geometrii wyznaczyły rozwój techniczny naszego lotnictwa wojkowego. Taktyka użycia naszego lotnictwa opiera się na doświadczeniach lotnictwa radzieckiego. Wielu naszych dowódców kończyło radzieckie akademie wojkowe.

Działalność naszych aeroklubów zapoczątkowało po wojnie przekazanie 100 samolotów Po-2, a przez wiele lat do szkolenia i holu szybowców służyły CSS-y czyli licencyjne Po-2. Nasze lotnictwo sanitarne rozwinęło się dzięki samolotom CSS S-13, a dziś podstawą jego działalności są śmigłowce Mi-2. Lotnictwo rolnicze w swych początkach używało samolotów Li-2 i CSS-13, następnie Gawronów będących modyfikacją Jaka-12, a obecnie stosuje samoloty An-2 i śmigłowce Mi-2.

Również rozwój polskiego przemysłu lotniczego jest wynikiem współpracy ze Związkiem Radzieckim. Jeszcze podczas działań wojennych w 1944 r. zostały przez radzieckie władze wojskowe uruchomione zakłady PZL w Mielcu i Rzeszowie na potrzeby remontowe lotnictwa walczącego na froncie. W 1945 r. dzięki pomocy specjalistów radzieckich został zbudowany samolot PZL S-1. Pierwsze większe powojenne zamówienie, na samoloty CSS-13 (licencyjny Po-2) i silniki M-11, zapoczątkowało seryjną produkcję lotniczą w naszych wytwórniach. Dużym przełomem w naszym przemyśle lotniczym była jego poważna rozbudowa w latach 1950—1953 w związku z uruchomieniem produkcji licencyjnej odrzutowych samolotów myśliwskich LiM-1 (MiG-15). Dzięki pomocy radzieckiej dokonano ogromnego skoku w technologii, przechodząc od konstrukcji drewnianych i spawanych do konstrukcji półskorupowych tłoczonych z blach duralowych oraz od silników tłokowych do odrzutowych. Rozbudowa ta zmieniła nasz przemysł lotniczy w nowoczesny przemysł, stawiając go w jednym rzędzie z przemysłami państw europejskich. Produkcję samolotu MiG-15 zastąpiono wkrótce produkcją MiG-ów-15 bis, a następnie MiG-ów-17 (LiM-5).

W roku 1956 została zapoczątkowana u nas licencyjna produkcja wielozadaniowego sprzętu cywilnego. Były to samoloty Jak-12 i śmigłowce SM-1 (Mi-1). Od 1960 r. podjęliśmy produkcję wielozadaniowych samolotów An-2, a od 1965 r. — turbinowych śmigłowców Mi-2. Równocześnie wprowadzono do produkcji silniki do tych samolotów i śmigłowców oraz wyposażenie i osprzęt — również na licencji radzieckiej.

Nową formą współpracy polsko-radzieckiej, zapoczątkowaną w 1971 r., było utworzenie polsko-radzieckiego biura konstrukcyjnego w Mielcu i wspólne zaprojektowanie odrzutowego samolotu rolniczego M-15 na potrzeby Związku Radzieckiego. W 1977 r. została zawarta umowa polsko-radziecka o kooperacji przemysłów lotniczych obu krajów przy produkcji aerobusu Il-86. Nasze zakłady będą produkować elementy usterzenia, kłapy i wysięgniki gondol silnikowych do tego samolotu. Warto również zaznaczyć, że od 20 lat Związek Radziecki jest głównym odbiorcą naszej produkcji lotniczej, dzięki czemu nasz przemysł mógł się rozwinąć do poważnych rozmiarów. Również w rozwoju naszego zaplecza naukowo-badawczego poważną rolę odegrała pomoc ZSRR, m. in. w budowie naddźwiękowego tunelu aerodynamicznego.

W 60 rocznicę Wielkiego Października składamy wyrazy wdzięczności tym wszystkim radzieckim specjalistom lotniczym, dzięki którym życzliwej pomocy i dużemu wysiłkowi rozwinęło się lotnictwo Polski Ludowej.



POLSKA

● Wiceminister Komunikacji gen. dyw. pil. Jan Raczkowski omówił w Sejmowej Komisji Komunikacji i Łączności program rozwoju lotnictwa cywilnego do 1990 roku. Ze jest to program ambitny i mobilizujący wynika z porównania danych dla lat 1975 i 1990 dla komunikacji lotniczej:

- przewozy pasażerskie krajowe: 746,6 tys. — 6 mln osób,
- przewozy pasażerskie zagraniczne: 814,1 tys. — 5 mln osób,
- przewozy towarowe: 30 mln — 600 mln tonokilometrów.

Dzisiejszy stan i możliwości polskiego lotnictwa komunikacyjnego nie odpowiadają potrzebom naszego kraju. Wiceminister poinformował, że Czechosłowacja, której powierzchnia i zaludnienie są 2,4 raza mniejsze niż Polski — ma lotnisk o 40% więcej (14) i obsługuje rocznie 1,6 mln pasażerów. Stąd rodzi się postulat zakupu niezbędnej liczby samolotów w wersji pasażersko-towarowej, rozwoju infrastruktury lotniczej oraz baz remontowych i magazynowych. I chociaż koszt wyszkolenia pilota ocenia się na 1 mln zł, nieodzowny jest szeroko pomyślany program szkolenia lotniczego. Referat gen. Raczkowskiego uzupełnił przewodniczący Podkomisji d.s. Transportu Drogowego i Lotniczego, gen. bryg. dr Józef Kowalski. Dla poparcia tego programu rozwoju lotnictwa gen. Kowalski przytoczył światowe dane statystyczne: Polska pod względem produkcji dóbr materialnych zajmuje 10 miejsce w świecie i drugie wśród krajów RWPG, natomiast w transporcie lotniczym — jedno z przedostatnich wśród krajów RWPG i 43 w świecie.

● W ub. r. samoloty M-15 pomyślnie przeszły próby państwowe przeprowadzone przez Instytut Naukowy Ministerstwa Lotnictwa Cywilnego ZSRR. Na podstawie porozumienia międzyrządowego polski przemysł lotniczy dostarczył radzieckiemu lotnictwu 30 samolotów M-15. Przechodzą one próby eksploatacyjne w Woroneżu, Piatigorsku, Połtawie i Majkopie. Próby będą również przeprowadzone w warunkach klimatycznych Azji Środkowej, nad polami bawelnymi. Pozytywnie ocenia się wydajność i ekonomię M-15. Do końca tego roku PRL dostarczy do ZSRR 50 omawianych samolotów, zaś w kolejnych latach bieżącej pięcioletki przewidziano dostawy rzędu 100-200 sztuk rocznie. Tak więc praktycznie realizuje się polską specjalizację RWPG w zakresie produkcji samolotów rolniczych.

● Certyfikat zdolności do lotu rolniczego samolotu PZL-106A Kruk został wystawiony zgodnie z honorowanymi na rynkach światowych brytyjskimi przepisami BCAR. Dokument ten — obejmujący płatowiec, silnik i osprzęt — aprobuje zrealizowane metody badań i ich udokumentowanie. Uzyskanie świadectwa otwiera przed samolotem możliwości eksportowe. Obecnie kilka Kruków przechodzi próby w Egipcie i Sudanie. Wyniki tych lotów pozwolą na wystawienie certyfikatu obejmującego eksploatację w trudnych warunkach tropikalnych.

● Należy oczekiwać, że jeszcze w br. w Centrum Naukowo-Produkcyjnym Samolotów Lekkich na Okęciu rozpocznie się seryjna produkcja samolotu PZL-110. Przypominamy, że jest to czteromiejscowy, jednomiejscowy dolnopłat, wolnonośny, konstrukcji francuskiej firmy SOCATA. Maszyna nadaje się do lotów turystycznych, dyspozycyjnych i patrolowych. Może być także zastosowana do szkolenia i treningu. Samolot jest ekonomiczny w eksploatacji; zużywa 22 litry paliwa na godzinę, masa własna 473 kg, prędkość przelotowa — 170 km/h, prędkość wznoszenia — 2,85 m/s; zasięg — 650 km.

● Samolot rolniczy PZL M-18 Dromader był prezentowany na tegorocznym Salonie Paryskim. Powstał on w wyniku współpracy WSK PZL-Mielec z amerykańską firmą Rockwell International Corporation. Samolot (dolnopłat) charakteryzuje się dużą wytrzymałością i dużym udźwigniem oraz łatwością obsługi w terenie. Załoga jest zabezpieczona przed szkodliwym działaniem chemikaliów. Szczelna kabina umieszczona



Samolot sportowy Grumman Tr2 (SP-WGN)

Fot. Z. Zych

za silnikiem oraz za zbiornikiem agro chroni pilota przed ewentualnymi skutkami awarii. Samolot — w zależności od zainstalowanej aparatury agrolotniczej — jest przeznaczony do opryskiwania i rozpylania dla rolnictwa i leśnictwa oraz do gaszenia pożarów lasów i buszu. M-18 został wyposażony w silnik gwiazdowy z Kalisza typu ASz-62IR, o mocy 1000 KM.

● Samoloty szkolno-treningowe TS-11 Iskra wylatały bezpiecznie ponad 100 tys. h (tu należy dodać 30 tys. w wojskach indyjskich) przez 17 lat. Z tej okazji w garnizonie lotniczym odbyła się konferencja z udziałem szefa techniki lotniczej MON — gen. bryg. inż. S. Kalugina, dowódcy Wojsk Lotniczych — gen. dyw. pil. T. Krepskiego, p.k. inż. A. Milkiewicza oraz dyrektorów technicznych z przemysłu lotniczego. Uroczystość poświęcona jubileuszowi Iskry była okazją do spotkań pilotów, techników, inżynierów i mechaników z różnych jednostek oraz do omówienia problemów eksploatacyjnych odrzutowca z przedstawicielami przemysłu lotniczego. Uroczystości uświetnił pokaz wyższego pilotażu na Iskrze w wykonaniu pilota-instruktora kpt. T. Sokoła. Jubileuszowe uroczystości zakończyło udekorowanie medalami pracowników lotnictwa. M. in. medale Zasłużonemu dla Lotnictwa wręczono prof. mgr inż. Tadeuszowi Sołtykowi oraz dyrektorom przemysłu lotniczego: K. Kuczyńskiemu, K. Brejnakowi i W. Jaworskiemu, zaś medale Za Zasługi dla Obronności Kraju otrzymali: mgr inż. T. Kijanka z WSK PZL-Mielec, mgr inż. Z. Kasznia i dr inż. M. Chrobot z WSK PZL-Wrocław.

● Siódmy liniowiec PLL LOT typu Il-62, o imieniu M. Skłodowskiej-Curie, połączył (od połowy września br.) Warszawę z Bangkokem przez Bagdad, Dubaj i Bombaj. Ta dalekowschodnia linia będzie obsługiwana dwa razy na tydzień w każdym kierunku. Podróż trwać będzie 18 h. Przyjmuje się założenie, że 110 (65%) miejsc pasażerskich będzie wykorzystanych. Załoga liczy 10 osób (w tym 5 stewardes). Do celów szkoleniowych zakupiono zestaw pomocy dla pilotów złożony z przezroczystych, taśm magnetofonowych i filmów. Biura LOT-u funkcjonują w poszczególnych portach lądowania. LOT planuje przedłużyć — za trzy lata — linię do Tokio i Sydney. W miastach tych działają już placówki PLL LOT.

● Rok 1977 przyniósł lotnicze połączenie Warszawy z Zieloną Górą przez Poznań. W ten sposób uwieńczone zostały starania władz województwa o komunikację lotniczą. Z pięknego dworca dojeżdża się autokarem do miasta w 40 minut. Nowa linia obsługiwana jest codziennie dwukrotnie przez samoloty An-24.

● Latem br. LOT wprowadził czarterową komunikację ze Sztokholmu do Gdańska. Zimą zorganizuje przeloty do Krakowa oraz atrakcyjnych miejscowości wypoczynkowych na Podkarpaciu i w Sudetach.

Przygotowano też — wspólnie z Orbisem — programy specjalistyczne dla techników rolników, miłośników sztuki i folkloru. Przewozy czarterowe PLL LOT, połączone z imprezami zimowymi, cieszyły się taką popularnością, że od ubiegłorocznych świąt Bożego Narodzenia do połowy kwietnia 1977 r. uruchomiono most powietrzny, którym przewożono w każdą niedzielę pasażerów na trasie Sztokholm — Kraków — Sztokholm. Na pokładach samolotów dominowali narciarze i miłośnicy wysokogórskich wspinaczek.

● W lipcu rozpoczął się kurs PLL LOT dla pilotów, zaś we wrześniu — dla nawigatorów. Kandydaci (w wieku 25-30 lat) musieli mieć licencję zawodową i 200 godzin wylatanych na samolotach. Informacji udziela LOT pod tel. 46-12-51.



CZECHOSŁOWACIA

● Praskie lotnisko Ruzyne jest zmodernizowane w celu przystosowania do lądowań w warunkach II kategorii ICAO (wysokość decyzji 30 m, widzialność na drodze startowej 400 m). Wkrótce ma nastąpić oddanie tych instalacji do użytku.

● Czechosłowacka sieć krajowych linii lotniczych rozszerzyła się o dwa nowe połączenia w Słowacji: z Bratisławą do Żyliny i z Luceną do Bratisławy. Obie linie obsługują raz dziennie samoloty L 410 Turbolet. Uruchomiono też nowe połączenie zagraniczne: Bratisława — Bukareszt, które przedłużone zostało do Warny. Latem czynne były linie sezonowe do Konstancy, Warny i Burgas.

● Aeroklub Czechosłowacji ma około 9 tys. członków, w tym 10% kobiet. Połowa z tej liczby ma poniżej 25 lat, a 550 osób — powyżej 45. W 89 klubach lotniczych szkoli się rocznie około 1000 uczniów i tyluż instruktorów oraz 2500 pilotów. Warunki do srebrnej odznaki szybowcowej wypełniło 302 szybowców, do złotej — 29, a do diamentowej — 5. Sześciu lotnikom przyznano tytuły mistrza sportu.



FRANCJA

● SA-330 PUMA działa bardzo skutecznie jako śmigłowiec do gaszenia pożarów. Zabiera 2500 l wody, która w ciągu 3 s może być wylana ze zbiorników. W tymże śmigłowcu można zastosować również armatkę wodną.

● Rząd farnuski przejął 33% akcji koncernu lotniczego Marcel Dassault-Breguet Aviation; jest to bez wątpienia dalsza faza upaństwowiania przemysłu lotniczego.

● Prasa o nacisku 65 tys. t — zakupiona w ZSRR przez francuski przemysł i ustawiona w Issore — wytłoczyła m. in. matrycę lotniczą części podwozia samolotu Airbus A-300, części kadłuba samolotu Mirage F-1 i części do samolotu Alpha Jet.



JUGOSŁAWIA

● Lotnicze władze jugosłowiańskie przyspieszają rozbudowę portu lotniczego w Belgradzie. Ma on być oddany do użytku w połowie przyszłego roku i będzie w stanie obsłużyć 5 mln pasażerów rocznie.



NRD

● Piloci i technicy z NRD przeszli w Polsce przeszkolenie teoretyczne i praktyczne latania na sianolocie Kruk. Pierwsze samoloty PZL-106 A poddawane są próbom eksploatacyjnym w Magdeburgu.



RUMUNIA

● W Rumunii mają rozpocząć się przygotowania do kooperacyjnej produkcji samolotów komunikacyjnych VFW-614. Działalność ta opiera się na umowie zawartej przez rządy Rumunii i RFN.

● British Aircraft Corporation zawarł umowę z rządem rumuńskim, na mocy której w Rumunii będzie z licencji produkowany samolot BAC-111. Pierwsza seria ma liczyć 30 sztuk.



USA

● Lotnicza prasa amerykańska wyjaśnia zagadkę ekonomiczną, dzięki której linie USA w 1976 r. zużyły o 800 mln galonów paliwa mniej niż w 1973 r., przewożąc równocześnie 21 mln pasażerów więcej. Ten szokujący efekt uzyskano, gdyż: mniejsza liczba samolotów przewoziła więcej pasażerów, szerzej stosowano symulatory treningowe, zredukowano prędkości przelotowe samolotów, zmniejszono koszty różnych operacji związanych z organizacją ruchu lotniczego.

● W celu zmniejszenia wypadków w lotnictwie komunikacyjnym firma Sundstrand opracowała pokładowy system kontrolny GPWS, uprzedzający o zbliżaniu się samolotu do ziemi. System ten zainstalowany w 2000 amerykańskich samolotach komunikacyjnych, przyczyni się do prawie całkowitego zlikwidowania zderzeń z ziemią.

● Średniodystansowy aerobus A 300 wchodzi na linie amerykańskie. Cztery takie samoloty przejmie w dzierżawę w roku bieżącym towarzystwo Eastern Airlines.

● Ze sprzedażą 320 egzemplarzy B-747 zakłady Boeinga uzyskały pełne pokrycie kosztów związanych z opracowaniem tego samolotu. Produkcja dalszych egzemplarzy, nie obciążona kosztami projektu, przynosić będzie zyski.

● Prezydent Carter mianował nowego kierownika NASA Roberta Froscha — na miejsce J. Fletchera.

● W USA zmarł Wernher von Braun, twórca rakiety V-2 (za pomocą której hitlerowcy bombardowali Londyn w czasie ostatniej wojny), a potem projektant i pierwszy wykonawca amerykańskiego programu kosmicznego. Dla polskich czytelników nazwisko von Brauna wiąże się z hitlerowskim obozem koncentracyjnym Dora w Nordhausen gdzie produkowano V-2 i z centrum raketowym w Peenemuende, rozszyfrowanym przez wywiad AK i zbombardowanym przez lotnictwo alianckie. W 1945 r. zgłosił się on do niewoli amerykańskiej wraz ze swymi współpracownikami. W 1969 r. przeżył von Braun szczyt kariery, gdy Apollo 11 wylądował na Księżycu, wyniesiony tam za pomocą rakiety Saturn V, dzieła von Brauna. W rok później konstruktor przeszedł na stanowisko wicedyrektora NASA i szefa komórki planowania kosmicznego. Od 1 czerwca 1972 r. był kierownikiem koncernu Fairchild w Maryland.



WĘGRY

● Port lotniczy w Budapeszcie — Ferihegy, przyjmujący blisko 1,5 mln pasażerów rocznie, jest unowocześniany. Został już zainstalowany pełny system nawigacji radarowej, który zapewnia wysoki poziom bezpieczeństwa lotów. Zaplanowano również budowę drugiego pasa startowego. Przyjęto rozwiązanie wystarczające na kilkadziesiąt lat. W latach 1982-84 międzynarodowy port lotniczy w Budapeszcie będzie w stanie rocznie przyjąć około 4 mln pasażerów, a w 1990 r. — już około 6 mln. Zmodernizowany port lotniczy mieć będzie własną elektrociepłownię i własny system wodociągowy.



W. BRYTANIA

● Brytyjska firma Decca Radar wyprodukowała radarowe urządzenie do kontroli lotniczego ruchu naziemnego o nazwie AS-MI (Airfield Surface Movement Indication), które zarówno w dzień jak i w nocy przedstawia na ekranie szczegółowy, podobny do mapy obraz powierzchni lotniska. Doskonałe widoczne są samoloty, pojazdy techniczne i wszelkie przeszkody. Radar ASMI pracuje na bardzo wysokich częstotliwościach (od 34,5 do 35,5 GHz), w pasmie Q ma zatem stosunkowo krótki zasięg, lecz zapewnia wysoką rozdzielczość szczegółów. Przewidziano możliwość uzyskiwania powiększonego obrazu dowolnie wybranej części lotniska. Radar Decca ASMI, dostarczając w każdych warunkach atmosferycznych pełnej informacji o tym, co się dzieje na lotnisku, może przyczynić się do podniesienia granicy bezpieczeństwa natężenia ruchu samolotów. Radary ASMI pracują już w portach lotniczych Heathrow, Rzymu i Paryżu.

● 2500 pilotów zawodowych wyszkoliła największa w zachodniej Europie szkoła pilotów Oxford Air Training School w Kidlington, w Wielkiej Brytanii. Szkolenie teoretyczne prowadzi 28 instruktorów: 15 — na symulatorach, a 13 szkół uczniów w powietrzu. Tabor stanowi 60 samolotów Piper.



ZSRR

● W końcu maja rozpoczął regularne rejsy radziecki samolot Il-76 przeznaczony do transportu towarów. Obsługuje on obecnie rejsy syberyjskie. Na pokład zabiera po-

nad 48 t frachtu. Samolot ma prędkość podróżną około 900 km/h.

● W ub. r. z usług Aeroflotu na liniach krajowych skorzystało ponad 100 mln osób i 2 mln na liniach zagranicznych, a dochód przedsiębiorstwa wyniósł 842 mln rubli.

● Powstające w Ulanowsku centrum szkolenia pilotów cywilnych dla krajów socjalistycznych ma szkolić rocznie 5000 specjalistów. Planuje się zainstalowanie ośmiu różnego typu symulatorów lotu. Szkoła zajmie obszar 10 ha, zaś słuchacze mieszkać będą w 12-piętrowym hotelu.

● W roku 1978 zostanie zorganizowana w ZSRR IV naukowo-techniczna konferencja krajów członkowskich RWPG, poświęcona sprawom zastosowania lotnictwa w gospodarce narodowej.

OGÓLNE

● Komisja Lotnictwa Cywilnego RWPG — na swym posiedzeniu w maju br. — rozpatrzyła propozycje dotyczące współpracy krajów członkowskich w dziedzinie bezpieczeństwa lotów w lotnictwie cywilnym i powołała nowy organ roboczy Komisji — grupę do spraw bezpieczeństwa lotów. Grupa ma za zadanie opracowanie i wdrażanie zaleceń dotyczących badania wypadków lotniczych i uszkodzanego sprzętu lotniczego, realizację przedsięwzięć zapobiegających wypadkom lotniczym, analizę stanu bezpieczeństwa lotów w organizacjach lotniczych oraz szkolenie personelu lotniczego w dziedzinie bezpieczeństwa lotów. Ponadto grupa będzie studiować i wdrażać światowe doświadczenia z zakresu zapobiegania wypadkom lotniczym.

● Sekretarz generalny ICAO wymienił najważniejsze aktualnie problemy organizacji: reforma stosunków w dziedzinie międzynarodowego transportu lotniczego, wybór nowego systemu lądowania (mającego zastąpić ILS), ustalenie zasad prawnych wynajmu samolotów oraz rozwój pomocy technicznej (w szczególności dla krajów afrykańskich). ICAO zatrudnia obecnie 593 pracowników w centrali, 164 w 6 oddziałach terenowych oraz 284 — w akcji pomocy. Budżet zwyczajny organizacji na rok 1977 wynosi 15 mln dol., fundusz pomocy — 24 mln dol.

● W budżecie Europejskiej Wspólnoty Gospodarczej na rok 1977 znalazła się — po raz pierwszy — kwota 125 mln fr. z przeznaczeniem na wspólne badania w dziedzinie lotnictwa.

● Coraz więcej towarzystw lotniczych stosuje w przewozie północno-atlantyckim nowe normy dla bezpłatnego bagażu rejestrowanego, przyjmując za podstawę ustalenia jego wielkości nie masę, lecz liczbę sztuk i ich wymiary.

● Według zaleceń ICAO w kontroli ruchu lotniczego w lotach międzynarodowych podstawowym językiem jest angielski. Problem używania języków miejscowych był przedmiotem badań, z których wynika, że ze względów bezpieczeństwa ruchu lotniczego wskazane jest we wszystkich operacjach używać język angielski.

● Centrala amerykańskiego szpitala lotniczego w Europie, z przystosowanymi do tego celu samolotami, znajduje się w porcie lotniczym Frankfurt n. Menem. Obszar włączony w akcję ruchomego szpitala lotniczego obejmuje całą Europę od Norwegii do Hiszpanii i Turcji. Akcją jest objęty amerykański personel wojskowy i personel konsularny w Europie, w tym także w krajach Układu Warszawskiego. Samoloty sanitarne przewożą miesięcznie około 2 tys. osób.

● Zachodnioniemiecki instytut naukowo-badawczy do spraw lotnictwa i kosmonautyki (DFVLR) ogłosił apel do uczonych RFN różnych dyscyplin o zgłaszanie się do osobistych badań, egzaminów i w perspektywie — do pracy w kosmicznym laboratorium Spacelab. Pierwszy lot orbitalny tej stacji odbędzie się za 3 lata.



Produkcja i miesięczne tempo produkcji francuskich silników turbinowych (SNECMA i Turbomeca) w latach 1972 — 1976

Producent i typ silnika	I dostawa silnika seryjnego (miesiąc, rok)	Wyprodukowano						Produkcja łączna	Plan produkcji	Użyto do samolotu
		do 30. VI.71	71/72*)	72/73	73/74	74/75	75/76			
SNECMA										
ATAR 9 C	11,62	693	144	203	101	141	36	1319	1361 ¹⁾	Mirage III i 5
ATAR 9 K 50	3,72	—	2	22	33	84	84	233	435	Mirage F1
ATAR 8 K 50	4,77	—	—	—	—	—	—	—	233	Super Etandard
Adour ²⁾	1,70	29	66	150	195	209	191	840	1021	Jaguar
CF-6-50	5,73	—	—	4	15	31	29	79	159	A-300 B, Boeing 747
CF-6-50 (części)	1,75	—	—	—	—	12	25	37	64	DC-10, Boeing 747
Olympus 593 ²⁾	4,73	—	—	6	12	18	35	71	90	Concorde
M 45 H ³⁾	4,75	—	—	—	—	4	26	30	60	VFW 614
Larzac ²⁾ JT 8 D	9,77	—	—	—	21	4	11	36	456	Alpha Jet
HISPANO SUIZA										
Tyne MK-21	4,65	202	77	24	—	—	—	229	255	Atlantic
Tyne MK	4,65	461	36	—	—	—	—	497	497	Transall
Modul dyszy wylotowej JT8D	—	—	—	—	8	13	—	—	—	—
TURBOMECA										
Odrzutowe										
Marboré II	1,55	4169	15	36	20	16	8	4284	4336	CT-20, CM-170, Paris
Marboré VI	4,66	844	20	22	46	70	24	1026	1092	CT-20, CM-190-Paris
Adour	5,70	36	85	117	237	145	336	966	1318	Jaguar-Hawk, T-2
Arbizon	2,72	—	—	—	20	—	6	26	245	OTOMAT
Śmigłowce										
Artouste IIIB	7,61	1400	100	132	168	119	127	2046	2228	Alouette III
Artouste IIC	—	—	40	16	—	—	—	—	—	—
Astazou IIA	6,71	460	40	38	28	—	—	556	650	—
Astazou III NABC	5,71	11	54	124	202	163	—	635	949	Alouette III, Lama
Astazou XIV BFH	7,63	8	60	43	33	51	40	237	615	Gazelle
Astazou XVIII	1,75	—	—	—	—	4	2	6	108	Dauphin
Turmo III E3, C3, E6	11,63	401	12	12	9	21	21	478	544	Super Frelon
Turmo III C4, IV, BIVC	6,68	440	208	98	53	175	60	1032	1672	Puma
Arriel	3,77	—	—	—	—	—	—	17	152	Dauphin, Ecureuil
Turbośmigłowce										
Bastan VI	5,60	410	20	6	32	—	2	558	580	Nord, Fregate, Guarani
Bastan VII	5,67	63	13	12	—	—	—	—	—	—
Astazou XVI GP	10,69	—	5	41	60	29	7	144	176	Pucara, Jetstream
Silniki przemysłowe energetyczne i trakcyjne										
Turmo IIIF Bi	3,68	22	25	33	16	42	43	181	199	lokomotywy turbinowe
Astazou IV	5,72	—	4	29	29	45	27	132	150	lokomotywy turbinowe
Astangaz Bastangaz	4,65	—	—	—	20	3	—	23	60	centrale energetyczne
Turmastazou	2,69	—	—	—	—	—	—	17	—	lokomotywy turbinowe

Uwaga: ¹⁾ Ponadto 2424 silników Atar wcześniejszych wersji

²⁾ W kooperacji z Rolls-Roycem

³⁾ W kooperacji z MTU

*) Rok obliczeniowy: od I.VII do 30.VI

Źródło: Groupement des Industries Françaises
Aeronautiques et Spatiales
Rapports du Bureau
Roczniki 1970/71 ÷ 1975/76.

Samoloty wojskowe na Salonie Paryskim 1977

Mgr PAWEŁ DĄBKOWSKI

W korespondencji przedstawiono najciekawsze z samolotów prezentowanych na tegorocznym Salonie: myśliwskie F-18 Hornet, F-5E Tiger II, F-16A, Kfir C2 i Mirage 2000, szturmowe IA-58 Pucara i A-10A, transportowe YC-14, YC-15, L-100-20 Hercules i AN-32 oraz ostrzegania radarowego E-3A i E-2C Hawkeye.

Wśród samolotów myśliwskich prezentowanych na tegorocznym Salonie na szczególną uwagę zasługiwał prototyp samolotu Northrop F-18 Hornet, który zademonstrował podczas pokazu wielką zwrotność i znakomite własności startowe. F-18 to nowa wersja samolotu F-17, który przegrał słynny przetarg na samolot myśliwski dla USA i czterech krajów europejskich, z myśliwcem F-16 amerykańskiej firmy General Dynamics.

Prototyp F-18 skonstruowano na zamówienie Marynarki Wojennej Stanów Zjednoczonych. Wkrótce ma być zbudowane 11 prototypów tego samolotu, a do roku 1983 około 800 sztuk w wersji seryjnej. Gotowość zakupu 250 sztuk wyraził Iran. Samolot seryjny ma być wyposażony w dwa silniki GE F 404 (71,6 kN ciągu każdy), przechodzące obecnie intensywne próby eksploatacyjne. Masa startowa ma wynosić 15 234 kg, masa uzbrojenia podwieszanego 6214 kg, prędkość maksymalna 1,8 Macha. W samolocie tym zastosowano specjalne urządzenia aerodynamiczne (pletwy w kształcie listew na bokach kadłuba przed skrzydłami) pozwalające latać na bardzo dużych kątach natarcia.

Drugim interesującym samolotem wystawionym przez firmę Northrop był F-5E Tiger II, najnowsza wersja produkowanej od 16 lat serii samolotów typu F-5. Ten sprawdzony w wieloletniej eksploatacji typ samolotu (wyprodukowano około 3000 sztuk) używany jest jako broń taktyczna w siłach NATO. Jego masa startowa wynosi 11 193 kg, masa uzbrojenia na podwieszeniach 3175 kg, maksymalna prędkość 1,63 Macha. Napęd stanowią dwa silniki GE J 85-21 o ciągu 22,4 kN każdy.

Innym myśliwcem amerykańskim przykuwającym uwagę zwiedzających był samolot General Dynamics F-16A, którego wersja była prezentowana w Paryżu po raz pierwszy. W europejskim programie budowy tego samolotu oprócz Belgii, Holandii i Danii ma uczestniczyć również Norwegia.

Wart obejrzenia był również izraelski Kfir C2, po raz pierwszy prezentowany na paryskiej wystawie. Ten wzorowany na Mirage F1 samolot, napędzany silnikiem

J 79-GE o ciągu 79,66 kN z dopalaczem, rozwija prędkość 2,3 Macha. Jego maksymalna masa startowa wynosi 14 600 kg. Według zapewnień wytwórców samolot charakteryzuje się świetnymi własnościami lotnymi i bojowymi, dorównując klasą F-15 Eagle. Kfir C2 różni się od swego prototypu Kfir Lion kilkoma udoskonaleniami aerodynamicznymi. Między innymi na kadłubie, przed skrzydłami, zamocowano dwa małe płyty poprawiające stateczność samolotu (uzyskano układ kaczką). Natomiast na samym nosie kadłuba zamocowano pletwy podnoszące sterowność samolotu na małych prędkościach.

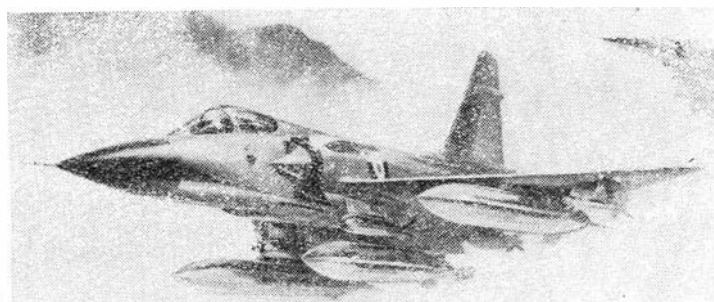
Jak głosi oficjalny komunikat wytwórni Avions Marcel Dassault pierwszy prototyp samolotu Mirage 2000, napędzany silnikiem Snecma M 53 rozwijającym prędkość 2,3 Macha, ma być wyprodukowany w przyszłym roku. Początek produkcji seryjnej przewidziany jest na pierwsze lata osiemdziesiąte. Na tegorocznej wystawie można więc było obejrzyć tylko makietę samolotu w skali 1:1.

Spośród samolotów szturmowych dwa wzbudziły powszechne zainteresowanie.

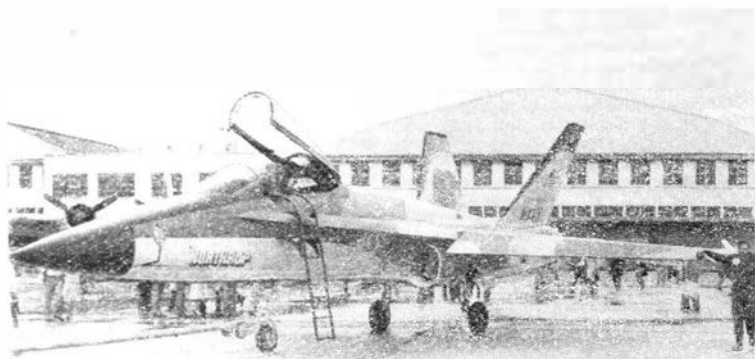
Pierwszy to argentyński IA-58 Pucara, chyba jedyny obecnie produkowany śmigłowy samolot szturmowy na



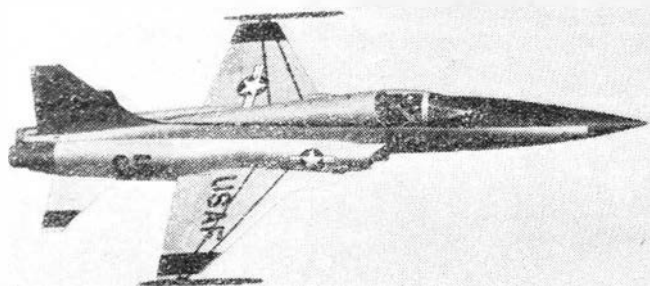
Rys. 3. IAI Kfir C2 z usterzeniem przednim na chwytach powietrza



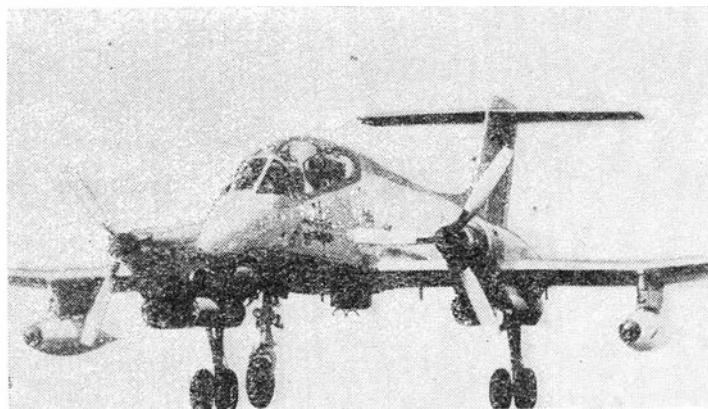
Rys. 4. Projekt samolotu Mirage 2000



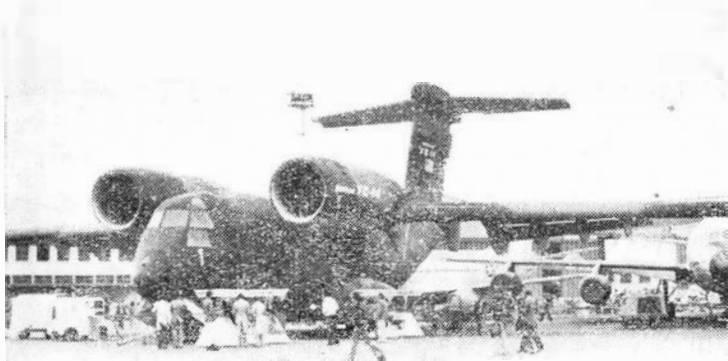
Rys. 1. Prototyp samolotu Northrop F-18 Hornet. Fot. T. Królikiewicz



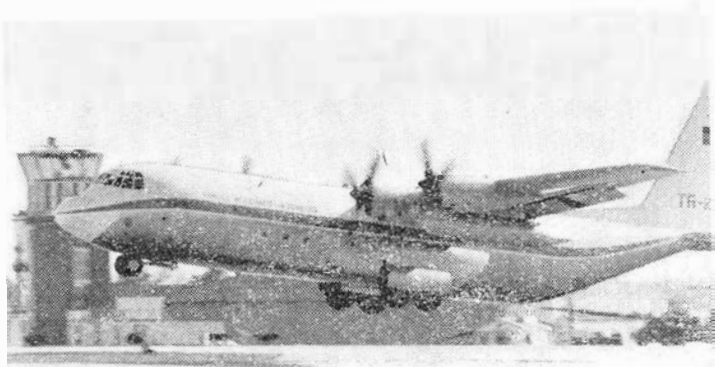
Rys. 2. Northrop F-5E Tiger II



Rys. 5. Argentyński samolot szturmowy IA-58 Pucara



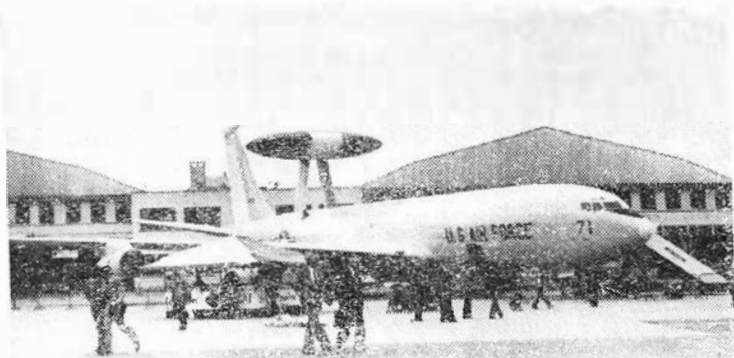
Rys. 6. Transportowy Boeing YC-14. Fot. A. Glass



Rys. 7. Transportowy Lockheed L-100-20 Hercules

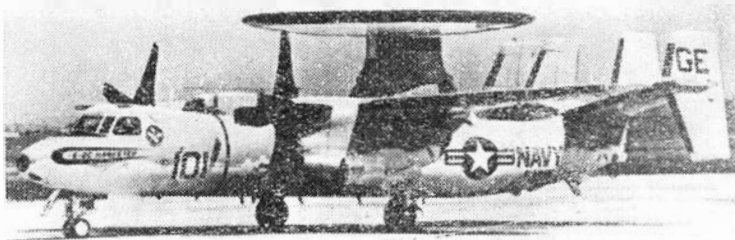


Rys. 8. Radziecki samolot transportowy An-32. Fot. A. Glass



Rys. 9. Samolot wczesnego ostrzegania radarowego Boeing E-3C AWACS. Fot. A. Glass

świecie. Prezentowany na wystawie egzemplarz przywieziony został do Europy samolotem Hercules. Jak dotąd, wyprodukowano 7 z 45 zamówionych samolotów. Prototyp Pucary wyposażony był w dwa silniki firmy Garrett po 441 kW każdy, natomiast samolot seryjny w dwa silniki Turbomeca Astazou XVI po 735,5 kW każdy. IA-58 Pucara rozwija prędkość maksymalną około 500 km/h. Jego masa startowa wynosi 6810 kg. Uzbrojenie to 4 karabiny maszynowe 7,62 i 2 działka 20 mm oraz 1000 kg uzbrojenia



Rys. 10. Samolot ostrzegania radarowego Grumman E-2C Hawkeye

na podwieszeniach. Kabina i gondole silnikowe opancerzone.

Drugi prezentowany samolot szturmowy to dość znany i szeroko reklamowany amerykański Fairchild A-10A. Tragiczny wypadek, jaki miał miejsce podczas pokazów inauguracyjnych tegoroczny salon, nastąpił w wyniku oderwania strug na usterzeniu, co było spowodowane zbyt gwałtownym sterowaniem podczas wychodzenia z drugiej z kolei pętli. W wyniku utraty sterowności samolot uderzył ogonem o płytę lotniska, a następnie — po złamaniu się na pół — zapalił się. Kompletnie rozbicie A-10 i śmierć pilota Howarda W. Nelsona była ostrzeżeniem dla innych uczestników pokazów w locie, natomiast dla żadnej sensacji publiczności nieestety dodatkowo zachętą do odwiedzenia wystawy na lotnisku Le Bourget.

Sporą grupę na tegorocznej wystawie stanowiły duże samoloty transportowe. Oczywiście, uwaga wszystkich zwiedzających skierowana była na samoloty AMST (Advanced Medium STOL Transport) YC-14 i YC-15. Samolot YC-15 prezentowany był już publicznie w Farnborough jesienią ubiegłego roku. Natomiast YC-14 miał w Paryżu swój europejski debiut, który wypadł bardzo dobrze. Obserwując pokazy w locie obu samolotów, odnosiło się wrażenie, że YC-14 jest znacznie lepiej dopracowany aerodynamicznie od swego rywala, gdyż zademonstrował lepsze własności STOL i lotu na małych prędkościach niż YC-15. YC-14, wyposażony w dwa silniki po 112,8 kN każdy, startuje z pasa o długości około 600 m, z zasadniczym ładunkiem 36 ton. W specjalnej wersji może on zabrać 40 ton ładunku. Jednak rozstrzygnięcie rywalizacji pomiędzy YC-14 i YC-15 nastąpi dopiero w końcu tego roku. Po salonie paryskim YC-14 był prezentowany publicznie również w RFN.

Transportowy Lockheed L 100-20 Hercules o ładowności około 27 ton, wystawiony w barwach Gabońskich Linii Lotniczych jest cywilną wersją wojskowego samolotu C-130 H. Firma Lockheed zapowiada wypuszczenie wkrótce ulepszonej wersji samolotu C-130 II, która ma mieć zwiększony o 50% zasięg, o 11% zwiększoną prędkość i skrócony o 17% rozbieg.

Interesującym eksponatem z grupy samolotów transportowych był An-32. Samolot ten zabiera 52 pasażerów lub 6 ton ładunku lub też 30 spadochroniarzy. Jego maksymalna masa startowa wynosi 27 000 kg. Napędzany jest dwoma silnikami AI 20 M o mocy 3810 kW każdy (silnik ten ma czas między naprawami rzędu 4500 godzin). Pułap praktyczny samolotu wynosi 9500 m, możliwa zaś jest eksploatacja z lotnisk położonych na wysokości do 4500 m n.p.m. Maksymalna prędkość wznoszenia 10 m/s. Zasięg 800÷1000 km, maksymalny 2200 km. Wydaje się, że An-32 przewidziany jest jako następca wysłużonego An-26.

Coraz bliższa realizacji staje się koncepcja NATO w sprawie systemu wczesnego ostrzegania radarowego AEW (Airborne Early Warning) w Europie. W lipcu br. miało nastąpić ostateczne ustalenie planów tego systemu. Przewiduje się, że będący w służbie operacyjnej US Air Force od 1977 r. samolot E-3A AWACS (Airborne Warning and Control System) podniesie sprawność operacyjną armii europejskich członków NATO. Anglia i Francja postulują wykorzystanie samolotu Nimrod 2 do eksploatacji w ramach systemu AEW. Samolot E-3A prezentowany na tegorocznym salonie to Boeing 707-320 zmodyfikowany do potrzeb systemu AWACS, napędzany czterema silnikami turbowentylatorowymi TF 33-100/160A. Drugim samolotem AWACS pokazywanym w Paryżu był Grumman E-2 C Hawkeye, którego zakupem 15 sztuk (szacunkowa cena z sztuką: 30 milionów dolarów) jest zainteresowany japoński organ obrony. Obecnie AWACS Grumman E-2 C jest używany przez Marynarkę US (71 sztuk). Dalsze 83 sztuki mają być dostarczone do końca 1984 r.

Rozwój lotnictwa lekkiego i samolotów lekkich

Mgr inż. JERZY KUCHARSKI

Stan i podstawowe kierunki rozwoju lotnictwa lekkiego. Zakres prac badawczych prowadzonych w USA (doskonalenie sprawności, materiałów i technologii).

Lotnictwo lekkie przewozi obecnie ok. 100 mln osób rocznie, mając do dyspozycji ok. 12 700 lotnisk (w krajach zachodnich). 72% eksploatacji to loty w celach handlowych, dyspozycyjne, taksówkowe, okresowe, specjalne, gospodarcze: 23% — transport pasażerski; 5% — loty sportowe. W USA liczyło ono w 1976 r. 155 800 samolotów, w tym 131 700 jednosilnikowych, 20 100 dwusilnikowych tłokowych i 4000 turbośmigłowych i turboodrzutowych. Loty handlowo-dyspozycyjne wynoszą rocznie ok. 6 mln. Jest to liczba prawie równa ilości lotów wszystkich większych linii rejsowych. Samoloty dyspozycyjne (także nie odrzutowe) są wykorzystywane bardzo intensywnie przez przedsiębiorstwa ze względu na ich stałą gotowość do lotu, a szczególnie ze względu na możliwość dotarcia nimi do znacznie większej ilości miejscowości, niż normalnymi liniami pasażerskimi.

Wykorzystanie małych samolotów jako taksówek powietrznych, czy też okresowo latających autobusików powietrznych, jest również wysokie. Przewożą one ok. 1 mln osób rocznie. Na specjalną uwagę zasługuje wykorzystanie lotnictwa lekkiego do celów gospodarczych. Obejmuje ono zabiegi rolnicze, gaszenie pożarów lasu, określanie stanu zwierzyny i jej dokarmianie na terenach trudno dostępnych, zarybianie, ustalanie miejsc polowu, kontrola rurociągów, fotogrametria itp.

Lotnictwo rolnicze zatrudnia ok. 25 000 ludzi, dysponując ok. 8000 samolotów (w krajach zachodnich); obejmuje zabiegami agrolotniczymi ok. 730 000 mln ha. Doświadczenia w USA wykazały, że jeden samolot średniego udźwigu może wykonać większą pracę rolniczą w ciągu jednej godziny niż traktor w cały dzień, zużywając przy tym dziewięć razy mniej paliwa.

Okolo 50 000 ludzi jest zatrudnionych bezpośrednio w produkcji płatowców i silników lotnictwa lekkiego, a drugie 50 000 w wytwarzaniu podzespołów, jak np. koła opony, hamulce itp. Dalsze 150 000 to piloci, mechanicy i obsługa. Razem lotnictwo lekkie angażuje w krajach zachodnich około 250 000 osób.

W roku 1974 wyprodukowano w USA 14 166 samolotów (lotnictwa lekkiego) różnych typów, o wartości ponad 909 mln dolarów. Z tego 470 miało napęd turbinowy, 2100 — wielosilnikowe tłokowe, reszta to jednosilnikowe tłokowe. Wyeksportowano z USA 4200 samolotów o wartości 32% całej produkcji. Wiele milionów dolarów uzyskały USA ze sprzedaży swoich silników i osprzętu do samolotów produkcji innych krajów. W latach 1975 i 1976 liczby te były podobne. Amerykańska produkcja samolotów lekkich stanowi 90% całej produkcji państw zachodnich.

Poważna rola lotnictwa lekkiego w gospodarce zmusza do rozwijania produkcji nie tylko pod względem ilości, ale i jakości. Do prac rozwojowych skłaniają szczególnie dwa czynniki: wymagania ograniczenia hałasu i zużycia paliwa, które ze względu na stale rosnącą cenę zaczynają stanowić coraz poważniejszą pozycję w kosztach eksploatacji. Rosną wymagania użytkowników, szczególnie samolotów dyspozycyjnych. Muszą one zapewnić komfort i bezpieczeństwo lotu nie gorsze od samolotów rejsowych. Istotną rolę w tej sprawie odgrywa osprzęt, wyposażenie awioniczne, które obecnie w samolotach lekkich bywa niejednokrotnie lepsze niż w rejsowych. Systemy awioniczne lotnictwa lekkiego odznaczają się wyższym stopniem zintegrowania, tak w zakresie automatycznego sterowania, jak i zobrazowania wskaźnikowego. Większość producentów zapewnia możliwość odladzania w samolotach lekkich w warunkach przewidzianych przepisami dla normalnych samolotów pasażersko-transportowych.

Samoloty lotnictwa lekkiego są z reguły produkowane przez okres większy niż 10 lat. Są one stale ulepszane, podnoszona jest ich sprawność eksploatacyjna.

W ostatnich latach zmieniły się bardzo metody konstruowania i wytwarzania płatowców. Pomimo, że aluminium jest nadal podstawowym materiałem konstrukcyjnym, coraz częściej stosowane są nowe tworzywa. O ile dotychczas nitowanie było podstawową metodą łączenia, to obecnie szeroko wprowadza się do produkcji klejenie. Przekonstruowanie zespołów, często całych skrzydeł czy kadłubów na nową technologię klejenia, umożliwia zwykłe — poza uproszczeniami produkcyjnymi — likwidację koncentracji naprężeń, zwiększenie żywotności i zmniejszenie ciężaru. Klejenie pozwala na lepsze konstrukcje typu skorupowego. Tłoczenie na gorąco elementów nienośnych ze specjalnych tworzyw sztucznych, stosowanie tworzyw wzmocnionych włóknem szklanym czy węglowym do zespołów nośnych znacznie zmniejsza ciężar i zwiększa odporność na zmienne obciążenie. Aluminiowe ulowe przekładki oklejane arkuszami blach aluminiowych lub tworzywem wzmocnionym włóknami znalazły powszechne zastosowanie na takie elementy, jak pokrycia skrzydeł, krawędzie natarcia skrzydeł, podłogi kabin, osłony silników itp.

W Stanach Zjednoczonych prowadzony jest wspólny program badawczy przez GAMA (General Aviation Manufacturers Association) i FAA w celu ustalenia kryteriów zmęczenia (żywotności, flatterowych) dla samolotów lotnictwa lekkiego.

Prace w zakresie aerodynamiki prowadzone są z pomocą badań tunelowych, modelowania, obliczeniowych programów komputerowych oraz urządzeń do ustalania **charakterystyk korkociągowych**. Badania tunelowe dotyczą obecnie głównie określania stateczności samolotów lub specjalnych zespołów, np. dysz wylotowych. Programy komputerowe (np. NASA — CL — 1843) umożliwiają określenie charakterystyk założonych profili (z uwzględnieniem ściśliwości) lub projektowanie nowych profili optymalnych badanych warunków. Badania korkociągu prowadzone są zwykle na sterowanych modelach latających. NASA opracowała specjalne metody tych badań i rejestracji wyników.

Ostatnio najważniejszymi problemami stały się: **hałas i zanieczyszczanie atmosfery spalinami**. Zagadnienia te rozwiązywane są przez przenoszenie do napędów małych samolotów doświadczeń z silników dużych samolotów. Sprawa hałasu dla lekkiego lotnictwa (z reguły z napędem śmigłowym) wystąpiła dopiero ostatnio. O ile dla samolotów odrzutowych pasażerskich już od 1969 roku istnieją przepisy odnośnie dopuszczalnego poziomu hałasu, to dla małych samolotów śmigłowych ograniczenia te zaczęto wprowadzać dopiero w 1974 roku. Obecnie prowadzone są z wielkim nakładem kosztów prace nad hałasem śmigieł. Podstawowa droga do zmniejszenia ich hałasu to zmniejszenie prędkości obwodowej, zwiększenie sprawności przez stosowanie nowych profili (ewentualnie nadkrytycznych), większą liczbę łopat i przekładnie zmniejszające obroty silników. Równocześnie prowadzone są prace nad wyciszeniem kabin.

Dla rozwoju lotnictwa lekkiego istotna jest praca nad zastosowaniem **nadkrytycznych profili**, tak do odrzutowych samolotów dyspozycyjnych pod- i naddźwiękowych, jak i samolotów śmigłowych o prędkości 300 km/h. Mniejszy opór i większe współczynniki siły nośnej mogą prowadzić do mniejszych, lżejszych skrzydeł, większej prędkości samolotu, mniejszego zużycia paliwa. Drugie, bardzo ważne, przyszłościowe zagadnienie, to prace nad nowymi materiałami, takimi jak tworzywa sztuczne wzmocnione włóknem węglowym (którego cena ostatnio szybko spada) i metodami stosowania ich w konstrukcji płatowca. W przypadku śmigieł konstrukcja o rdzeniu aluminiowym, części wewnętrznej z laminatów wzmocnionych włóknem szklanym i włóknem węglowym na zewnątrz może umożliwić stosowanie profili np. nadkrytycznych.

Krótki przegląd prac rozwojowych w lotnictwie lekkim wskazuje wyraźnie, że dotyczą one doskonalenia sprawności, materiałów i technologii, a nie nowych rozwiązań konstrukcyjnych czy wprowadzania nowych układów. Od-

nosi się to szczególnie do małych samolotów dwu- i czteromiejscowych, stanowiących większość lotnictwa lekkiego. Od około 20 lat są to praktycznie te same typy samolotów (których osiągi, dla tej samej mocy napędu, są obecnie znacznie lepsze).

Główną przyczyną braku nowych typów jest ostatnio bardzo szybko rosnący koszt opracowania i badań prowadzących do certyfikatu całkiem nowego samolotu. Ocenia się obecnie w USA, że koszt ten w ciągu ostatnich 10÷15 lat wzrósł 8÷10 razy. Obecnie koszt nowego 4-miejscowego samolotu z silnikiem o mocy 150 KM od rozpoczęcia rysunku do certyfikatu i produkcji oceniany jest przez takie firmy jak Beech, Piper, Rockwell na 3÷4 mln dolarów. W tym koszt doprowadzenia samolotu do spełnienia obecnych wymagań FAA szacuje się na 1/3 wszystkich wydatków na badania. Firmy uważają, że aby wyłożyć taką sumę bez ryzyka na opracowanie takiego samolotu, trzeba by mieć pewność sprzedaży 750÷1000 sztuk. Jak wygląda rzeczywistość: w 1974 r. sprzedano 21 typów samolotów 4-osobowych po 33÷1786 sztuk danego typu, większość w liczbie 100÷150 sztuk. To oznaczałoby, że nowy typ samolotu musiałby być bez zmian produkowany przez około 10 lat, by pokryć koszt jego opracowania.

Dotyczy to oczywiście przypadku, gdy nowy samolot znajdzie nabywców. Często jednak tak nie jest. Np. Cessna 325, Aero Commander 100, Champion Lancer, Mooney Mustang, Meyers 200 i Piper PA-29 nie znalazły oczekiwanego przez producentów powodzenia.

Małe formy, których wartość sprzedanych samolotów wynosi 1÷10 mln dolarów nie mogą sobie pozwolić na tak duże wydatki na nowe opracowania. W roku 1974 Beech Aircraft Corp. wydała na rozwój małych samolotów przeszło 12 mln dolarów. Firma Rockwell uważa, że taniej wy-

nosi kupno projektu samolotu, który już uzyskał certyfikat.

Bardzo istotnym czynnikiem hamującym wprowadzenie na rynek nowego typu małego samolotu jest zaufanie kupującego do bezpieczeństwa i jakości starego modelu i nieufność pod tym względem do nowego, nie mającego za sobą żadnego doświadczenia eksploatacyjnego. Poza tym każdy wypadek (nawet nie z winy sprzętu) wpływa bardzo ujemnie na popyt na dany samolot, szczególnie nowego typu. Tak więc bardzo duże koszty opracowania i ryzyko rynkowe ograniczają od szeregu lat powstawanie nowych samolotów lekkich.

Zainteresowanie rozwojem tej grupy samolotów przejawia ostatnio NASA, która na 1976 rok przeznaczyła na badania w tym zakresie 6,2 mln dolarów. Dotyczyły one zagadnień aerodynamicznych, zmniejszenia hałasu i zanieczyszczeń w spalinach silnikowych, nowych materiałów. W NASA bada się pięć rodzajów rozwiązań sterów w celu polepszenia charakterystyk korkociągowych. Cessna 172 i Cherokee używane są do badań stateczności i sterowności. Prowadzony jest program przeniesienia doświadczeń z dużych samolotów odrzutowych do małych dwusilnikowych. W tym celu bada się samolot Seneca z nowym profilem i klapami Fowlera na pełnej rozpiętości. NASA opracowała nadkrytyczny profil GAW-1 dla samolotów przyświdykowych. Zastosowany został on do dwóch samolotów doświadczalnych Beechcraft. Mówi się także o współpracy NASA z wytwórniami nad zmniejszeniem oporu chłodzenia napędów.

Obecnie praktycznie prace nad nowymi rozwiązaniami i problemami ogólnymi postępu technicznego w lotnictwie lekkim w USA finansowane są przez państwo — poprzez NASA.

Odrzutowe samoloty bezpośredniego wsparcia ogniowego (I)

Mgr WŁODZIMIERZ WASKOWSKI

Problem efektywności użycia w walce samolotów szturmowych i bliskiego wsparcia. Na podstawie wskaźników strat ponoszonych przez tę klasę samolotów autor artykułu wysuwa wnioski na temat racjonalności zastosowania tych samolotów w przyszłości.

W kołach teoretyków zajmujących się zagadnieniami lotnictwa wojskowego zaznaczają się od kilku lat coraz ostrzejsze kontrowersje w poglądach na zadania, zastosowanie i możliwość przetrwania sprzętu lotnictwa taktycznego, podległego lotnictwu wojskowemu.

Od wyniku analizy tych zagadnień w dużym stopniu będzie zależała linia rozwoju i wielkość produkcji tego sprzętu oraz koncepcja strategii, zwłaszcza taktyki jego użycia na polu walki.

Dlaczego? Aby odpowiedzieć na te pytania, należy rozpatrzyć całokształt zagadnienia lotnictwa taktycznego i określić, jakie samoloty można zaliczyć do kategorii sprzętu taktycznego, a następnie omówić kolejno sprawy stanowiące przedmiot rozbieżności w teoretycznych sporach ekspertów lotnictwa wojskowego.

Zacznijmy od próby określenia, co należy uważać za sprzęt latający lotnictwa taktycznego wojsk lotniczych.

W odróżnieniu od formacji taktycznych lotnictwa wojsk lądowych, w których gros sił stanowią śmigłowce (patrz TLiA nr od 10/76 do 8/77) przeciwpancerne, transportu logistycznego, taktycznego itd., w lotnictwie taktycznym podległym lotnictwu wojskowemu jedyny sprzęt operacyjny to samoloty.

Jakie? Naszym zdaniem sprzęt taktyczny lotnictwa wojskowego dzieli się na trzy kategorie — w zależności od masy własnej samolotu, rozwijanej prędkości i posiadanego uzbrojenia, to jest parametrów określających jego przeznaczenie.

Pierwsza z nich to samoloty lekkie bezpośredniego wsparcia ogniowego, będące (przeważnie) odmianami szturmowymi odrzutowych samolotów treningowych (Alpha Jet, Hawk, T-37, SAAB-105G, MB-326K itp.) o prędkości do $M = 0,85$ i masie własnej do 4000 daN (kg). Ciąg tych samolotów nie przekracza 4000 daN.

Drugą kategorię stanowią samoloty o masie własnej powyżej 4300 daN aż do 10000 daN, których bezpośrednim zadaniem jest akcja szturmowania, a cechą charakterystyczną — potężne uzbrojenie i prędkości przekraczające po włączeniu dopalacza $M=1$. Zespoły napędowe tych samolotów (bez dopalania) rozwijają ciąg ponad 4500 daN. Niektóre ich odmiany, po przekształceniu, służą również do treningu wysoce zaawansowanego (MiG-17, Su-7, A-4 Skyhawk, MiG-23, Jaguar, Orao, Mitsubishi T-2 i najnowszy A-10).

Wreszcie trzeci rodzaj, to samoloty myśliwskie, przechwytyjące oraz przewagi powietrznej (MiG-25, F-15, Su-21, A-7, F-16), które mogą być również użyte jako samoloty szturmowe bezpośredniego wsparcia ogniowego.

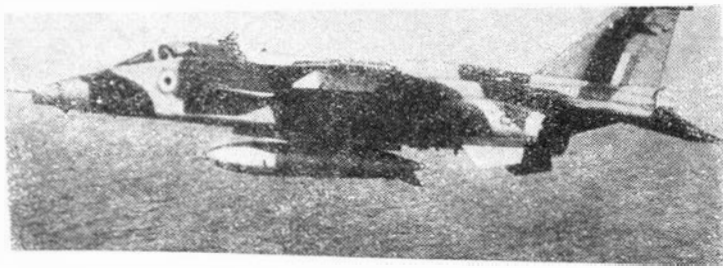
W naszych rozważaniach zatrzymamy się wyłącznie na dwu pierwszych kategoriach samolotów, których głównym przeznaczeniem jest bezpośrednie wsparcie ogniowe. Dla trzeciej kategorii wymienionych samolotów bezpośrednie wsparcie ogniowe wojsk lądowych stanowi tylko fragment wykonywanych zadań, chociaż wielu autorów zalicza je do lotnictwa taktycznego — ujmując to pojęcie naszym zdaniem w sposób rozszerzający.

Zadania samolotów szturmowych lotnictwa taktycznego

Jak zatem przedstawiają się podstawowe zadania lotnictwa taktycznego?

W. Babicz określa je w następujący sposób: ... (zadaniem lotnictwa taktycznego) jest bezpośredni, zorganizowany atak powietrzny na obiekty leżące w taktycznej głębokości, których zniszczenie lub obezwładnienie wywiera bezpośredni wpływ na przebieg ogólnowojskowej walki... W odróżnieniu od walki o przewagę powietrzną, która tylko stwarza sprzyjające warunki do prowadzenia operacji naziemnych — dzięki bezpośredniemu wsparciu ogniowemu lotnictwa nieprzyjaciół jest niszczone wspólnym wysiłkiem lotnictwa i wojsk lądowych [1].

Wspomniany autor podkreśla również fakt, iż 70% samolotów całego lotnictwa taktycznego podległego lotnictwu



Rys. 1. Francusko-angielski samolot bliskiego wsparcia i do zaawansowanego treningu SEPECAT Jaguar



Rys. 2. Myśliwsko-szturmowy samolot MiG-17 (Lim-6)

wojskowemu ma zadanie zwalczania celów naziemnych z małej wysokości oraz izolowania pola walki.

Jak wynika z powyższych założeń, działanie lotnictwa taktycznego bezpośredniego wsparcia ogniowego ma zasadnicze znaczenie dla pomyślnego przebiegu walki.

Ale czy lotnictwo taktyczne bezpośredniego wsparcia będzie mogło w przyszłości wykonywać zadania, które wymieniliśmy? Odpowiedź na to pytanie stanowi właśnie przedmiot kontrowersji teoretyków. W dyskusji uczestniczy wielu specjalistów, m.in. Terrell E. Green — jeden z amerykańskich teoretyków lotnictwa wojskowego, który od 1952 r. specjalizuje się w zagadnieniach lotnictwa taktycznego, pełniąc odpowiedzialne obowiązki w departamencie obrony Stanów Zjednoczonych, w organizacji RAND*), a obecnie jest prognostykiem broni taktycznej w Forcast Associates (nawiasem mówiąc, należy on do bardzo licznej grupy amerykańskich jastrzębi, tj. zwolenników polityki agresji).

T. Green wysuwa ciekawą koncepcję. Przede wszystkim zastrzega, iż odpowiedź na to pytanie może dać tylko doświadczenie wynikające z użycia lotnictwa taktycznego w czasie ewentualnej wojny o dużym natężeniu działań bojowych (a więc nie konfliktu peryferyjnego), gdyż na przykładzie ostatniego, krótkotrwałego starcia bliskowschodniego — kiedy taktyczne lotnictwo izraelskie poniosło poważne straty — nie sposób wyrobić sobie jednoznacznego poglądu. Tym niemniej, zdaniem Greena, taktyczne lotnictwo jest i będzie niezbędną częścią składową zespołu sił zbrojnych, która może przetrwać nawet w przypadku niespodziewanego ataku nieprzyjaciela, wygrać rozgrywkę z naziemnymi środkami przeciwdziałania (w przypadku własnej akcji zaczepnej) i obronić się przed atakiem z powietrza, a jego użyteczność będzie porównywalna z użytecznością w okresie najbardziej aktywnych działań II wojny światowej oraz konfliktu koreańskiego i wietnamskiego. W tym miejscu Green wysuwa nowe zastrzeżenie: ... zachowanie zdolności do przetrwania wobec udoskonalenia nowych broni będzie wymagało bezustannego wysiłku (...) skierowanego na podniesienie zdolności przetrwania, zdolności skutecznego przeciwdziałania skutkom rażenia przez naziemną broń przeciwlotniczą oraz udoskonalania metod dowodzenia i sterowania operacjami tego lotnictwa [2]. A zatem musi być udoskonalony sprzęt i wprowadzona nowa taktyka walki. Innymi słowy — Green żąda spełnienia bardzo wygórowanych warunków, aby lotnictwo taktyczne było nadal skuteczne na polu walki.

Natomiast inni teoretycy, jak np. G. O. Rourke, są odmiennego zdania na temat możliwości rozwoju tej broni, o czym świadczy choćby tytuł jego artykułu: *Czy lotnictwo taktyczne zmario* [3], lub Roy Braybrook, który również opublikował pracę *Czy żegnamy bezpośrednie wsparcie?* [4].

Obaj autorzy przytaczają na poparcie swego stanowiska wiele argumentów zaczerpniętych z doświadczeń uzyskanych w trakcie działań lotnictwa taktycznego, a przede wszystkim bliskiego wsparcia ogniowego na polach walki w czasie ostatnich konfliktów zbrojnych oraz w związku z powstaniem lub udoskonaleniem nowych broni przeznaczonych do zwalczania samolotów lotnictwa taktycznego.

Wydaje się jednak, iż opieranie się wyłącznie na opracowaniach i analizach wynikających z doświadczeń przeprowadzonych w tej dziedzinie w okresie ostatnich 20 lat jest przedwczesne. Konflikt arabsko-izraelski z 1973 r. — nazwany pierwszą wojną elektroniczną [5] — dostarcza

zbyt mało danych, aby już, ex cathedra, wyciągać ostateczne wnioski.

Chcielibyśmy obecnie przedstawić krótki zarys historyczny działań lotnictwa taktycznego i strat ponoszonych przez nie.

Wielkość strat lotnictwa w czasie akcji i zmiana założeń taktycznych operacji

Już od dłuższego czasu straty ponoszone w czasie przeprowadzania akcji bojowych lotnictwa określa się procentami. Procenty te wynikają ze stosunku liczby zniszczonych samolotów do liczby lotów: jeżeli w czasie akcji przeprowadzanej przez sto samolotów zostaje zniszczony jeden samolot, wówczas strata obliczeniowa wynosi 1%.

Wszyscy teoretycy zadawali sobie pytanie: jaki stosunek strat samolotów do liczby lotów można uważać za racjonalny i opłacalny z punktu widzenia założeń taktycznych, a nawet strategicznych. Odpowiedź na to pytanie jest trudna, gdyż tzw. opłacalność strat jest pochodną bardzo wielu czynników, określających, kiedy straty są do przyjęcia. Wchodzą tu w grę takie elementy, jak: przewidywany okres trwania konfliktu, tempo zastępowania i wymiany sprzętu i załogi (uważamy, iż jest to chyba najważniejszy z czynników oceny strat), wreszcie jak dalece opłacalne jest kontynuowanie poszczególnych operacji, to jest jakie korzyści może dać poszczególna akcja nawet przy bardzo dużym współczynniku strat. Klasycznym przykładem w tej dziedzinie jest angielska operacja niszczenia zapór wodnych w Zagłębiu Ruhry (1944 r.), kiedy obrona niemiecka zniszczyła 85% samolotów biorących udział w tej operacji. Uzyskane w tym przypadku korzyści taktyczne, a nawet strategiczne, usprawiedliwiały wysokość poniesionych strat (zatopienie bardzo dużych obszarów najważniejszego w III Rzeszy zagłębia przemysłowego i unieruchomienie wielu zakładów zbrojeniowych).

Brytyjski Royal Air Force w okresie II wojny światowej uważał za dopuszczalne straty wynoszące 3% przy nocnych nalotach na teren III Rzeszy, co według teoretyków RAF miało oznaczać, iż załogi biorące udział w 30 kolejnych nalotach mają 40% szans przeżycia. Jeżeli jednak procent miesięcznych strat w trakcie tych operacji przekraczał 10%, wówczas dowództwo RAF było zmuszone do udoskonalenia lub nawet zmiany taktyki operacji.

Straty amerykańskie w czasie nalotów dziennych na Niemcy hitlerowskie — przeprowadzane przez latające fortece B-17 — wynosiły w 1943 r. około 9%, ale z chwilą wprowadzenia ochrony myśliwskiej (samoloty P-51 Mustang) obniżyły się o 5,7% — do około 3,4%, co szefowie lotnictwa strategicznego Stanów Zjednoczonych uznali za dopuszczalne. W końcowych miesiącach wojny straty formacji bombowych USA spadły do około 1÷1,5%.

Ciekawie przedstawia się porównanie strat angielskich i niemieckich w okresie bitwy o Anglię. Według obliczeń Royal Air Force najmniejsze stosunkowo straty ponosiły niemieckie samoloty myśliwskie: 2,6% w przypadku samolotów Messerschmitt Bf-109, 3,3% — Messerschmitt Bf-110; znacznie wyższe były straty Anglików: 4,4% Spitfire'ów i 5,7% Hurricane'ów. Najwyższymi w tym okresie stratami wykazywały się bombowe formacje Luftwaffe: 8,6%. Wielkość tych strat zmusiła dowództwo hitlerowskiego lotnictwa do zaniechania nalotów dziennych i przejścia do operacji nocnych.

W końcowych miesiącach II wojny światowej wszystkie rekordy strat pobiły hitlerowskie samoloty myśliwskie: 30% (z wyjątkiem odrzutowych Me-262). W tym przypadku jednak żadne zmiany taktyki nie mogły zmienić stanu rzeczy, gdyż lotnictwo aliantów miało zbyt wielką przewagę zarówno w ilości sprzętu jak i jego jakości.

*) RAND Corporation — Research and Development — placówka naukowa zatrudniająca pracowników cywilnych i wojskowych, zajmująca się „podstawowymi badaniami nad narzędziami wojny międzykontynentalnej”

20 lat ery kosmicznej (II)

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

W artykule omówiono osiągnięcia Związku Radzieckiego w dziedzinie techniki kosmicznej, ze szczególnym uwzględnieniem napędów raket nośnych — począwszy od początków prac nad silnikami raketowymi aż do lat siedemdziesiątych.

W 1962 roku wprowadzono w Związku Radzieckim na orbitę wokółziemską wielozadaniowego satelitę, który zapoczątkował trwający do dnia dzisiejszego program badania przestrzeni kosmicznej pod nazwą Kosmos. W ramach tego programu do połowy bieżącego roku wprowadzono na orbity ok. 920 satelitów. Dla dwustopniowych rakiet nośnych sputników Kosmos opracowano silniki raketowe RD-214 i RD-219. Czterokomorowy silnik RD-214 pierwszego stopnia rakiety rozwija w próżni ciąg 74 000 daN, impuls jednostkowy 264 s przy ciśnieniu w komorze 4,5 MPa (45 at). Jako paliwo w tym silniku zastosowano naftę, utleniaczem jest kwas azotowy. Obecnie silnik ten używany jest do napędu rakiet nośnych satelitów serii Interkosmos.

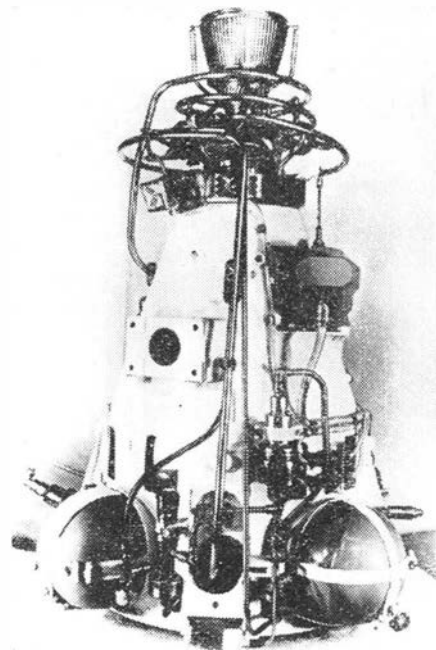
RD-119 ma jedną komorę spalania, w której dwumetylohydrazyna spala się w połączeniu z tlenem. Ciąg silnika w próżni wynosi 11 000 daN, impuls jednostkowy 352 s, a ciśnienie w komorze 8 MPa (80 at). Impuls jednostkowy silnika jest najwyższy dla silników wykorzystujących tlen i paliwa o wysokiej temperaturze wrzenia. Komora silnika RD-119 opracowanego w latach 1958÷1962 wykonana jest z tytanu.

Oprócz wymienionych silników dla drugiego stopnia rakiety nośnej opracowano w latach 1958÷1961 dwukomorowy silnik RD-219 o ciągu w próżni 90 000 daN. Utleniaczem w tym silniku jest kwas azotowy, a paliwem — dwumetylohydrazyna. Silnik wyróżnia się bardzo zwartą konstrukcją dzięki temu, że turbopompę umieszczono między komorami spalania w pobliżu przekrojów krytycznych dysz.

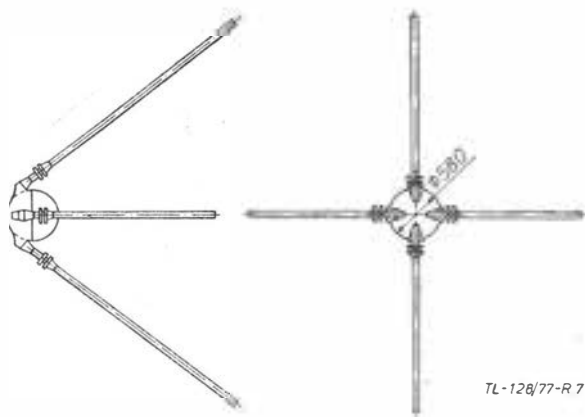
Dalszy wzrost impulsu jednostkowego silników wymagał wyższego ciśnienia w komorze spalania, które z kolei ograniczone było stratami wynikającymi z coraz większej mocy potrzebnej do napędu turbopompy. W latach 1947÷

÷1951 w GDL-OKB prowadzono prace doświadczalne nad nowym agregatem turbo-pompowym zamontowanym na silniku RD-110 o ciągu 120 000 daN. Po wielu próbach i badaniach przyjęto nowe rozwiązanie napędu turbopompy, polegające na tym, że gaz doprowadzony z wytwornicy gazu na łopatki turbiny turbopompy odprowadzany jest do komory spalania silnika, gdzie ulega dopaleniu. W ten sposób wzrasta sprawność cieplna układu, a straty wprowadzone są do minimum.

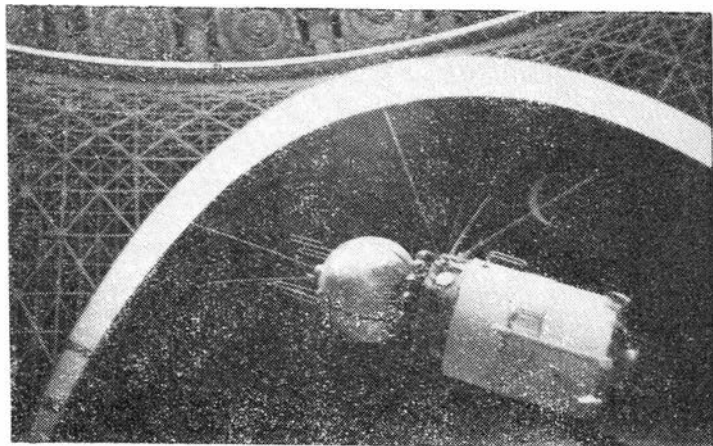
Pierwszy doświadczalny silnik raketowy o dużym ciągu i wysokim ciśnieniu w komorze spalania, w którym wy-



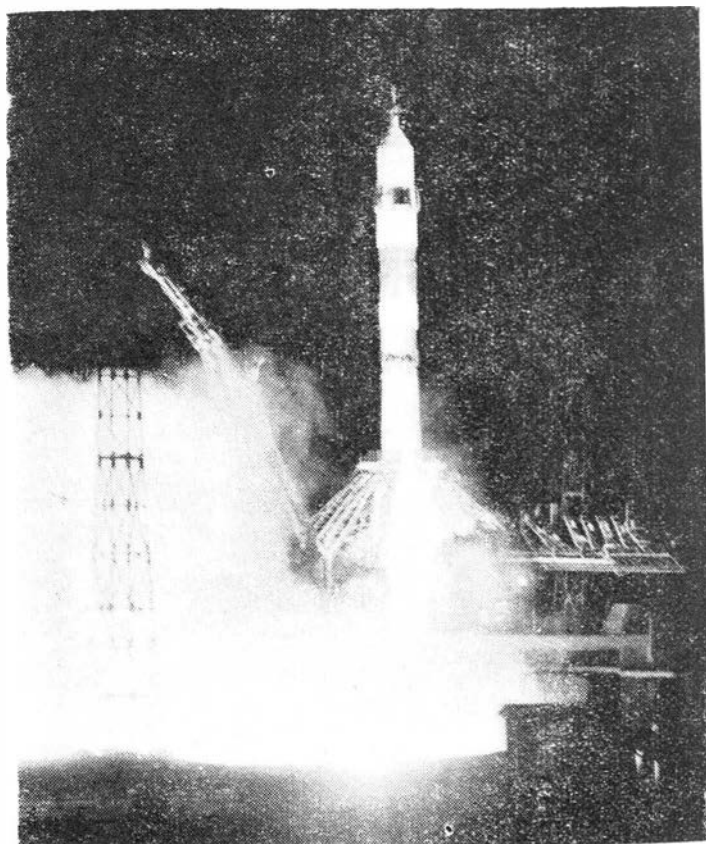
Rys. 9. Silnik korekcyjny na paliwo ciekłe o ciągu 200 daN



Rys. 7. Pierwszy sztuczny satelita Ziemi Sputnik-1

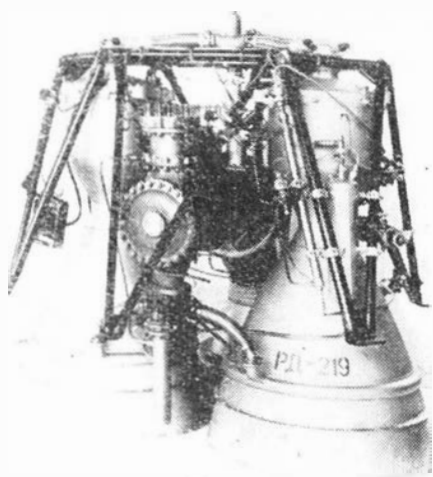


Rys. 8. Statek kosmiczny Wostok, w którym J. Gagarin odbył pierwszy w świecie lot dookoła Ziemi. Fot. J. Grzegorzewski



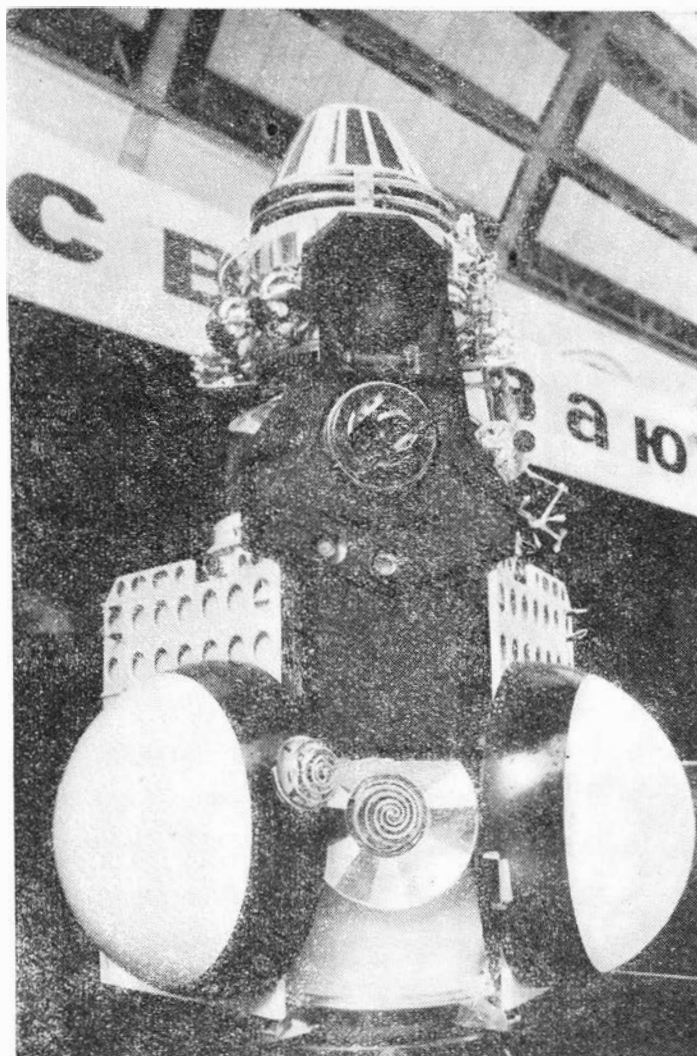
Rys. 10. Start statku kosmicznego Sojuz. Fot. APN

Rys. 11. Silnik RD-219
o wielkim ciągu



korzystano opisaną wyżej zasadę, został opracowany i przebadany w Związku Radzieckim w latach 1953÷1959. Po dopracowaniu został użyty do napędu rakiety nośnej, która wprowadziła na orbitę stację naukową Proton. W 1968 r. wielostopniowa raketa nośna wprowadziła na orbitę wokółziemską ciężką stację naukową — Proton-4 o masie 17 t. Moc równoważna silników tej rakiety wynosi 60 mln koni mechanicznych, to znaczy 3-krotnie więcej niż dla statku Wostok. Rakiety z takimi silnikami latają już ponad 10 lat.

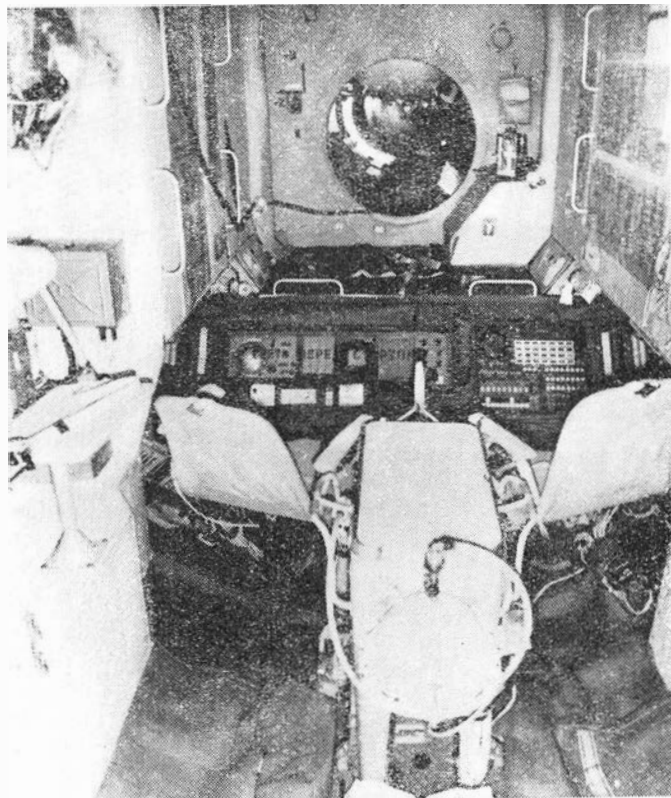
Statek Sojuz zaczęto opracowywać w 1963 r., a w rok później rozpoczęto obszerny cykl badań. W 1968 r. rozpoczęto loty załogowe na statkach tej serii. Statek składa się z trzech członów: aparatu lądującego, przedziału orbitalnego oraz przedziału z przyrządami i wyposażeniem; jego masa startowa wynosi 6800 kg, przy czym masa aparatu lądującego — 2800 kg. W przedziale przyrządowo-~~wyposażeniowym~~ ~~mo~~zieszczony jest główny i rezerwowy silnik na paliwo ciekłe, służące do zbliżania i korekcy toru, oraz kilkanaście małych silniczków przeznaczonych do orientowania statku w przestrzeni oraz cumowania do innego statku. Po starcie i w czasie lotu w gęstych warstwach atmosfery w przedniej części statku Sojuz pod owiewką znajduje się silnik prochowy, służący do odłączenia statku od rakiety nośnej w awaryjnych sytuacjach. Aparat lądujący wyposażony jest w sześć silniczków rakietowych używanych do korekcy lotu przy schodzeniu



Rys. 13. Makietą jednej ze stacji międzyplanetarnych "Wenus".
Fot. APN



Rys. 12. Neil Armstrong — pierwszy człowiek na Księżycu



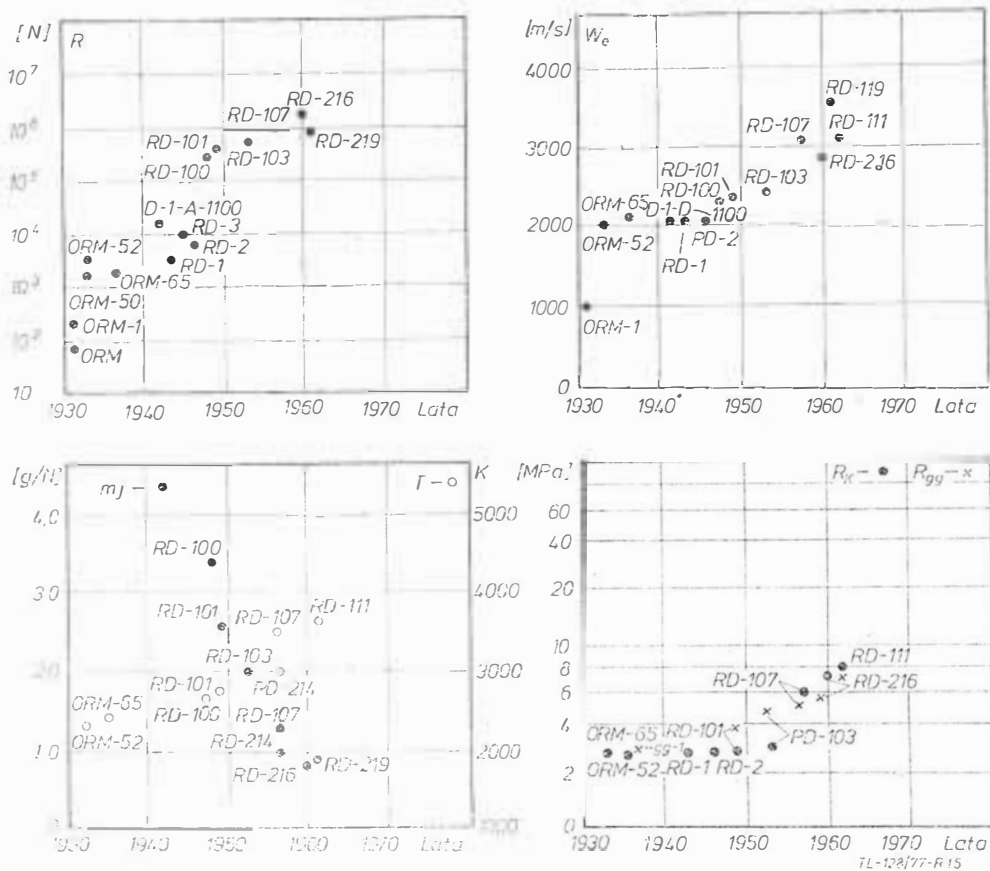
Rys. 14. Przedział roboczy orbitalnej stacji naukowej Salut. W głębi widoczny jest właz złącza Saluta ze statkiem kosmicznym Sojuz. Fot. APN

statku z orbity. Ciąg głównego silnika 417 daN. Dublujący silnik dwukomorowy rozwija ciąg 411 daN.

Rakieta nośna statku Sojuz ma trzy stopnie. Pierwszy stopień składa się z czterech silników, z których każdy ma cztery komory spalania. Silnik o maksymalnej średnicy 3 m i długości 19 m rozwija w próżni ciąg równy 102 000 daN. Drugi stopień stanowi silnik o maksymalnej średnicy 2,95 m i wysokości 28 m i ciągu 96 000 daN w próżni, otoczony silnikami pierwszego stopnia. Trzeci stopień o średnicy 2,6 m ma silnik wyposażony w cztery komory spalania. Jego ciąg w próżni wynosi 30 000 daN. Masa

umożliwiają manewrowanie statku na orbicie na wysokościach do 1300 km. Oprócz tego na statku znajduje się 14 małych silników rakietowych o ciągu 13 daN każdy, służących do cumowania statku, i 8 silników po 1,5 daN ciągu, służących do dokładnej orientacji statku przy połączeniu na orbicie np. ze statkiem Apollo — jak to miało miejsce podczas wspólnego lotu Sojuz-Apollo w 1975 r.

W 1964 roku zaczęto opracowywanie pod kierunkiem S. Kosberga silników rakietowych na paliwo płynne do samolotów, w których używany był tlen i nafta. Od 1959 roku silniki tego biura znalazły zastosowanie w ostatnich



Rys. 15. Rozwój radzieckich silników rakietowych na paliwo ciekłe w ciągu 40 lat (1937-1977); R — ciąg [N]; W_e — efektywna prędkość wypływu gazów z silnika [m/s]; m_j — masa jednostkowa silnika [g/N]; T — temperatura spalania [°K]; P_{ch} — ciśnienie w komorze spalania [MPa]; P_{pr} — ciśnienie w wytwornicy gazów [MPa]

startowa rakiety nośnej statku Sojuz przekracza 300 t. W czasie startu następuje jednoczesne uruchomienie silników pierwszego i drugiego stopnia. Silnik drugiego stopnia kontynuuje pracę po zrzuceniu silników pierwszego stopnia. Silnik trzeciego stopnia włącza się pod koniec pracy drugiego stopnia. Całkowita długość rakiety nośnej łącznie ze statkiem Sojuz wynosi 49,3 m.

Do połowy 1977 r. wprowadzono na orbity wokółziemskie 24 statki typu Sojuz.

19.IV 1971 r. wprowadzono na orbitę stację naukową Salut, a w pięć dni później przycumował do niej statek załogowy Sojuz-10. Kolejne statki łączyły się z innymi stacjami. Obecnie znajduje się na orbicie stacja Salut-5, na pokładzie której w lutym br. pracowała załoga Sojuza-24. Masa zestawu Salut-Sojuz — ok. 25 000 kg, przy czym sama stacja Salut ma masę 18 500 kg. Oczywiście silniki rakiet nośnych są systematycznie doskonalsze, o czym świadczy m. in. wzrost masy użytecznej wprowadzanej na orbity. Można to prześledzić na przykładzie rakiet nośnych stacji automatycznych Wenus. Stacja Wenus-1 miała masę 643,5 kg, Wenus-2 — 963 kg, Wenus-3 — 960 kg, Wenus-4 1106 kg, Wenus-5, 6 — 1130 kg, Wenus-7 i 8 — 1180 kg. Masa następnych stacji była jeszcze większa.

Rozszerzenie prac nad techniką rakietową spowodowało konieczność zorganizowania, oprócz GDL, innych biur konstrukcyjnych. W 1944 r. utworzono biuro konstrukcyjno-doświadczalne silników rakietowych na paliwo ciekłe pod kierunkiem A. M. Isajewa. Od początku lat sześćdziesiątych silniki te są używane do napędu statków kosmicznych oraz międzyplanetarnych stacji automatycznych. Np. silnik hamujący statku Wostok, który zapewniał przejście z orbity lotu na tor lądowania, został opracowany właśnie w tym biurze.

Zejście statku Sojuz z orbity na tor lądowania zapewniają dwa silniki rakietowe na paliwo ciekłe, konstrukcji Isajewa, o ciągu 417 daN każdy. Jednocześnie silniki te

stopniach rakiet nośnych. Jednokomorowy silnik o ciągu 5000 daN opracowano do trzeciego stopnia rakiety nośnej pierwszych stacji automatycznych wyrzucanych w kierunku Księżyca. Dla trzeciego stopnia rakiet nośnych statków kosmicznych Woschod i Sojuz w tym biurze powstał czterokomorowy silnik o ciągu 30 000 daN.

Silniki rakietowe na paliwo stałe mają ograniczone zastosowanie w kosmonautyce. Używane są głównie do awaryjnego odstrzeliwania kabin i innych zespołów oraz w układach lądowania. Np. statki Sojuz wyposażono w silniki rakietowe na paliwo stałe, zapewniające miękkie lądowanie z prędkością nie przekraczającą 2-3 m/s. Statek wyposażony jest w dwa tego rodzaju silniki: zasadniczy i rezerwowy.

Głównym konstruktorem techniki kosmicznej w Związku Radzieckim był przez szereg lat S. P. Korolow, który zmarł w 1966 r. Po śmierci Korolowa konstruktorem automatycznych stacji międzyplanetarnych był G. N. Babakin. Wybitny wkład w rozwój techniki kosmiczno-rakietowej wniósł M. K. Jangiel (1911-1971). Jednym z pionierów w dziedzinie silników rakietowych na paliwo ciekłe jest członek Akademii Nauk ZSRR W. P. Głuszko, kierujący biurem konstrukcyjno-doświadczalnym GDL-OKB. Biurami konstrukcyjnymi silników rakietowych kierowali wspomniani już A. M. Isajew (1908-1971) i S. A. Kosberg (1903-1965). Głównym teoretykiem kosmonautyki jest M. W. Kiełdysz, były wieloletni prezydent Akademii Nauk ZSRR.

Tylko 20 lat minęło od chwili startu pierwszego sztucznego satelity Ziemi, a już noga ludzka stanęła na Księżycu, automatyczne stacje międzyplanetarne wylądowały na Wenus i Marsie, dokonały fotografowania odległych planet Układu Słonecznego, poznano lepiej naszą planetę i jej najbliższe otoczenie. Fantazja stała się rzeczywistością. Podbój Kosmosu trwa. Sprawdza się wielkie przewidywanie Konstantego Ciolkowskiego, który twierdził, że:

Dlaczego sprężyste skrzydło (II)

Dr JERZY WOLF

Sprężyste skrzydło jest nowym rodzajem ultralekkiego płata nośnego. Pierwowzór wykonany został w Instytucie Lotnictwa w 1970 r. dla potrzeb związanych z badaniami aparatury agrolotniczej, a w 1972 r. ukazały się o nim pierwsze publikacje. Od tego czasu powstało szereg doświadczalnych konstrukcji, które umożliwiły znaczny rozwój sprężystego skrzydła. W artykule omówiono związane z nim zagadnienia, korzystając z niepublikowanych dotąd danych i wykresów.

Własności wytrzymałościowo-ciężarowe

Podane informacje o sprężystym skrzydle Z-75 ułatwiają przedstawienie odpowiedzi na drugie pytanie zawarte w tytule.

Przede wszystkim należy stwierdzić, że dążenie do krańcowej redukcji ciężaru płata nośnego, które ma szczególne znaczenie przy bardzo małych prędkościach lotu, wywołuje konieczność zastosowania powłoki rozpiętej na możliwie małej liczbie sztywnych, w miarę możliwości ściskanych, nie zginanych elementów rurowych. Postulat ten w maksymalnie możliwym stopniu spełnia struktura sprężystego skrzydła, charakteryzująca się pojedynczą belką nośną (dźwigarem) wzdłuż rozpiętości skrzydła.

W dążeniu do uzyskania maksymalnej lekkości płata już skrzydło Rogallo i jego modyfikacje stanowią bardzo duże osiągnięcie, któremu to należy zawdzięczać jego zastosowania w lotniach i rozwój tego sportu. Jednakże w miarę wzrostu wydłużenia i doskonalenia aerodynamicznego skrzydła typu Rogallo (z belką na krawędzi natarcia) pojawiają się trudności przeniesienia na szkielet sił skręcających powstających na powłoce i trudności przeciwdziałania nadmiernym, niekontrolowanym zwichrzeniom powłoki zamocowanej do szkieletu tylko na krawędzi natarcia. W związku z tym przy zwiększeniu wydłużenia stosuje się większe napięcia powłoki, które z kolei powodują niebezpieczny wzrost naprężeń w szkielecie. Dlatego przy powiększaniu wydłużenia konstrukcje z belkami na krawędzi natarcia stają się niedostatecznie wytrzymałe, wiotkie i ciężkie lub skomplikowane (belki wymagają wzmocnienia przestrzennym układem linek odciągowych). Dalszym mankamentem tego rodzaju struktur jest trudność utrzymania określonego zwichrzenia płata. Podlega ono bowiem niekontrolowanym zmianom w zależności od obciążenia i kąta natarcia skrzydła.

Dodatkowa belka dźwigarowa skrzydła typu Rogallo powoduje również znaczne zużycie rur na wykonanie szkieletu. Np. przy rozpiętości lotni około 10 m na skrzydło Rogallo potrzeba ok. 30 m rur, gdy tymczasem na wykonanie szkieletu sprężystego skrzydła o tej samej rozpiętości potrzeba ich ok. 20 m.

Warto zwrócić uwagę, iż te oszczędności materiałowo-ciężarowe w sprężystym skrzydle są następstwem maksymalnego wykorzystania reguły *minimum równoległych prętów ściskanych*, która nie zawsze jest doceniana przez konstruktorów. W szczególności często o niej zapominają konstruktorzy bardzo wolno latających aparatów, usiłujący odejść od skrzydła Rogallo, zapatrzeni w samolotowo-szybowcowe rozwiązania konstrukcyjne odpowiednie dla średnich prędkości lotów.

Reguła powyższa wynika z teorii sprężystości materiałów, która wskazuje, że konstrukcja o mniejszej liczbie równoległych smukłych prętów ściskanych może być lżejsza. W granicznym przypadku konstrukcja o pojedynczym pręcie ściskanim — o ile byłaby do przyjęcia ze względów funkcjonalnych — będzie miała minimalny ciężar, warunkowany już tylko modułem Younga, ciężarem właściwym i granicą plastyczności materiału pręta.

I tak dla n rur o cienkich ściankach jednakowej grubości (z reguły stosowanych np. w budowie lotni) stosunek sumarycznego pola przekroju $n \cdot f$ (a więc i ciężaru) n jednakowych rur o przekrojach f do przekroju F zastępującego je pojedynczej rury — ma przebieg przedstawiony na rys. 6 kółkami białymi. Oznacza to, że przy dwóch ściskanych równoległych rurach ich ciężar będzie ok. 1,59 razy większy od pojedynczej. Stosunek $n \cdot f / F$ dla różnych n i dwóch rodzajów prętów (rurowych i pełnych) przedstawiony został na rys. 6 punktowo, ponieważ ułamkowe wartości n nie mają znaczenia praktycznego. Jak widać, ze względu na ciężar niecelowe jest stosowanie wielu równoległych ściskanych dźwigarów np. w postaci zastrzałowo-linkowych skrzydeł o belce na krawędzi natarcia i jednocześnie krawędzi spływu lub w części środkowej. Również tylko ze względów funkcjonalnych konieczne jest stosowanie dwururowej rozwidnionej sterownicy lotni stanowiącej ściskaną parę prętów. Znamienne, że w świetle tego wykresu złożona kratownicowa struktura o smukłych prętach konwencjonalnego skrzydła może być uważana także za zło konieczne, podporządkowane potrzebie uzyskania wymaganego przez aerodynamikę kształtu zewnętrznego płata. Otrzymanie tego kształtu w inny sposób niż wielopunktowe podparcie pokrycia przez szkielet umożliwiłoby zmniejszenie ciężaru skrzydła. Sposób taki demonstruje właśnie sprężyste skrzydło.

Mówiąc o regule *minimum prętów równoległych* nie można pominąć antagonistycznej reguły *maksimum szeregowych prętów ściskanych*, która umożliwia dalsze obniżenie ciężaru konstrukcji. Przy bardzo długich prętach ściskanych celowe jest podzielenie ich (np. za pośrednictwem cienkich ciągłych odciągowych) na krótsze i lżejsze odcinki o zmniejszonym przekroju. Oszczędności materiałowe i ciężarowe wynikające ze stosowania tej reguły przedstawić można — co ciekawe — na identycznym wykresie jak rys. 6, z tym że $n \cdot f / F$ należy zastąpić przez F/f . Jednakże bardziej ogólną ilustracją (słuszną dla dowolnych przekrojów) jest fakt, że podział bardzo długiego pręta na n części zwiększa siłę krytyczną wybożenia aż n^2 razy. Oczywiście, że nie ma sensu dzielenie pręta na zbyt krótkie części o smukłości znacznie niższej niż graniczna, poniżej której utrata stateczności pręta nie przebiega w sposób opisany matematycznie przez Eulera.

Ponadto drugim ograniczeniem praktycznym w wykorzystywaniu tej reguły są komplikacje konstrukcyjne i montażowe wynikające ze wzrostu liczby elementów podpierających pręt. Stąd mimo iż świadome stosowanie obu tych reguł znacznie zmniejsza wpływ intuicji konstruktora na jakość konstrukcji, to jednak w dalszym ciągu ciężar i jakość ultralekkiej konstrukcji przestrzennej zależy w dużej mierze od talentu i doświadczenia konstruktora. Dlatego też opracowywanie lotni i analizowanie ich struktur

←
Ludzkosc nie pozostanie wiecznie na Ziemi, lecz w pogoni za swiatlam i przestrzenia poczatkowo niezmialo przeniknie poza atmosfere, a nastepnie opanuje cala przestrzen dookolat Slonca.

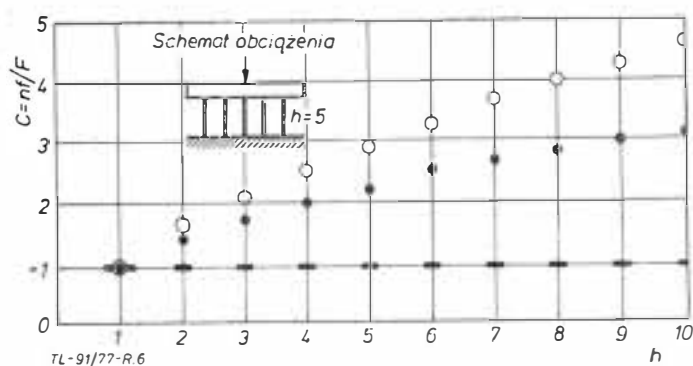
W ostatnich latach Związek Radziecki rozwija współpracę w dziedzinie badań kosmicznych z innymi krajami. W ramach państw socjalistycznych realizuje się program badań kosmicznych — Interkosmos. M. in. w 1973 r. w ramach właśnie tego programu wprowadzono na orbitę satelitę Kopernik-500 z opracowaną w Polsce aparaturą naukową. Przygotowuje się wspólne loty kosmonautów oraz inne eksperymenty służące do lepszego poznania otaczającej nas przestrzeni kosmicznej. Współpraca w ba-

daniach kosmicznych z Francją datuje się od 1967 r. W 1972 r. na pokładzie radzieckiego satelity wprowadzono na orbitę francuską aparaturę naukową. W czerwcu 1977 r. radziecka rakietą nośną ułokowała na orbicie wokółziemskiej francuskiego satelity Signe 3. W 1975 r. świat pasjonował się radziecko-amerykańskim eksperymentem kosmicznym Sojuz-Apollo. Po połączeniu statków na orbicie kosmonauci złożyli sobie wizyty przyjaźni, dokumentując w ten sposób możliwość realizacji wspólnych trudnych przedsięwzięć nie tylko na Ziemi. Również w 1975 r. radziecka rakietą nośną wyniosła na orbitę indyjskiego satelity Aryabhata.

Międzynarodowa współpraca w kosmosie rozwija się z pożytkiem dla wszystkich narodów.

jest dla młodych konstruktorów doskonałą szkołą oszczędnego i lekkiego projektowania. Wynika to również stąd, że w praktyce warunki obciążenia lotni i ultralekkiego skrzydła są dość złożone i wymagają uwzględnienia różnych sytuacji mogących wystąpić w locie oraz przy lądowaniu.

Z uwagi na duże wydłużenie i rozpiętości, do których predystynowane jest sprężyste skrzydło, konieczne jest stosowanie dźwigarów o znacznej długości, przejmujących poważne obciążenia. Niestety, nie ma na to rady, podobnie jak i w innych rodzajach skrzydeł, i możliwe jest tylko polepszenie warunków jego pracy przez podparcie dźwigara za pomocą cięgieł odciągowych oraz przez redukcję napięć w powłoce.



Rys. 6. Wykres ilustrujący oszczędności ciężarowe $c = n \cdot f / F$ wynikające z zastąpienia n długich prętów sciskanych o przekrojach f pojedynczym prętem o przekroju F . Oznaczenia: kółko — długie rury cienkościennie o jednakowej grubości ścianki, kropka — długie pręty pełne o przekroju okrągłym, kreska — krótkie pręty lub rury

Ten ostatni sposób jest bardzo skuteczny i charakterystyczny dla sprężystego skrzydła. Polega on na nadaniu powłoce duże podatności sprężystej, tak by mogła się znacznie wyginać pod wpływem sił aerodynamicznych. Rysunek 7 przedstawia liczbowo wpływ strzałki wygięcia powłoki na wielkość siły ściskającej szkielet przy równomiernym rozkładzie obciążenia q . Pokazuje on, że zależność między tymi wielkościami ma przebieg hiperboliczny, który staje się nieco łagodniejszy przy większym obciążeniu w środku skrzydła niż na końcu. Wykres ten daje się również odnieść do skrzydła typu Rogallo i pozwala wysnuć odpowiednie wnioski na temat wpływu wybrzuszenia i nadadku kątownego powłoki miękkopłata na obciążenie szkieletu.

Przedstawiona na rys. 7 krzywa pozwala także wyrobić sobie pogląd, jak pracuje tradycyjne płócienne pokrycie skrzydła, napięte na zamkniętym w nim dźwigarowo-żebrowym szkielecie. Warunki pracy określa górna część krzywej, umożliwiającą ocenę wielkości sił ściskających dźwigary oraz napięci na temat wpływu wybrzuszenia i nadadku kątownego powłoki miękkopłata na obciążenie szkieletu.

Omawiany wykres nasuwa niedalekie od prawdy spostrzeżenie, że z punktu widzenia wytrzymałościowego sprężyste skrzydło to nic innego, jak górne pokrycie skrzydła unikalnych już samolotów tego typu, pod którego płóciennym pokryciem kilka sąsiadujących ze sobą żeber odczepiono od dźwigarów.

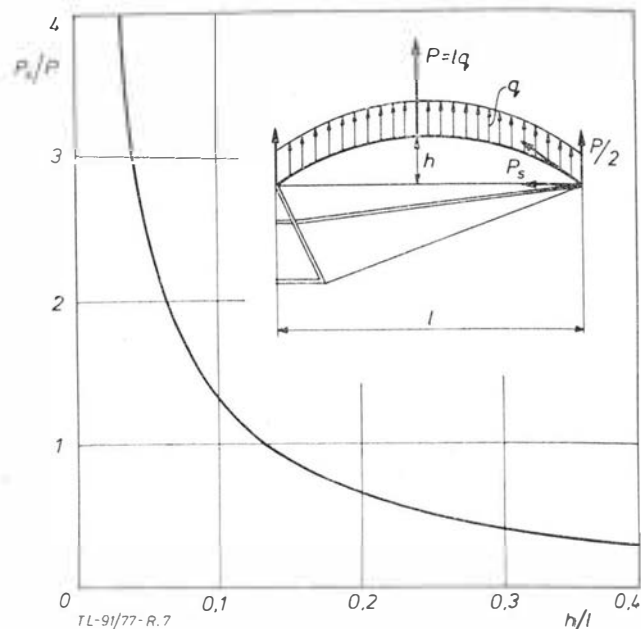
Reasumując dotychczasowe rozważania można stwierdzić, że przy odpowiedniej konstrukcji i optymalnym wykorzystaniu omówionych reguł (będących jednocześnie bardzo użytecznymi kryteriami oceny ultralekkiej konstrukcji) sprężyste skrzydło może być lżejsze od jakiegokolwiek innego skrzydła odbiegającego od zasady spadochronu, która bez wątpienia określa granicę lekkości dla powierzchni nośnych. Korzystne własności wytrzymałościowo-ciężarowe sprężystego skrzydła potwierdzone zostały badaniami wytrzymałościowymi oraz porównaniem ich wyników z własnościami innych rodzajów skrzydeł [3, 4].

Własności statecznościowe

Następną niezmiernie ważną cechą ultralekkich płatów nośnych są ich własności statecznościowe i związana z tym możliwość zastosowania danego rodzaju skrzydła do budowy aparatu latającego o układzie latającego skrzydła. Ze względu na prostotę najbardziej pożądany jest układ czystego latającego skrzydła, bez komplikujących wykonanie i montaż nieciągłości geometrycznych w postaci wyodrębnionych powierzchni ustateczniających. Taki układ latającego skrzydła kryje jednak jeszcze wiele zagadek,

mimo że urzeczywistniony jest niekiedy przez przyrodę u ptaków o słabym upierzeniu ogonowym.

Wśród kilku wyróżnianych rodzajów stateczności statecznej i dynamicznej najważniejszą i przy tym najbardziej złożoną jest tzw. stateczność boczna, określająca zachowanie się aparatu latającego i jego ruch po zakłóceniu jego lotu ustalonego przez nadanie mu pewnego kąta ślizgu wywołanego np. składową boczną podmuchu. Dlatego — pomijając inne rodzaje stateczności — zajmijmy się tu tylko statecznością boczną. Jest ona najistotniejsza dla wolno latających aparatów, które szczególnie narażone są na porywy i zmiany kierunku wiatru wywołane przyczynami termicznymi i konfiguracją terenu. Niekiedy porywy



Rys. 7. Wpływ względnej strzałki wygięcia pokrycia h/l na względne obciążenie szkieletu P_s/P dla stałego obciążenia q

te mają charakter bardzo dużych zakłóceń stanu równowagi, tak że ich analiza teoretyczna — możliwa przy założeniu małego wychylenia — jest wielkim przybliżeniem. Szczególnie niestateczność boczna latającego skrzydła — której objawem są różnego rodzaju ruchy oscylacyjne lub niestabilne, występujące po zakłóceniu — jest bardzo trudna do przewidzenia i analizy teoretycznej.

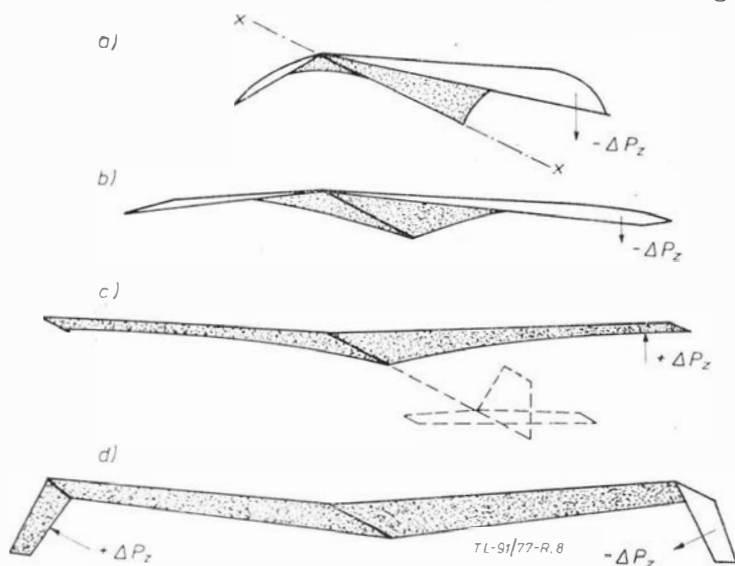
Stan wiedzy w tej dziedzinie jest niezadowalający i dość znamieny, ponieważ — ogólnie ujmując — polega on na możliwości przewidzenia rodzaju niestateczności, ale pod warunkiem znajomości szeregu współczynników aerodynamicznych (tzw. pochodnych aerodynamicznych) z kolei możliwych do otrzymania tylko z pomiarów w locie względnie w wyniku skomplikowanych i precyzyjnych pomiarów tunelowych. Nie ma przy tym skutecznych metod określania tych współczynników na podstawie geometrii obiektu. W ten sposób powstaje rodzaj błędnego koła, którego nie sposób przerwać bez kosztownych badań tunelowych. W tym stanie rzeczy stateczność boczna latającego skrzydła jest jeszcze rodzajem tajemnicy natury, znanej tylko niektórym ptakom, a odkrytej w miękkopłatach dopiero przez dr F. Rogallo, mimo że te ostatnie znane były już w pierwszych latach narodzin lotnictwa*).

Na przykładzie miękkopłata Rogallo dynamiczną stateczność boczną latającego skrzydła (polegającą na samoczynnym ustawianiu się skrzydła w kierunku porywu) można opisać następująco. Po zaistnieniu ślizgu lub porywu bocznego, wyrażającego się zmianą prędkości i kierunku napływu powietrza na skrzydło, przyjmie ono w stosunku do wiatru pozycję pokazaną na rys. 8a. W tej sytuacji na nawietrznym skrzydle powstanie na znacznym ramieniu względem osi $x-x$ niezerowa siła ΔP_z , pochodząca od niezaciemnionych na rysunku części skrzydła o ujemnym wzniosie. Siła ta wywoła natychmiast obrót skrzydła dookoła osi $x-x$ oraz pewien wzrost kąta natarcia uwarunkowany skosem skrzydła, na skutek czego skrzydło wejdzie w zakręt z tendencją ustawienia się nosem w kie-

* W 1894 r. francuski pionier lotnictwa Lavezzari latał na dwukilowym miękkopłacie oparty ramionami na belkach kilowych balansując ciałem, metodą Lilienthala, w szczelinie między kilami.

runku porywu, co jest niezbędnym, choć jeszcze niewystarczającym warunkiem stateczności bocznej.

Podobne, lecz słabsze następstwa ślizgu lub porywu bocznego występują na miękkościach o zwiększonym wydłużeniu i ściętych końcach skrzydła, ale mniej zróżnicowanym wzniosie (rys. 8b). Na skutek wzniosu ujemnego



Rys. 8. Powstawanie siły ustateczniającej — ΔP_z i destabilizującej $+\Delta P_z$ na różnych rodzajach skrzydeł w czasie ślizgu lub podmuchu bocznego: a — typowe skrzydło Rogallo, b — skrzydło Rogallo o dużym wydłużeniu, c — miękkość dwupowłokowa z prostoliniową krawędzią natarcia, d — sztywne, geometrycznie nieciągłe latające skrzydło

tego skrzydła — relatywnie mniejszego niż w typowym skrzydle Rogallo (charakteryzującym się większym nadkładem kątowym powłoki) — odznacza się ono gorszą statecznością boczną, jeżeli ma prostoliniową belkę krawędzi natarcia.

Wreszcie skrzydło z belkami na krawędzi natarcia o kącie rozwarcia bliskim 180° wykaże dodatnią siłę $+\Delta P_z$ i brak stateczności bocznej, dla której uzyskania konieczne będzie wyposażenie go w tradycyjne usterzenie ogonowe, zaznaczone na rys. 8c linią przerywaną. Taki pospolity, ale skomplikowany i ciężki układ zastosowany został właśnie w lotni Eagle III, zbudowanej kilka lat temu w USA [5] w oparciu o badania aerodynamiczne miękkich dwuściennych profili, przeprowadzane w Uniwersytecie Princeton.

Również w przypadku ogólnym dowolnego latającego skrzydła pokazanego przykładowo na rys. 8d, ze skosem lub bez skosu, lecz statecznego podłużnie np. drogą zastosowania samostatecznych profili, konieczne jest do uzyskania stateczności bocznej zastosowanie specjalnych powierzchni ustateczniających. Powierzchnie te — przedsta-

wiające nieciągłość geometryczną skrzydła — charakteryzują się znacznym ujemnym skosem mającym na celu wytworzenie odpowiednio skierowanych sił $-\Delta P_z$ i $+\Delta P_z$ ustateczniających skrzydło. Ten ostatni układ z powierzchniami ustateczniającymi o charakterze dolnych płyt brzegowych jest dlatego coraz częściej stosowany w nowoczesnych lotniach klasy otwartej o sztywnych skrzydłach.

Z powyższych uwag wynika wniosek, że możliwość opracowania prostego, statecznego i bezpiecznego wolno latającego aparatu kryje się przede wszystkim w zastosowaniu lukowo wygiętych, ciągłych geometrycznie płatów nośnych, o częściowo dodatnim i częściowo ujemnym wzniosie, formującym się samoczynnie w czasie pracy sprężystego skrzydła. Zastosowanie takiego zróżnicowanego wzniosu jest warunkiem koniecznym stateczności bocznej czystego latającego skrzydła i zarazem tajemnicą stateczności ptasich bezogonowców. Ujemny wznios końców skrzydeł długoskrzydłych ptaków i towarzyszące mu odpowiednie zwężenie oraz elastyczność połączona z olbrzymim zakresem i możliwościami zmiany geometrii powoduje, że ptaki te nawet w czasie szybowania, a więc bez użycia energii swoich mięśni, doskonale sobie radzą z turbulencją atmosfery i porywami wiatru.

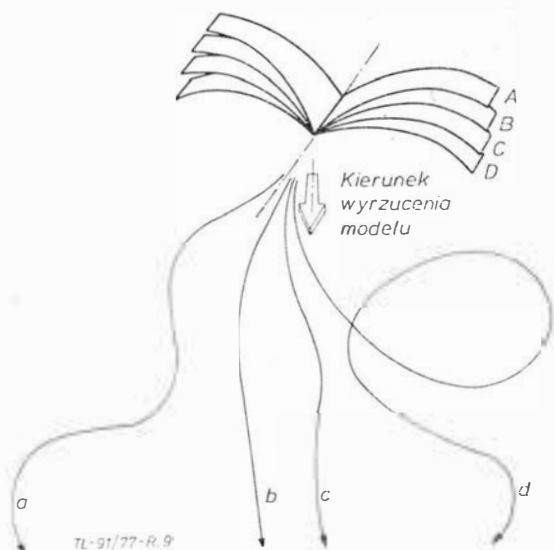
Na podstawie badań wielu latających modeli sprężystych skrzydeł o różnych kombinacjach wzniosów określono wpływ udziału wzniosu dodatniego i ujemnego na dynamiczną stateczność boczną. Próby prowadzone były w ten sposób, że przy różnych stanach wyważenia modele były wyrzucone w spokojne powietrze z określonymi kątami ślizgu, a następnie rejestrowane było zachowanie się modeli. Wyniki badań (przedstawione schematycznie na rys. 9) były następujące:

Począwszy od położenia A końcowej części skrzydła o dużym wzniosie dodatnim początkowa niestateczność holendrowania — polegająca na rosnącej amplitudzie rytmicznych wychyleń na torze lotu a — malała, aż przy położeniu B otrzymywano układ stateczny. Dla tego układu po początkowo lukowym torze lotu model kontynuuje prostoliniowy lot ślizgowy. Przy dalszym powiększeniu ujemnego kąta wzniosu części końcowej skrzydła, tzn. opuszczeniu jej do położenia C, pojawiają się tłumione wychylenia modelu na torze c, zapoczątkowane energicznym wychyleniem modelu w kierunku porywu. Wreszcie przy jeszcze większym wzniosie ujemnym końcówek, odpowiadającym położeniu D, pojawia się typowa niestateczność spiralna na torze lotu d. Dalsze nadmierne opuszczenie lub przedłużenie opuszczanych ku dołowi końców skrzydła uniemożliwiałoby już stateczny prostoliniowy lot, który przy najmniejszym zakłóceniu przechodzi w stromą spiralę.

Opisane podstawowe przypadki niestateczności czystego latającego skrzydła wskazują, że użytkowy obszar stateczności jest bardzo wąski i leży raczej po stronie niestateczności spiralnej, jako bezpieczniejszej od niestateczności holendrowania. Uzasadnione jest to tym, że przy zmianie prędkości i wysokości lotu oraz zmianie kątów natarcia (wyważenia) układ może zbliżyć się do obszaru trudnej do opanowania niestateczności holendrowania o częstości bliskiej częstości wahań ciała pilota podwieszono na uprzęży.

Opisany model stateczności, odnoszący się nie tylko do sprężystego latającego skrzydła, jest oczywiście uproszczony i nie uwzględnia takich czynników, jak wydłużenie, skos, zwężenie płata oraz własności zastosowanego profilu. Jednakże choć czynniki te są bardzo ważne, nie wpływają w sposób istotny na charakter zjawiska opisanego tu tylko jakościowo. Niemniej przy opracowaniu prototypu latającego skrzydła — szczególnie w postaci sprężystego skrzydła o dużym wydłużeniu, przy którym zastrzegają się własności autorotacyjne skrzydła — wszystkie te okoliczności muszą być brane pod uwagę. Jego dobre własności statecznościowe są bowiem wynikiem odpowiedniej kombinacji cech aerodynamiczno-statecznościowych profilu, zwężenia płata, skosu oraz zróżnicowania wzniosu.

Uzyskanie właściwego kompromisu w tym zakresie jest szczególnie ważne w przypadku lotni, które muszą odznaczać się dobrą dynamiczną statecznością boczną również w głębokim przeciągnięciu i spadochronowaniu, a nie tylko możliwością wyprowadzenia ze ślizgu będącego rezultatem utraty stateczności, co jest wystarczające dla samolotów i szybowców. Konieczność tej szczególnej własności lotni pochodzi generalnie stąd, że lotnia z podwieszonym pod nią pilotem może być z natury rzeczy tylko bardzo wolno latającym aparatem o niskim obciążeniu powierzchni nośnej. Stąd przy lataniu wysokim musi mieć zdolność szybkiego obniżenia wysokości w locie spiralnym oraz spado-

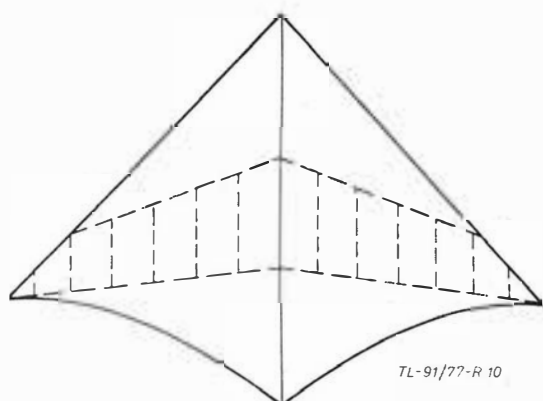


Rys. 9. Zachowanie się w locie ślizgowym czystego latającego skrzydła (modelu sprężystego skrzydła) o różnych kombinacjach wzniosów części środkowej i końcowej skrzydła, po zakłóceniu stateczności bocznej

chronowaniu, co jest konieczne przy nagłym pogorszeniu warunków meteorologicznych. Również przy lataniu niskim przeciągnięcie jest manewrem poprzedzającym przyziemienie i konieczne jest wtedy, gdy okoliczności wymagają lądowania na punkt lub gdzie miejsce lądowania otoczone jest przeszkodami terenowymi. Te ostatnie, jak wiadomo, generują zawirowanie stanowiące duże zakłócenie ruchu ultralekkiego szybowca, szczególnie niebezpieczne w przeciągnięciu. Wreszcie trzecią bardzo pospolitą sytuacją, w której stateczne przeciągnięcie jest konieczne, są błędy pilotażu, nieuniknione przy nauce latania. Ponieważ sport lotniowy ma charakter powszechnie dostępnej dyscypliny, okoliczność ta musi być poważnie brana pod uwagę.

Szczególnie trudne żądania statecznościowe stawiane lotniom wymagają bardzo złożonej geometrii płata nośnego, który przede wszystkim musi być pokaźnie łukowo lub łamane wygięty. Sprężyste skrzydło rozwiązuje ten problem w sposób najprostszy, bez komplikacji konstrukcyjnych niezbędnych w innych rodzajach skrzydeł. Według uzyskanych doświadczeń, wygięcie to (określone wartością h/l) nie powinno być mniejsze od 0,15 i może dochodzić do 0,30 długości skrzydła, co zapewnia niskie obciążenie szkieletu (rys. 7).

Na marginesie warto zwrócić uwagę, że pewien postęp w dziedzinie powiększania osiągow konwencjonalnych miękkołatów oraz zwiększenie ich wydłużenia możliwy jest jeszcze przez zastosowanie załamanych lub wygiętych belek krawędzi natarcia, co zapoczątkowane zostało przez M. Riggs'a w jego dość szeroko rozpowszechnionej lotni Seagull III.



Rys. 10. Powinowactwo geometryczne sprężystego skrzydła i skrzydła Rogallo

Uwagi na temat stateczności latającego skrzydła wskazują, że dobra dynamiczna stateczność boczna wygiętego łukowo sprężystego skrzydła w szerokim zakresie kątów natarcia jest organicznie z nim związana, podobnie jak jest ona związana z miękkołatem Rogallo o małym wydłużeniu. To powinowactwo statecznościowo-aerodynamiczne obu tych rodzajów skrzydeł naświetla rys. 10, wskazujący, że pod względem geometrycznym sprężyste skrzydło może być uważane za wyposażony w profilowe żebra najbardziej wartościowy wycinek skrzydła Rogallo.

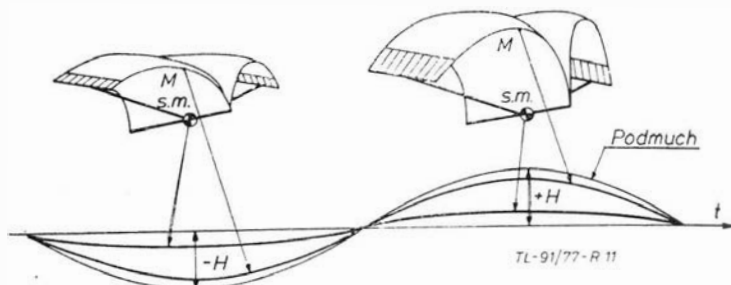
Własności dynamiczne

Korzystne są również dynamiczno-wytrzymałościowe cechy sprężystego skrzydła. Istota ich polega na tłumieniu obciążeń dynamicznych występujących przy porywach lub brutalnym sterowaniu i sprowadza się do zmniejszenia amplitudy wychyleń środka masy całego układu. Ilustruje to rys. 11, na którym na osi czasu t pokazano zachowanie się skrzydła przy sinusoidalnym porywie powietrza w zakresie pionowych przemieszczeń powietrza od $-H$ do $+H$. Dzięki sprężystości powłoki i wzrostowi jej wybrzuszenia, wychYLENIA ŚRODKA MASY UKŁADU $s.m.$ będą mniejsze od pionowego przemieszczenia powłoki, która zachowuje się podobnie jak bardzo lekkie koło miękko resorowanego pojazdu przy jeździe po wyboistej drodze. Zgodnie z wykresem na rys. 7, tego rodzaju „resorowanie” powstrzymuje wzrost obciążeń w szkielecie oraz w powłoce, powiększając w ten sposób bezpieczeństwo i komfort lotu w turbulentnej atmosferze.

Wyjaśnia to rys. 11, na którym podano również przemieszczenie środka masy $s.m.$ oraz punktu M maksymalnego wygięcia powłoki. Bezpośrednią przyczyną występującego zmniejszenia obciążeń jest redukcja amplitudy wychyleń środka masy układu, a w następstwie tego zmniejszanie jego przyspieszeń i stąd sił działających na środek

masy oraz w efekcie końcowym — naprężeń w powłoce i szkielecie.

Występująca okresowo akumulacja energii w odkształceniu sprężystym powłoki, w czasie porywu dodatniego, przy umiejętnym sterowaniu może być wykorzystywana z wysoką sprawnością [6] po ustaniu porywu. Stwarza to możliwości wykorzystywania energii porywów pionowych i poziomych do napędu szybowca i poprawienia tą drogą jego osiągow. Ten sposób szybowania (zwany dynamicznym) wymaga bardzo lekkich płatów nośnych i jak dotychczas przeszkodą w jego urzeczywistnieniu były nadmierne masy i niedostateczne podatności sprężyste skrzydeł szybowców i występujące przy tym efekty drganiowe i bezwładnościowe oraz związana z nimi niedostatecznie szybka reakcja skrzydeł na podmuchy.



Rys. 11. Zachowanie się sprężystego skrzydła przy sinusoidalnym podmuchu pionowym

Niekorzystne efekty ograniczające korzyści występowały wyraźnie np. w stosunkowo ciężkim szybowcu konwencjonalnym A-9 o masie w locie ok. 400 kg, ze sprężystym zamocowaniem skrzydeł, opracowanym szereg lat temu w ZSRR przez A. Manockowa [7].

Sprężyste skrzydło, którego masa powłoki wyniesi zaledwie kilka kilogramów, rokuje duże możliwości uniknięcia tych niekorzystnych zjawisk i urzeczywistnienia wreszcie dynamicznego szybowania, będącego w pierwszych latach rozwoju sportu szybowcowego przedmiotem dużego zainteresowania. Należy zaznaczyć przy tym, że miękkołaty ze sztywną krawędzią natarcia nie stwarzają takich możliwości, ponieważ deformacje ich powłok mają w minimalnym — i to niepożądanym — stopniu charakter odkształceń sprężystych. W głównej mierze jest to „miękkie” układanie się względnie falowanie tkaniny pod wpływem sił aerodynamicznych, zanikające z chwilą osiągnięcia stanu napięcia. Natomiast możliwe uelastycznienie miękkołata Rogallo lub innego rodzaju skrzydła przez stworzenie możliwości wychyleń skrzydeł dookoła osi symetrii powoduje trudności statecznościowe wywołane zmianami wzniosu.

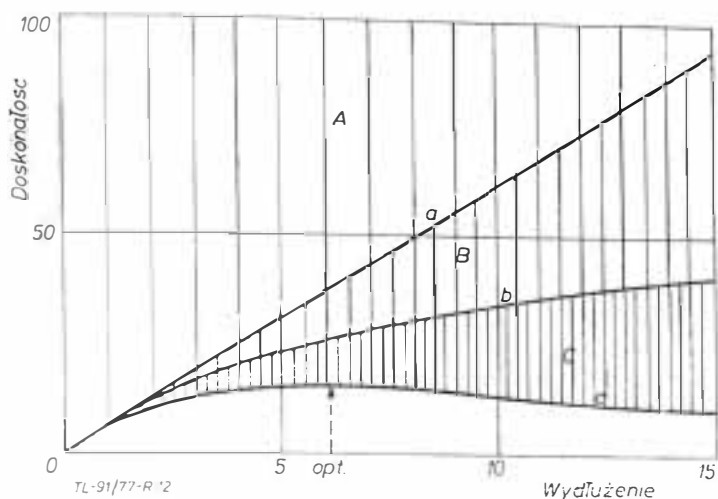
Osiągi

Głównym parametrem charakteryzującym osiągi skrzydła i szybowca jest ich maksymalna doskonałość aerodynamiczna. Zależy ona od następujących czynników: oporu indukowanego, doskonałości zastosowanych profili skrzydła lub ich oporu profilowego oraz oporu szkieletu. Wpływ tych czynników na doskonałość określonego typu ultralekkiego skrzydła przedstawiony został przykładowo na wykresie rys. 12.

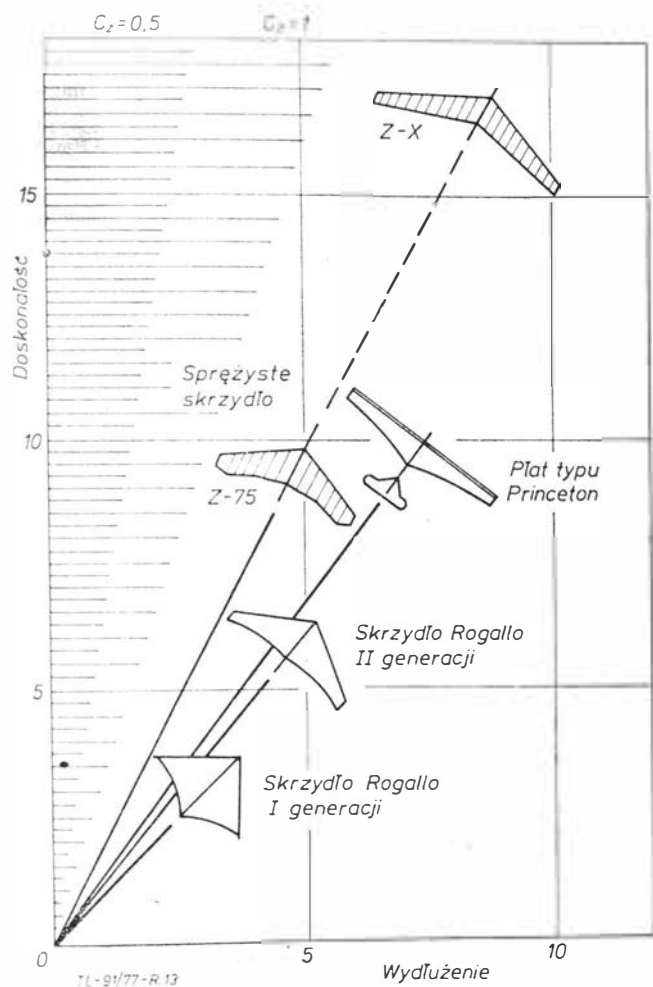
Opór indukowany jest ceną płaconą za wytworzenie siły nośnej przez skrzydło o określonej rozpiętości i może być zmniejszony głównie przez powiększenie wydłużenia. Odejście od niekorzystnego, trójkątnego obrysu pozwala zmniejszyć go tylko o kilka procent, zaś zastosowanie specjalnych skrzydełkowych rozpraszaczy wirów na końcach skrzydła pozwala obniżyć go o dalsze kilkanaście procent. Wpływ oporu indukowanego na doskonałość skrzydła wyraża linia a , powyżej której leży obszar A fizycznie niemożliwych do osiągnięcia doskonałości.

Powyżej linii b można wyróżnić poszerzający się z wydłużeniem obszar B oddziaływania doskonałości profili na ogólną doskonałość skrzydła. Ten kształt obszaru wskazuje na rosnący z wydłużeniem wpływ doboru profili na doskonałość skrzydła.

Podobnie kształt obszaru C wskazuje na rosnący z wydłużeniem wpływ oporu szkieletu na ogólną doskonałość ultralekkiego skrzydła. Jej wartość wynikowa zmienia się z wydłużeniem według krzywej c , która dla pewnego optymalnego wydłużenia osiąga maksimum. Istnienie tego maksimum tłumaczy się tym, że powyżej pewnej wartości wydłużenia straty wynikające ze wzrostu oporu szkieletu przekraczają zyski pochodzące ze spadku oporu indukowanego.



Rys. 12. Wpływ oporu indukowanego (pole A), doskonałości lub oporu profilu (pole B) oraz oporu szkieletu (pole C) na doskonałość określonego typu ultralekkiego skrzydła



Rys. 13. Porównanie osiągnięć różnych typów skrzydeł

Jak wynika z wykresu, polepszenie osiągnięć ultralekkiego skrzydła uwarunkowane jest zastosowaniem dobrych aerodynamicznie profili, czego przykładem są nowe profile lukowe typu Liebecka, rokujące doskonałości rzędu kilkuset [5]. Profile te są wprawdzie mało wrażliwe na niedoskonałości wykonania, ale nie nadają się do zastosowania np. w postaci samobudujących się profili miękkościopłatów.

Pokaźną rezerwą doskonałości sprężystego skrzydła jest jego szkielet, który może być wykonany z pożytkiem również dla wytrzymałości z profilowych lub oprofilowanych rur o zmniejszonej powierzchni czołowej.

Można stwierdzić, że przy wydłużeniach większych od ok. 6, rozwiązaniem wyraźnie ciężarowo i osiągowo najkorzystniejszym wśród ultralekkich skrzydeł staje się układ sprężystego skrzydła. Jego przewagę uwidacznia wykres na rys. 13, na którym w układzie tych samych co rys. 12 współrzędnych, lecz na zmienionej skali doskonałości, ozna-

czono liniami oraz sylwetkami zakresy osiąganych doskonałości kilku typów ultralekkich szybowców. Na wykresie zakresowane pole oznacza obszar, który na skutek występowania oporu indukowanego jest fizycznie niemożliwy do osiągnięcia. Rozmyta granica tego obszaru zależy od optymalnej wartości współczynnika siły nośnej C_z , będącego cechą zastosowanych profili. Osiągi rzeczywiste wszystkich praktycznie zrealizowanych skrzydeł mogą zatem tylko zbliżyć się do tej granicy, w stopniu uzależnionym od jakości aerodynamicznej profili i szkieletu skrzydła włącznie z bryłą ciała pilota, którego opór wpływa na osiągi lotni w zbliżony sposób jak szkielet [6]. Przyjmując liniową zależność doskonałości od wydłużenia można dla rozpatrywanych typów skrzydeł określić ich kątową odległość α od linii granicznej. Kąt ten jest miarą osiągnięcia aerodynamicznego reprezentowanego przez dany typ skrzydła lub ultralekkiego szybowca. Wykres uwidacznia korzystne cechy aerodynamiczne sprężystych skrzydeł w porównaniu z nieujębrowanymi skrzydłami Rogallo obu generacji oraz w porównaniu z dwupowłokowym skrzydłem o samobudującym się profilu typu Princeton, zastosowanym w szybowcu Eagle II. Ekstrapolacja danych Z-75 oraz analiza możliwości sprężystego skrzydła pozwala przedstawić na tym wykresie również perspektyw dalszego rozwoju sprężystych skrzydeł i opartych na ich zastosowaniu ultralekkich aparatów latających.

Mówiąc o osiągnięciach i perspektywach rozwoju trzeba zwrócić uwagę na ich zależność od poziomu technologicznego. Technologia wykonania wpływa decydująco na masę warunkującą z kolei własności użytkowe składanego skrzydła. Pod tym względem perspektywy rozwoju i polepszenia osiągnięć sprężystego skrzydła są bardzo duże i wiążą się z nowymi, bardziej wytrzymałymi włóknami i tkaninami syntetycznymi o zmniejszonej grubości; z nowymi wysokowytrzymałymi stopami (jak np. metale maraging) na cęgna, sworznie, śruby i okucia; z nowymi lekkimi tworzywami spienionymi i przekładkowymi na zębra i owiewki oraz stopami lekkimi o zwiększonym module sprężystości i wytrzymałości, z przeznaczeniem na rury i okucia. Postęp w tych dziedzinach powoduje, że realne są już obecnie masy jednostkowe sprężystego skrzydła znacznie mniejsze od 1 kg/m^2 powierzchni oraz znaczne uproszczenia konstrukcji w stosunku do Z-75.

Zastosowanie

Mimo, że stale jeszcze rosną prędkości eksploatacyjne wielu typów aparatów latających i szybki transport lotniczy wkroczył już dawno do naszego codziennego życia, obserwuje się rosnące zapotrzebowanie i zainteresowanie wolno latającymi samolotami i szybowcami. Okoliczność ta w połączeniu z coraz silniejszymi wymaganiami ekonomicznymi i funkcjonalnymi dzisiejszej doby stwarza możliwości wielu efektywnych zastosowań sprężystego skrzydła [1, 3, 4]. Można przypomnieć, że dotyczą one zarówno aparatów bezsilnikowych jak i silnikowych, takich jak lotnie, szybowce, żagłolizgi, samoloty do szkolenia, rekreacji i inspekcji powietrznej oraz samoloty rolnicze.

Oczywiście najbardziej dostępne i łatwe do realizacji jest zastosowanie lotni, na których skupiona jest obecnie uwaga. Drugim pasjonującym zastosowaniem sportowym, będącym dosłownie w zasięgu ręki, są teoretycznie szczególnie już przeanalizowane i praktycznie zapoczątkowane żagłolizgi [8, 9]. Takie skojarzenie lotni z jednostką żaglową stwarza możliwości osiągnięcia prędkości większych niż przy zastosowaniu konwencjonalnego żagla i stosunkowo bardzo bezpiecznego latania tuż nad powierzchnią wody. Sprzęt ten nie wymaga zbyt dużych nakładów na badania i rozwój i może przetrzeć drogę do innych zastosowań sprężystego skrzydła.

Problemy

Sprężyste skrzydło, mimo że jest tak atrakcyjne pod względem osiągnięć i prostoty budowy, stwarza jednak wiele poważnych i złożonych problemów natury teoretycznej i praktycznej, wymagających rozwiązania już w etapie jego projektowania.

W zakresie szkieletu głównym problemem jest zapewnienie sztywności bardzo długiego dźwigar i chronienie go przed nadmiernymi siłami ściskającymi. Drugim problemem związanym ze szkieletem jest przeciwdziałanie nadmiernym oporom aerodynamicznym przez zmniejszenie przekroju czołowego, zastosowanie oprofilowania oraz ograniczenie liczby cięgieł podpierających.

Jeżeli chodzi o powłokę, to występujące problemy są liczne i dość subtelnej natury. Wiążą się one z koniecznością pokazanych odkształceń, które są korzystne ze względów wytrzymałościowych i statecznościowych, ale wywołują szereg komplikacji obliczeniowych oraz potrzebę określenia ich i panowania nad nimi w każdych warunkach obciążenia.

Sprawą szczególnie złożoną jest współpraca pokrycia z jego sprężystym zamocowaniem oraz żebrami. Te ostatnie są niezbędne w każdym pokryciu powłokowym skrzydła o zwiększonym wydłużeniu, gdy kształt profilu (zgodnie z rys. 12) zaczyna odgrywać znaczną rolę. Przy tym ustrój powłokowy, oparty na zastosowaniu z natury rzeczy anizotropowej tkaniny, jest bardzo wrażliwy na niedokładności wykonania, tak że np. kilkustopniowe odchylenie kierunku napęcia maksymalnego od kierunku włókien powoduje już powstawanie niedopuszczalnych fałd, tym większych, im gorzej stabilizowana jest tkanina. Niestety tkaniny, ze względu na dużą wytrzymałość materiałów włóknistych o uporządkowanym kierunku włókien, są jedynym materiałem nadającym się do wykonania powłoki.

Innym problemem jest dobór sprężystych elementów mocujących, które powinny się charakteryzować zarówno pokazną podatnością sprężystą jak i znacznym napięciem wstępnym. Oznacza to konieczność stosowania elementów o malej stałej sprężystej i odpowiednim jej rozkładzie wzdłuż cięciwy oraz dużym odkształceniu wstępnym. Sprawę tę może generalnie uprościć jednopunktowe zamocowanie końca powłoki do szkieletu.

Zasygnalizowane problemy dotyczą wyraźnie strony projektowo-konstrukcyjnej skrzydła, a nie wykonania, które jest stosunkowo proste i łatwe. Znaczenie tych problemów jest tak duże, że decydują one o efekcie końcowym, jakim jest zachowanie się skrzydła w locie. O ich trud-

ności mówi okoliczność, że mimo wielu usiłowań w kraju i za granicą, poza rodziną skrzydeł Z-70, -71, -73, -75, -76, nie powiodła się dotąd budowa skrzydła w pełnym znaczeniu sprężystego. Dlatego też rozwój jego jest powolny, na co wpływają również bardzo skromne dotąd środki finansowe i techniczne. Pewnym wartym odnotowania wyjątkiem jest firma Whitney Eriterpise w USA, która wyprodukowała zbliżoną do sprężystego skrzydła lotnię Porta Wing z cięgnem na krawędzi natarcia zamiast rury, uzasadniając swą konstrukcję polskimi publikacjami na temat sprężystego skrzydła [10]. Sprzedano ok. 1000 egzemplarzy tej lotni.

Wydaje się, że przedstawione informacje dotyczące sprężystego skrzydła i zagadnień z nim związanych wyjaśniły, dlaczego stanowi ono w szerokim zakresie bardzo interesujący temat i jest technicznie i użytkowo frapujące.

LITERATURA

1. J. WOLF; Sprężyste skrzydło. BIIL — Biuletyn Informacyjny Instytutu Lotnictwa nr 6/1972.
2. J. WOLF; Z-75 szybowiec doświadczalny — lotnia, *Technika Lotnicza i Astronautyczna* nr 10/1976.
3. J. WOLF; The Stretched — Membrane Sailing. *Technical Soaring* April 1973.
4. J. WOLF; Badania sprężystego skrzydła. Prace Instytutu Lotnictwa nr 56/1973.
5. J. WOLF; Lotnictwo małych prędkości i ultralekkie szybownictwo BIIL — Biuletyn Informacyjny Instytutu Lotnictwa nr 3/1975.
6. J. WOLF; The Technological Prospects for Oscillating-Wing Propulsion of Ultralight Gliders. *AIAA Paper* nr 74-1028/1974.
7. J. SWIDZINSKI; Szybowiec z ruchomymi skrzydłami. *Technika Lotnicza i Astronautyczna* nr 5/1951.
8. J. WOLF; The Basic Mechanics of Sailing Surface Skimmers and their Future Prospects. *Hovering Craft and Hydrofoil* nr 6, March 1972.
9. J. WOLF; Szybciej od wiatru z napędem żaglowym. *Horyzonty Techniki* nr 2/1973.
10. E. PAUL; Whitney's Porta Wing. *Hang Glider Weekly* nr 47/1975.

Wspomnienie o kapitanie Chorzewskim

Wykrusza się najstarsze pokolenie naszych lotników. Ostatnio we Włochach pod Warszawą zmarł Kazimierz Chorzewski, kolega i towarzysz bliski sereu lotników starszej generacji, długoletni członek i prezes Warszawskiego Klubu Seniorów Lotnictwa Aeroklubu PRL.

Właściwie, żeby poznać Jego umiłowanie lotnictwa i pasję latania — jakże często na styku życia i śmierci — wystarczyłoby przeczytać wspomnienia, opublikowane w uroczej książce pod tytułem: *Z dawnych lotów* (Wyd. Ministerstwa Obrony Narodowej, Warszawa 1975).

Kazimierz Chorzewski urodził się w 1903 r. w Kijowie, maturę uzyskał na Wilnie, po czym studiował mechanikę na Politechnice Warszawskiej i Lwowskiej. Właśnie we Lwowie rozpoczęło się Jego życie lotnicze: w 1927 r. był współorganizatorem lotnictwa sportowego, zaś w następnym roku — wraz ze Szczepanem Grzeszczykiem — odkrywa pierwsze, historyczne szybownictwo pod Złoczowem. I w Jego obecności padł tam pierwszy rekord Polski: 4 minuty i 13 sekund lotu! Wkrótce ukończył cywilny teoretyczny i praktyczny kurs pilotażu motorowego, a już w 1930 r. w Szkole Podchorążych Rezerwy Lotnictwa otrzymał dyplom pilota wojakowego.

Teraz Chorzewski angażuje się w Aeroklubach i pracuje jako pilot-instruktor we Lwowie i Gdańsku, kieruje szkołą pilotów w Gdańsku, organizuje i prowadzi Komitet Szybowcowy Aeroklubu Rzeczypospolitej Polskiej. W dwóch lotniczych zimowych konkursach w Lublinie i Białej Podlaskiej (w latach 1931 i 1933) zajmuje pierwsze miejsce. Wreszcie — w maju 1933 r. — otrzymuje zaszczytne, lecz niebezpieczne zajęcie w Doświadczalnych Warsztatach Lotniczych jako fabryczny pilot oblatywacz słynnych samolotów RWD.

Zawód oblatywacza rozpoczął Kazimierz Chorzewski na zbudowanym na przełomie

lat 1932/1933 samolocie szkolno-turystycznym RWD-8 z silnikiem angielskim Cirrus 105 KM oraz z polskim Juniorem, prototypem z Państwowych Zakładów Inżynierskich (zbudowanym na licencji czeskiej Waltera). W ciągu 2,5 lat pracy dla spółki konstruktorów Stanisława Rogalskiego, Stanisława Wigury i Jerzego Drzewieckiego — odbył Chorzewski 240 godzin lotów doświadczalnych, oblatując samoloty RWD-8, RWD-9 i RWD-10.

Orzeczenie Centrum Badań Lotniczo-Lekarskich (CBLL — t.zw. wówczas Cebula) położyło kres tej pracy. Dopatrzone się bowiem u pilota wady serca, która przesądziła, iż nie mógł być już pełnowartościowym lotnikiem. Znalazł się więc na wirażu, lecz, jak pisze w swych wspomnieniach: *nie chciałem zrywać z lotnictwem, zbyt głęboko tkwiło ono we mnie*. Chorzewski decyduje się skorzystać z propozycji inż. St. Krzyżkowskiego — dyrektora technicznego PLL LOT (uczynionej mu jeszcze w 1933 r.), zgłasza się do LOT-u i 1 grudnia 1935 r. rozpoczyna w tym przedsiębiorstwie trzymiesięczny kurs kierowników ruchu lotniczego.

Ze swoim bogatym doświadczeniem pilota i z nową wiedzą w zakresie wprowadzanej właśnie w Europie radionawigacji pracuje kolejno jako kierownik ruchu w Warszawie, w Krakowie i — w 1938 i 1939 r. — jako szef bezpieczeństwa lotniczego w dyrekcji PLL LOT w Warszawie.

W pierwszych dniach września 1939 r. Chorzewski przeprowadza ewakuację urządzeń oraz sprzętu z lotniska okęckiego i 6 września zostaje przydzielony do Naczelnego Dowództwa Lotnictwa. Z kolei spotyka go zwykły los Polaka z okresu wojny: dostaje się do niewoli i do obozu jenieckiego, potem ucieka i ukrywa się w Warszawie, pracuje jako robotnik, handluje...

Od grudnia 1939 r. do września 1944 r. Chorzewski należy do tajnych organizacji

warszawskich (ZWZ, PZP, AK) i działa w konspiracji: jest oficerem lotnictwa przy Komendzie Głównej Lotnictwa Armii Krajowej, prowadzi wykłady i wydaje skrypty z dziedzin lotniczych. Aresztowany przez Niemców przeszedł przez obozy w Oświęcimiu, Mauthausen i Gusen; uwolniony 16 czerwca 1945 r. powraca do Warszawy, gdzie w dwa dni później rozpoczyna pracę w Polskich Liniach Lotniczych LOT, na stanowisku kierownika ruchu. Wkrótce obejmuje Referat Ruchu i wreszcie zostaje naczelnikiem Wydziału Nawigacji.

W latach 1949-1959 ma przerwę w swym lotniczym życiorysie. W tym okresie pracuje w inspekcji budownictwa, jest pracownikiem fizycznym i redaktorem wydawnictw handlowych. Wreszcie wraca do lotnictwa i obejmuje stanowisko starszego inspektora do spraw ruchu w Zarządzie Ruchu Lotniczego i Lotnisk Komunikacyjnych Ministerstwa Komunikacji.

Praca zawodowa nie przeszkodziła Chorzewskiemu w działalności społecznej. Był współorganizatorem Klubu Seniorów Lotnictwa i jego czynnym członkiem, zaś przez pięć lat przewodniczącym Oddziału Warszawskiego KSL. Dzięki Jego inicjatywom i niezmordowanej energii działalność Klubu była bardzo ożywiona.

Miarą zasług i pracy Kazimierza Chorzewskiego są otrzymane odznaczenia: Krzyż Kawalerski Orderu Odrodzenia Polski, Zasłużonego Działacza Lotnictwa Sportowego i inne.

Niedomoga serca, stwierdzona u Chorzewskiego przez lekarzy CBLL, ostatnio stała się pogłębiała. Choroba nie była już do wyleczenia i wreszcie to serce pilota, które pół wieku było dla lotnictwa, 1 kwietnia 1977 roku bić przestało i opuścił nas na zawsze.

W.Z.

Samolot akrobacyjny i do nauki akrobacji

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, dwumiejscowy dwupłat ze stałym podwoziem. Płat. Oba skrzydła o obrysie prostokątnym zakończone półkoliście. Skrzydła górne mają niewielki skos do tyłu, wynoszący 7° i rozpoczynający się od krótkiego baldachimu o rozpiętości równej szerokości kadłuba. Skrzydło dolne bez skosu. Skrzydło górne bez wzniosu, wznios skrzydła kadłuba dolnego 4,7°. Profil obu skrzydeł symetryczny — NACA 6400, modyfikowany. Ciężarówka skrzydeł 1,02 m. Konstrukcja skrzydeł mieszana, dwudźwigarowa — dźwigary i zebra drewniane, pokrycie noska i listwa spływu z blachy duralowej, reszta pokrycia z tkaniny dakronowej. Drewniany szkielet skrzydła jest usztywniony wykrzywianiami z drutu stalowego. Konstrukcja lotek: szkielet duralowy, pokrycie noska z blachy duralowej, reszta pokrycia — tkanina dakronowa. Lotki są wyważone aerodynamicznie i zawieszone w dwóch punktach każda. Skrzydło górne podparte jest na kratowej piramidce baldachimu, wychodzącej z kadłuba. Każde ze skrzydeł dolnych mocowane jest do kadłuba również w dwóch punktach. Skrzydła dolne i górne są wzajemnie połączone oprofilowanymi słupkami o kształcie dwuteowym. Słupki wykonane są z rury stalowej z przyspawanymi wspornikami. Zamknięcie sił w całej strukturze płata następuje poprzez wykrzywiania z profilowanego stalowego drutu, biegnące od dolnych przednich wsporników słupków do tylnego węzła baldachimu oraz od górnych przednich węzłów słupków do przednich węzłów mocowania podwozia. Na skrzydłach dolnych przy kadłubie chodnik zabezpieczający. Na lewym dolnym skrzydle w płaszczyźnie słupka umieszczona jest rurka Pitotola.

Kadłub. Konstrukcja czteropodłużnicowa, kratownicowa, wielogrodziowa, spawana z rur ze stali 4130. Do kratownicy przymocowany jest lekki duralowy szkielet, napinający pokrycie wykonane z tkaniny oraz podtrzymujący pokrywę kadłuba wykonaną z blachy, montowane na nim za pomocą szybkorozłącznych zamków wkrętowych (camloc). Kabiny pilotów umieszczone jedna za drugą są odkryte, zaopatrzone tylko w wiatrochrony. W razie potrzeby wiatrochron przedniej kabiny może być zdemonstrowany, a kokpit zakryty pokrywą. Obie kabiny są bardzo prosto wyposażone, a tablice przyrządów zawierają tylko podstawowe, niezbędne przyrządy pilotażowe. Za siedzeniem tylnym znajduje się miejsce na bagaż (do 9 kg) i akumulator (12 V).

Usterzenie. Oba usterzenia, utrzymane w układzie klasycznym, mają obrys zbliżony do eliptycznego. Profil płaski. Konstrukcja stateczników i sterów spawana z rurek stalowych, pokrycie — tkanina dakronowa. Ster wysokości zaopatrzone w trymer, ster kierunku — w płytkę regulacyjną ustawianą na ziemi. Usterzenie jest usztywnione profilowymi drutami, łączącymi wzajemnie stateczniki i kadłub.

Sterowanie. Sterowanie lotkami linkowe, prowadzone w skrzydle dolnym. Lotki dolnego i górnego skrzydła wzajemnie połączone. Sterowanie sterem kierunku — linkowe, sterem wysokości — ciągnowe, trymerem steru wysokości i kółkiem ogonowym — linkowe.



Fot. F. Bergese

Podwozie. Stałe, trójkątowe, ze sterowanym kółkiem ogonowym. Golenie podwozia głównego spawane z rur stalowych ma kształt litery V. Podwozie główne amortyzowane. Koła podwozia głównego są wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne i osłonięte kropłowymi owiewkami. Goleń podwozia tylnego sprężysta, typu resorowego.

Zespół napędowy. Chłodzony powietrzem, płaski, czterocylindrowy silnik z pompą wtryskową Avco Lycoming IO-360-A1A o pojemności skokowej 5920 cm³ i mocy 149 kW (200 KM) przy obrotach 282,74 s⁻¹ (2700 obr./min). Sucha masa silnika — 133 kg. Śmigło metalowe dwupłatowe nastawne Hartzell o średnicy 1,88 m z piastą HC-C2YK-4/C766A-2, sterowane hydraulicznie. Pokrywy silnika z blach duralowych. Wyloty kolektorów spalin skierowane ku dołowi.

Instalacja paliwowa i olejowa. Owalny zbiornik paliwowy w kadłubie nad podwoziem. Pojemność zbiornika — 90,5 l. Paliwo — benzyna lotnicza o liczbie oktanowej 100/130. Zbiornik wyposażony jest w paliwomierz pływakowy. Układ pobierania paliwa ze zbiornika przystosowany do lotów odwróconych, podobnie jak i układ olejowy. Pojemność zbiornika oleju — 7,5 l.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Curtis H. Pitts rozpoczął projekt swego pierwszego samolotu akrobacyjnego w roku 1942. Samolot ten wyposażony był w silnik o mocy 67 kW (90 KM). Konstruktor nadał mu oznaczenie 190 Special. Następny jego samolot o podobnej konstrukcji napędzany był silnikiem Lycoming 0-290-D o mocy 93 kW (125 KM). Zbudowano również drugi jego egzemplarz, na którym pilotka Joyce Case dwukrotnie zdobyła kobiece mistrzostwo USA w akrobacji lotniczej. Następne kolejne modyfikacje dokonywane przez różnych konstruktorów (na ogół będących

równocześnie pilotami akrobacyjnymi) szły dalej w kierunku podwyższenia mocy zespołu napędowego. Stosowano kolejno silniki Lycoming 125 kW (170 KM), Lycoming 134 kW (180 KM). Był to jednak już kres możliwości samolotu o tej koncepcji. Na dalsze zwiększanie mocy zespołu napędowego nie pozwalała już konstrukcja samolotu (przy założeniu zachowania dotychczasowych współczynników obciążenia). W roku 1964 Curtis Pitts wspólnie z Gene Dearingiem przystąpili do prac projektowych nad nową wersją samolotu. Główne zmiany objęły skrzydła — zastosowano profil symetryczny w miejsce dotychczasowego M-6 oraz lotki na obu płatach (poprzednio lotki były tylko na dolnym płacie). Wkomponowano w kadłub drugą kabinę pilota, przez co samolot uległ powiększeniu o ok. 15%. Nowy, dwumiejscowy typ oznaczono S-2 Special. Pierwszy prototyp S-2 Special miał silnik Lycoming IO-340-B4A o mocy 134 kW (180 KM). Został on oblatany w 1967 r. Jednomiejscowa jego wersja otrzymała oznaczenie S-1S. Na samolocie S-1S startował Bob Herendeen na V mistrzostwach świata w akrobacji lotniczej w Magdeburgu. Na następnych mistrzostwach świata w Hullavington latający na S-1S Mary Gaffaney i Bob Herendeen zajęli I i II miejsce. Po zakończeniu odpowiedniego postępowania formalnego samolot uzyskał świadectwo typu FAA z dopuszczalnym współczynnikiem obciążenia n=9. Obecnie istnieją trzy podstawowe wersje omawianego samolotu. Wersje S-1C i S-1D (prawie identyczne) produkowane są w postaci zestawów do samodzielnego montażu przez odbiorcę w wytwórni Pitts Aviation Enterprises Inc. Wytwórnia Aerotek Inc w Afton (Wyoming) produkuje pod nadzorem FAA zestawy do montażu i gotowe samoloty S-1S oraz dwumiejscowe S-2A (te wyłącznie jako gotowe). W 1974 r. produkcja miesięczna wynosiła 2 samoloty.

DANE TECHNICZNE (w nawiasach dla porównania dane wersji S-1C)

Wymiary

Rozpiętość skrzydła górnego	6,10 (5,28) m
Długość	5,41 (4,72) m
Wysokość	1,94 (1,91) m
Powierzchnia nośna	11,60 (9,15) m ²

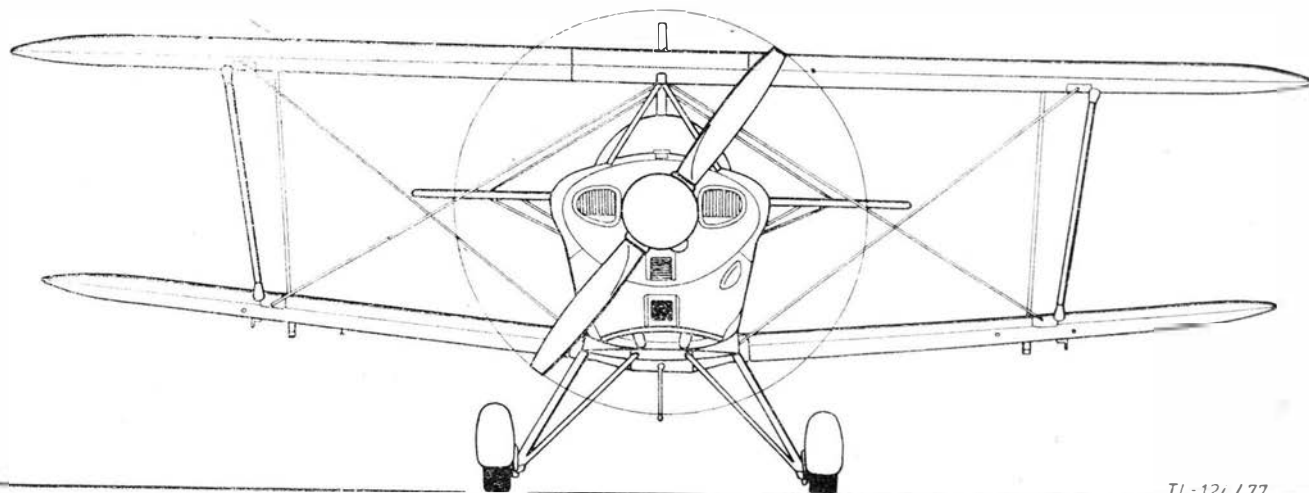
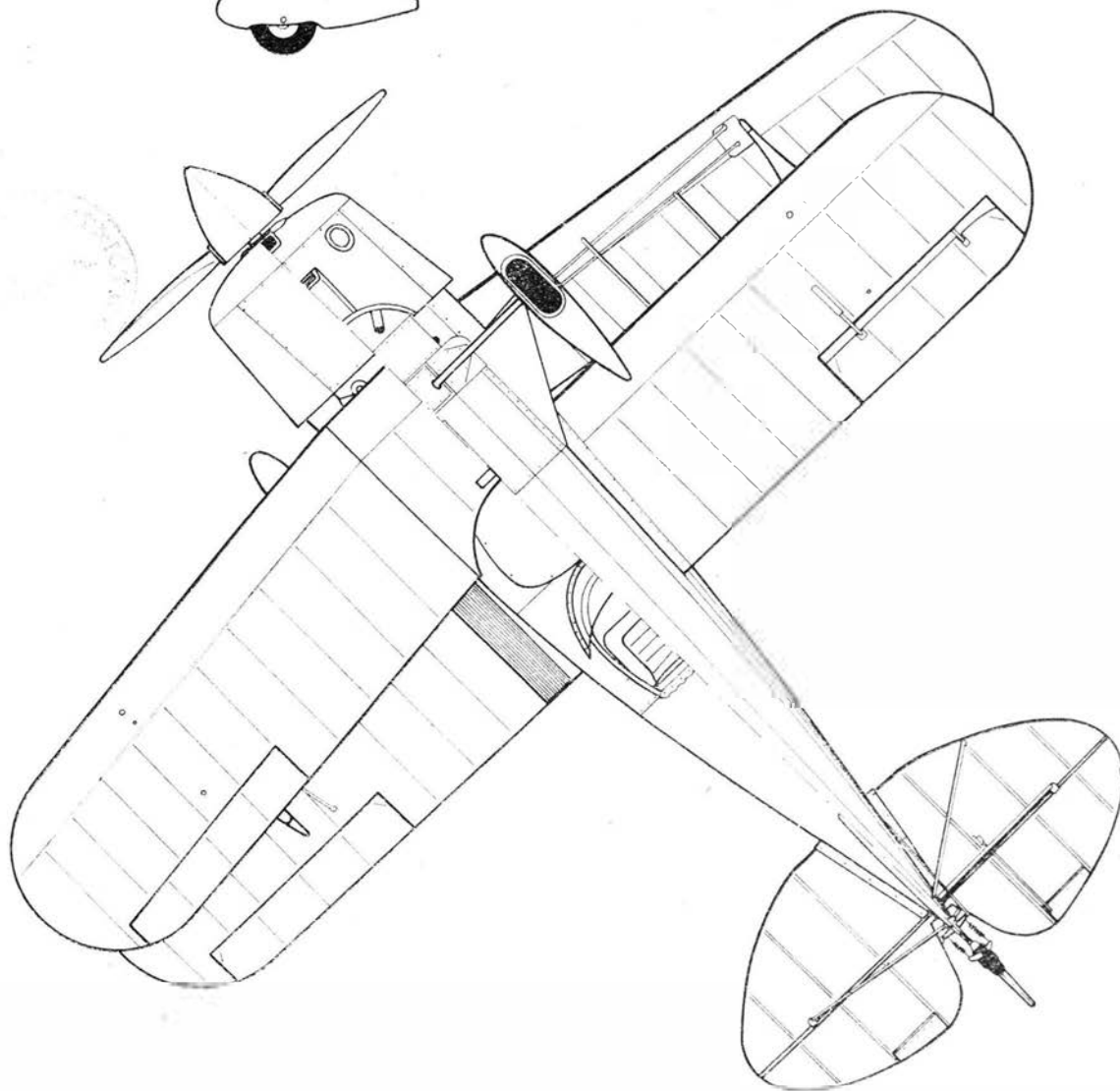
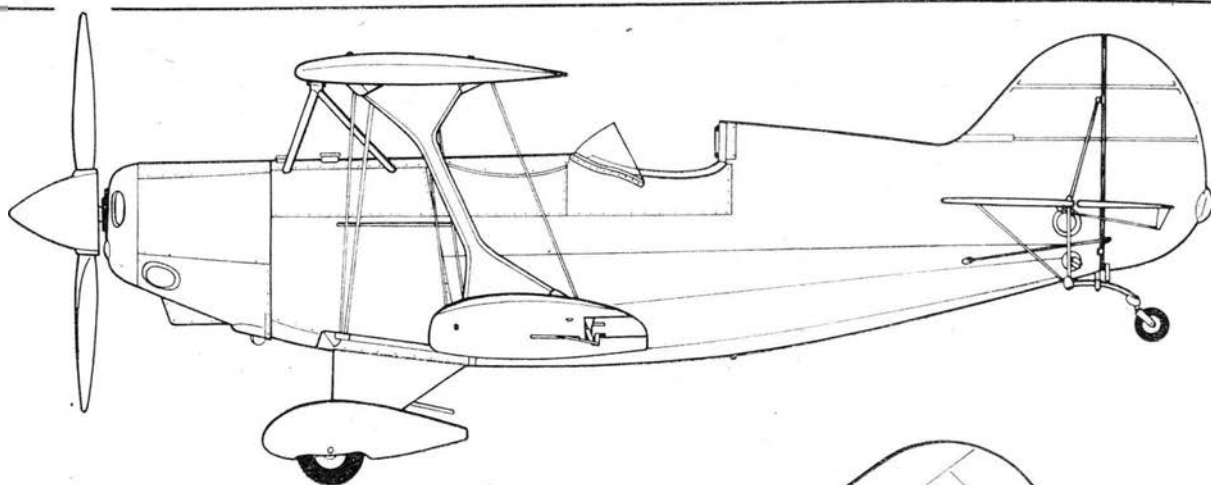
Masy

Masa własna	453 (326) kg
Masa startowa maks.	714 (521) kg

Osiągi

Prędkość maks. dopuszczalna	326 (350) kg
-----------------------------	--------------

Prędkość maks. w locie poziomym (h=0 m)	252 (285) kg
Prędkość przelotowa (h=0 m)	230 (227) km/h
Prędkość lądowania	95 (103) km/h
Prędkość wznoszenia	9,65 (13,60) m/s
Długość startu na 15 m	351 (331) m
Pułap praktyczny	6125 (6795) m
Zasięg maks.	552 (507) km
Współczynniki obciążeń dopuszczalnych	n = +9/-4,5



TL-124/77

Samolot dyspozycyjny dalekiego zasięgu

KONSTRUKCJA. Trójsilnikowy średnio-płat metalowy.

Płat. Płat trójdzielny z podziałem przy kadłubie. Wydłużenie płata 7,7. Skos na krawędzi natarcia 35° u nasady oraz 27° w części zewnętrznej skrzydła. Wznios płata zerowy. Profile identyczne jak w samolocie Mercure 100. Na krawędzi natarcia w pobliżu kadłuba klapy Krügera. Maksymalne wychylenie 20°. Na zewnętrznej części skrzydła sloty o maksymalnym wychyleniu 30°. Wysunięcie slotów sterowane przez dwa czujniki kąta natarcia na przedzie kadłuba, działające od kąta natarcia samolotu 10°. Na krawędzi spływu nasadowej i zewnętrznej części skrzydła dwuszczelinowe klapy, których kinematyka zbliżona jest do kinematyki klap Fowlera. Wychylenia: w konfiguracji startowej 20°, przy lądowaniu 45°. Każda klapa na trzech prowadnicach, uruchamiana przez dźwigniki śrubowe, napędzane przez centralny silnik hydrauliczny za pomocą wałków skrętnych. Lotki wychylane są poprzez zdwojone urządzenie wspomagające — 26° do góry i 24° w dół. Sterowanie lotkami za pośrednictwem popychaczy na prowadnicach. Hamulce aerodynamiczne składają się z trzech segmentów zawieszonych na górnej powierzchni profilu. Każdy z nich jest sterowany przez osobny dźwignik hydrauliczny; wychylenia ich wynoszą 30° dla elementu wewnętrznego, 50° dla elementu pośredniego i 68° dla elementu zewnętrznego.

Dwudźwigarowy keson skrzydła stanowi, na 90% swojej rozpiętości, integralny zbiornik paliwa. Ilość paliwa zawarta w obu połówkach skrzydła może wynosić maksymalnie 3425 kg. W nasadowej części skrzydła znajduje się dodatkowy dźwigar mocujący przedni czop podwozia głównego i dźwigniki chowania podwozia. Żebra nasadowe skrzydła, żebra w miejscu mocowania podwozia, w miejscu zmiany skosu skrzydła jak również w zewnętrznej części skrzydła na brzegach przedziału wzmacniająca sterowania lotkami są integralnymi żebarami frezowanymi. Pozostałe żebra — z blachy. Płyty pokrycia frezowane. Skrzydła połączone są śrubami z kesonem centralnym przechodzącym przez konstrukcję kadłuba. Keson ten zawiera integralny zbiornik mogący pomieścić 1260 kg paliwa. Lotki i klapy jednodźwigarowe, konstrukcji klasycznej, całkowicie metalowe.

Kadłub. Konstrukcja metalowa, półskorupowa. Zewnętrzna średnica części cylindrycznej 2,03 m. Spód kadłuba ma silne pogrubienie w celu zamocowania skrzydła. Pozwoliło to na przeprowadzenie kesonu skrzydła bez zmniejszenia użytkowego przekroju kabiny.

Przednia część kadłuba (identyczna z przednią częścią kadłuba Falcon-20) zawiera wyposażenie radiowo-elektroniczne i radar meteo w klimatyzowanym zasobniku. Dalej mieści się stanowisko pilotów z dwoma fotelami pilotów i dodatkowym fotelem obrotowym. Kabina ma 6,00 m długości i 1,77 m wysokości. Dwa przed-



ostatnie okna służą jako wyjścia bezpieczeństwa. W przedniej części kabiny, z lewej strony — drzwi wejściowe z integralnymi schodami. Przewidziano miejsce na bar lub kuchnię elektryczną oraz szatnię dla pasażerów i toaletę. W przypadku przewożenia 4 lub 6 pasażerów przewiduje się miejsce na wnętrze typu salon. W wersji standardowej kabina zawiera 8 foteli ustawionych parami przodem do siebie i przedzielonych stolikami. W dalszej części kadłuba, za kabiną, znajduje się zbiornik o podwójnej ścianie, podzielony na 3 przedziały zawierające paliwo, o całkowitej pojemności 2046 kg. Za zbiornikiem, w części kadłuba służącej do mocowania silników bocznych, usytuowano bagażnik, w którym w czasie lotu utrzymywane jest stałe ciśnienie różnicowe. Drzwi bagażnika z lewej strony kadłuba. W tym samym segmencie kadłuba znajduje się pomieszczenie zawierające dwa zespoły klimatyzatorów i turbinowy zespół pomocniczy (APU).

Usterzenia. Skosne, w układzie krzyżowym. Usterzenie pionowe. Strukturę statecznika pionowego stanowi dwuobwodowy, dwudźwigarowy keson. Skos krawędzi natarcia 42°. Ster kierunku wychyla się 22° w każdą stronę pod działaniem zdwojonego wzmacniacza. Usterzenie poziome. Rozpiętość 7,34 m. Skos 36° na krawędzi natarcia. Wznios — 8°. Wychylenie do góry 20°, w dół 16°. Strukturę statecznika poziomego stanowi dwudźwigarowy keson, zamocowany przegubowo na dźwigarze tylnym i podparty na dźwigarze przednim przez śrubowy dźwignik napędzany silnikiem elektrycznym, pozwalający na zmianę kąta zaklinowania statecznika z 0° do —11°.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie. Koła główne i przednie dwu-

jone. Jest to zmodyfikowane podwozie samolotu Falcon 20. Ciśnienie w oponach 1,1 MPa (11,2 kg/cm²). Hamulce tarczowe. Zespół podwozia głównego wyposażony w amortyzator o skoku 420 mm. Podwozie przednie sterowane. Skok amortyzatora 290 mm.

Napęd. Trzy silniki turbowentylatorowe Garrett AiResearch TFE 731-3 o statycznym ciągu startowym po 1680 daN. Boczne gondole silnikowe są zmodyfikowanymi gondolami samolotu Falcon 10, na którym stosuje się silnik TFE 731-2. Zostały one skrócone, przy jednoczesnym zwiększeniu ich średnicy. W perspektywie przewiduje się zastosowanie silników TFE 731-4, które będzie można umieścić na samolocie bez zmiany gondol. Na silniku centralnym odwracacz ciągu typu Grumman. Z silników bocznych pobiera się gorące powietrze do odładzania skrzydeł i usterzeń oraz wiotczenia do silników.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Sukcesy samolotów Falcon 10 i 20, szczególnie w Stanach Zjednoczonych, skłoniły towarzystwo Falcon Jet Corporation, które zajmuje się dystrybucją samolotów Dassault-Breguet na kontynencie amerykańskim, do myśli o samolocie mającym wszystkie pozytywne cechy tych samolotów przy znacznie większym zasięgu.

W listopadzie 1974 r. powstał w zakładach Dassault-Breguet projekt wstępny samolotu Falcon 50B, a w marcu 1975 r. zakończony został projekt Falcon-50. Od 1970 r. zakłady mają pierwszeństwo zakupu silników amerykańskiej firmy Garrett AiResearch. Zastosowany w Falcon-50 silnik tej firmy TFE 731-3 jest następcą silnika TFE 731-2, w który wyposażone są samoloty Falcon 10. Projekt samolotu poprzedziły liczne dmuhanie i studia na maszynach matematycz-

DANE TECHNICZNE

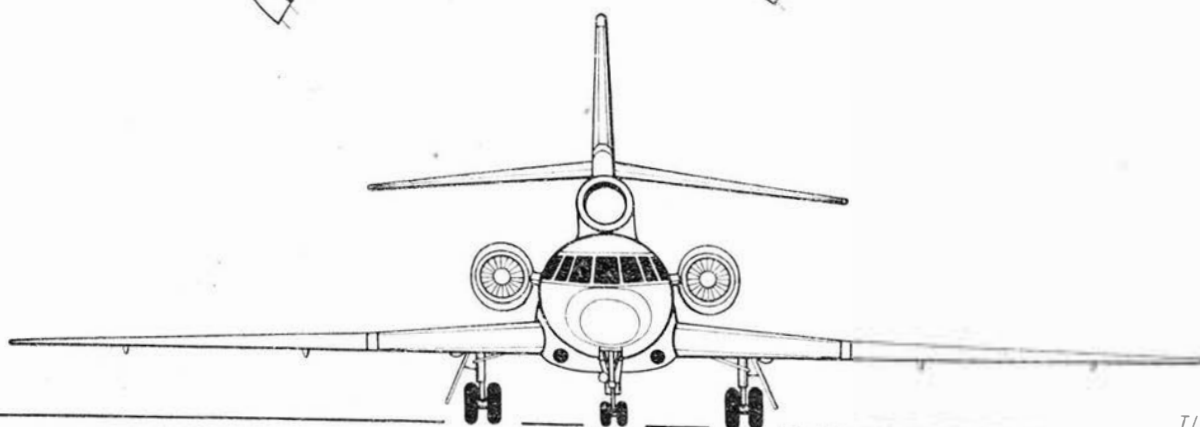
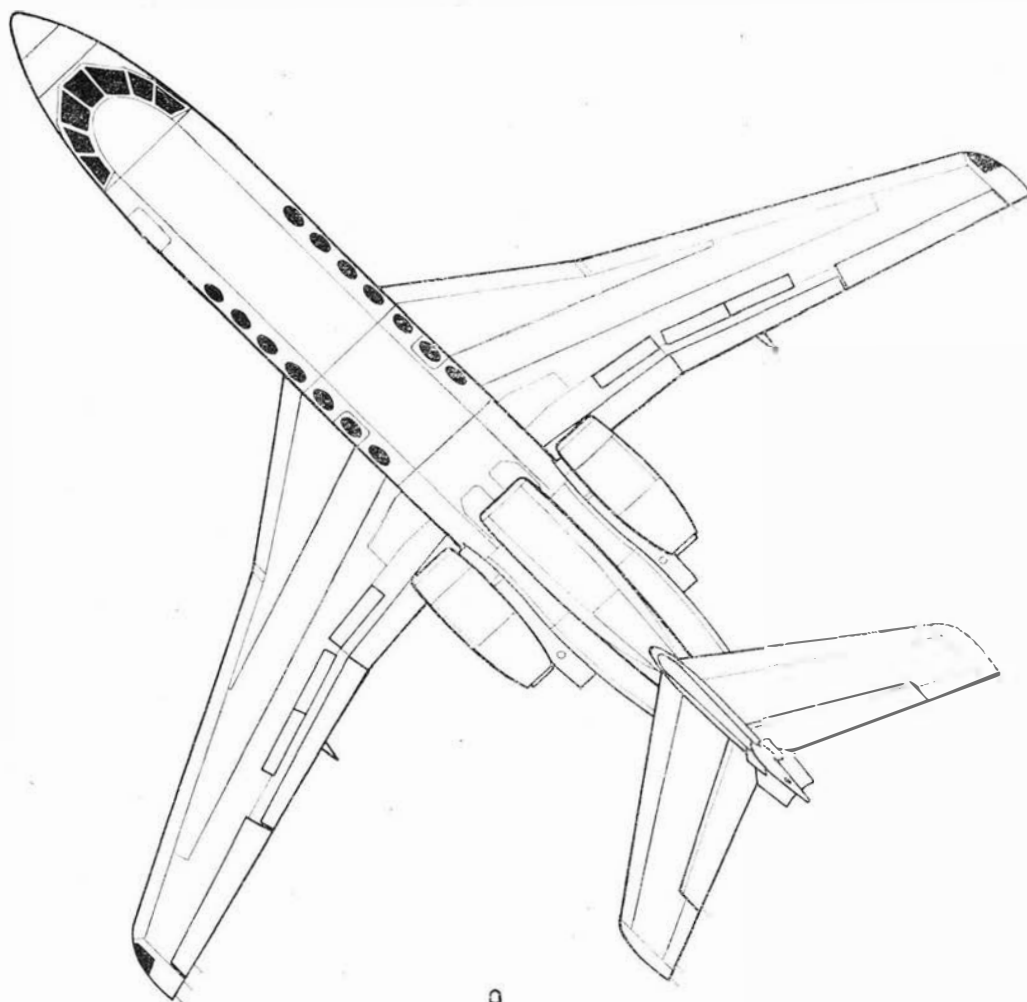
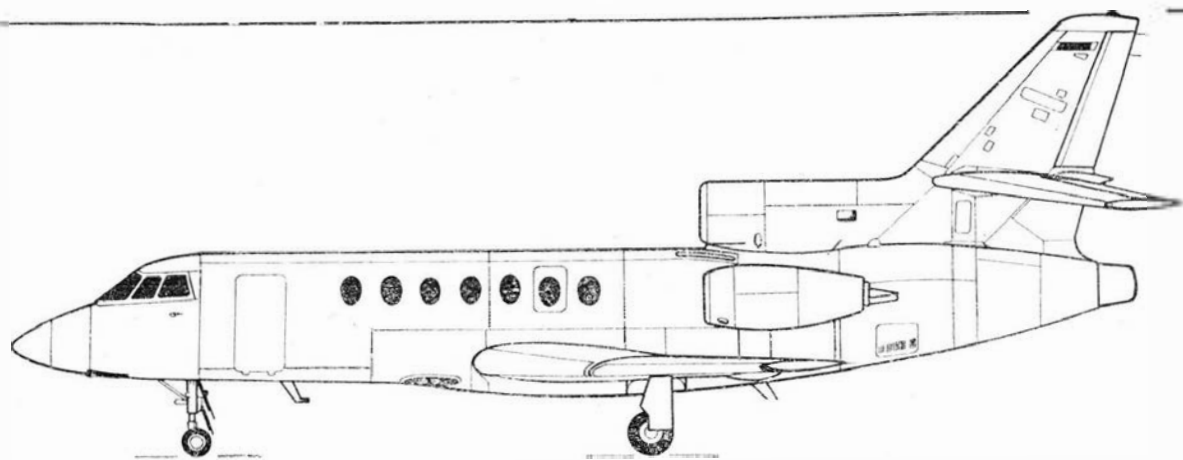
Wymiary		Prędkość podejścia do lądowania	
Rzpiętość	18,86 m	przy Q=10 500 kg	183 km/h
Długość	18,3 m	Prędkość przeciągnięcia przy Q=10 500 kg	
Wysokość	6,89 m	(podwozie i klapy wypuszczone)	140 km/h
Powierzchnia płata	46,00 m ²	Prędkość przeciągnięcia przy Q=15 800 kg	167 km/h
Wydłużenie	7,7	Wysokość przelotowa (26 min po starcie)	11 300 m
Rozstaw kół	3,98 m	Wysokość przelotowa przy Q=12 000 kg	13 120 m
Baza podwozia	7,20 m	Wysokość przelotowa przy Q=11 000 kg	13 725 m
Masy		Długość lotniska przy starcie	
Masa własna	9 000 kg	z Q=12 000 kg, ISA +10°C	1 506 m
Maks. masa paliwa	2 092 kg	(prędkość oderwania 220 km/h)	
Masa płata	970 kg	Długość lotniska przy Q=15 000 kg	
Maks. masa startowa	17 000 kg	(prędkość oderwania 207 km/h)	1 200 m
Dopuszczalna maks. masa do lądowania	15 800 kg	Długość lotniska przy lądowaniu	
Maks. obciążenie płata	370 kg/m ²	(Q=10 500 kg)	1 000 m
Osiągi		Zasięg z maks. masą płatną	5 220 km
Maks. prędkość operacyjna (IAS) — h=0 m	648 km/h	Zasięg z 4 pasażerami, z rezerwą paliwa na	
— na h=300 m	684 km/h	45 min. lotu i 277 km zboczenia z trasy	5 500 km
Maks. operacyjna liczba Macha	0,85	Zasięg w wersji towarowej	5 740 km
Prędkość rzeczywista, maks. operacyjna	900 km/h	Zasięg na dwóch silnikach, na wysokości	
		6100 m i prędkości M=0,6 z rezerwą paliwa	4 995 km

ch. Zastosowanie do tylnej części kabiny reguły pół przyniosło znaczny zysk i oporach, jak również zwiększenie skuteczności statecznika pionowego, którego powierzchnia mogła być zredukowana. Badania modelowe na dużych kątach natarcia wykazały niekorzystny wpływ przejścia

skrzydło-kadłub na usterzenie poziome. Po nadaniu usterzeniu ujemnego wzniosu -8° , zjawisko to zostało usunięte. Przeprowadzono także tradycyjne badania korłociągu w tunelu pionowym. Od 7.XI.1976 r. odbywa loty prototyp samolotu. Drugi egzemplarz ma wejść do prób w listopadzie

1977 r., a trzeci w czerwcu 1978 r. Wydanie certyfikatu przewidywane jest we wrześniu 1978 r. Wersja seryjna samolotu ma mieć płat o profilu nadkrytycznym. Pierwsze egzemplarze seryjne mają być gotowe w 1978 r.

R.R.

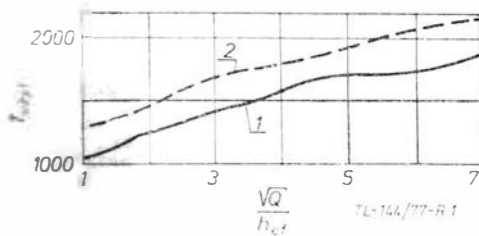


Wymiary optymalnej belki ścinanej

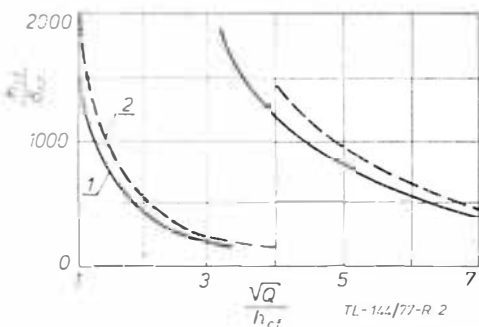
Dobór wymiarów belki pracującej na ścinanie jest klasycznym zagadnieniem projektowania skrzydeł i ustereń samolotów. Belki takie są z reguły obliczane według teorii niepełnego pola ciągłych. Zadanie polega na takim doborze wymiarów ścianki i usztywnień (rozperek), aby otrzymać belkę o równej wytrzymałości, tj. taką, której ścianka i rozpórki niszczą się równocześnie.

Dobór wymiarów takiej belki, optymalnej pod względem ciężarowym, może być dokonany na podstawie przedstawionych wykresów.

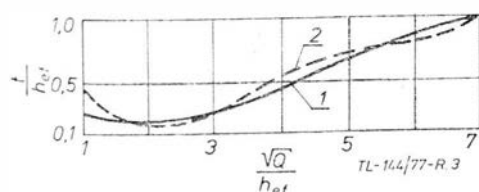
Dobór ten odbywa się przy założeniu, że wysokość belki i jej obciążenie siłą tnącą są zadane (zazwyczaj wynikają ze względów aerodynamiki czy z układu konstrukcyjnego).



Rys. 1. Zależność maksymalnych użytecznych naprężeń tnących od parametru obciążenia dla belek o minimalnym ciężarze. Materiał D16T odpowiada PA7 N-ta zaś W95T — PA9. Oznaczenia krzywych: 1 — D16T, $Q_r = 4350 \text{ kg/cm}^2$, 2 — W95T, $Q_r = 5050 \text{ kg/cm}^2$.



Rys. 2. Stosunki efektywnej wysokości belki do optymalnej grubości ścianki w funkcji parametru obciążenia. Oznaczenia krzywych jak na rys. 1



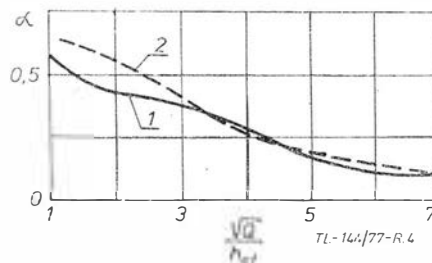
Rys. 3. Optymalny stosunek podziałki rozpórki do efektywnej wysokości belki w funkcji parametru obciążenia

Sposób korzystania:

1. Należy znaleźć położenie środków ciężkości pasów belki. Odległość między nimi określa efektywną wysokość belki h_{ef} .
2. Należy określić parametr obciążenia belki

$$\sqrt{Q}/h_{ef}$$

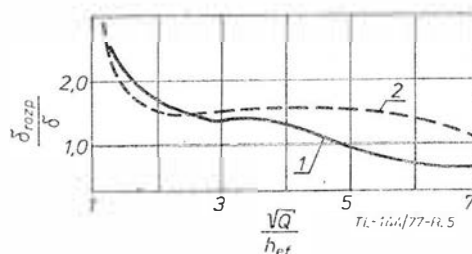
3. Z wykresu 1 znaleźć τ_{uzyt} — maksymalną użyteczną wartość naprężeń ścinających, które można otrzymać przy zadanym parametrze obciążenia konstrukcji o równej wytrzymałości.
4. Z rysunku 2 znaleźć stosunek h_{ef}/δ_{rz} , z którego należy określić minimalną niezbędną grubość ścianki. Należy pamiętać, że ten rysu-



Rys. 4. Optymalny udział przekroju rozpórki do przekroju ścianki w funkcji parametru obciążenia

nek daje faktyczną grubość ścianki, bez uwzględnienia tolerancji (tolerancje walcownicze blach ze stopów lekkich są „w głąb materiału”). Wybrać należy blachę, która nawet przy największym odchyleniu nie będzie cieńsza.

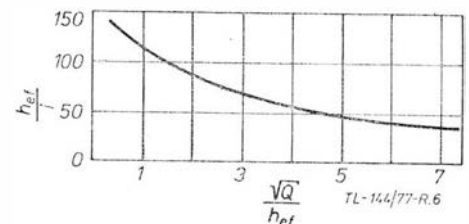
5. Z rys. 3 znaleźć optymalną podziałkę rozperek.
6. Z rys. 4 określić stosunek przekroju rozpórki do wymiarów ścianki, $\alpha = \frac{F_{rozp}}{t \cdot \delta}$, gdzie t i δ zostały już określone (na podstawie rys.



Rys. 5. Optymalny stosunek grubości rozpórki do ścianki w funkcji parametru obciążenia

2 i 3), następnie obliczyć przekrój rozpórki $F_{rozp} = \alpha \cdot t \cdot \delta$.

7. Z rysunku 5 znaleźć optymalny stosunek grubości rozpórki do grubości ścianki i określić niezbędną wielkość grubości półki rozpórki, zamocowanej do ścianki. Grubość półki przymocowanej do ścianki winna być $\delta'_{rozp} \geq 0,67 \delta$
8. Znając niezbędny przekrój rozpórki F_{rozp} i jej grubość δ_{rozp} i δ'_{rozp} dobrać profil z katalogu. Według obliczeń, jak i wyników prac doświadczalnych, dla belki pracującej na ścinanie najbardziej efektywną są rozpórki o przekroju kątownika. Dla ścianek będących częścią zbiornika integralnego i obciążonych dodatkowo ciśnieniem paliwa należy uwzględnić ten fakt przy określa-



Rys. 6. Przybliżona zależność stosunku efektywnej wysokości belki do promienia bezwładności rozpórki (materiał D16T, $Q_r = 4350 \text{ kg/cm}^2$)

niu niezbędnych wymiarów kątowników.

9. Dla wybranego (zgodnego z normą) kątownika należy określić rzeczywistą podziałkę

$$t_{rzecz} = F_{rozp} / rzecz / \alpha \cdot \delta_{rzecz}$$

Taki wybór parametrów belki zapewnia odpowiednie wymiary i moment bezwładności rozpórki. Dla zabezpieczenia przed użyciem rozperek o zbyt niskim momencie bezwładności należy posłużyć się rysunkiem 6, który w sposób przybliżony podaje stosunek wysokości efektywnej belki do promienia bezwładności rozpórki w zależności od współczynnika obciążenia belki.

Na podstawie pracy W. T. Abramowa: „Obliczenia projektowe belek cienkościennej pracujących na ścinanie” opublikowanej w zbiorze: „Teoria i praktyka projektowania pasażerskich samolotów”, Moskwa 1976 — opracował A.K.

Obliczenie obciążenia nitów mocujących okucie

Obliczenie rozkładu obciążeń nitów lub śrub łączących okucie z konstrukcją jest jednym z często spotykanych w praktyce zagadnień z dziedziny obliczeń wytrzymałości elementów samolotu.

Zagadnienie to rozwiązywane jest z reguły przy założeniach:

1. Równomiernego rozkładu siły tnącej na nity.
2. Liniowej zależności obciążenia wywołanego momentem od odległości nita od środka ciężkości grupy nitów.
3. Geometrycznego sumowania obciążeń od siły tnącej i od momentu, działających na dany nit.

Obliczenia wymagane do określenia siły na każdym z nitów są — przy podanych założeniach — dość żmudne, a przy tym na tyle proste, że było możliwe ułożenie programu dla kalkulatora (HP-25), co pozwoliło znacznie zredukować pracochłonność tych obliczeń.

UWAGA: Korzystanie z programu odbywa się na odpowiedzialność użytkownika, do którego należy też ocena poprawności wyników i decyzja co do użycia tychże w praktyce.

Sposób korzystania z programu

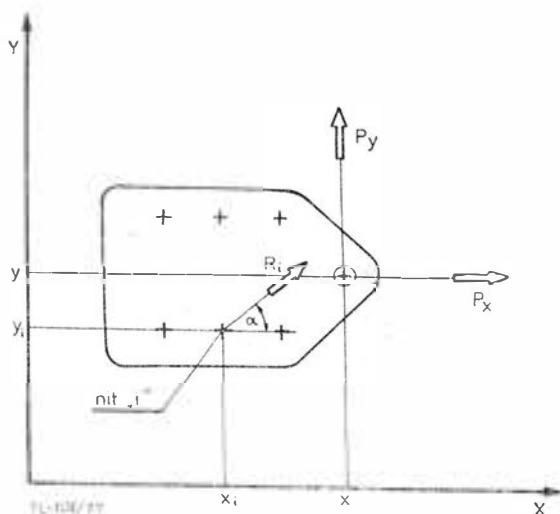
1. Wprowadzić program
2. Zerować pamięć przez naciśnięcie klawiszy
f PRGM f STK f REG
3. Wprowadzenie współrzędnych nitów
X Enter
y R/S Odczyt: n (liczba wprowadzonych nitów)
4. Przejście do obliczeń
GTO 0 7 R/S
po czym kalkulator wykonuje kilkusekundowe obliczenia pomocnicze.
5. Wprowadzenie sił obciążających okucie
Px STO 0
Py STO 1
6. Wprowadzenie współrzędnych punktów przyłożenia sił obciążających
x Enter
y R/S
Po zakończeniu liczenia kalkulator jest gotów od obliczania obciążeń każdego z nitów, którego współrzędne będą wprowadzone w kroku następnym.
7. Obliczenie siły obciążającej nit
xi Enter
yi R/S Odczyt: Ri (wypadkowa)
x = y (kąt siły wypadkowej)

Uwaga: Jeżeli potrzebne jest obliczenie składowych P_x i P_y obciążenia danego nita, można obliczyć je przez zamianę na współrzędne prostokątne.

Krok 7 można powtarzać dowolną liczbę razy.

Modyfikacja obciążenia — zmiana wielkości lub punktu przyłożenia sił obciążających okucie wymaga naciśnięcia klawiszy

GTO 1 6
i powtórzenia kroków 5 i 6 (koniecznie obu, niezależnie od tego, która z podanych wielkości ulega zmianie).



Rys. X_i , Y_i — współrzędne nita i; R_i — siła wypadkowa obciążająca ten nit; α — kąt siły wypadkowej

Uwagi praktyczne na temat korzystania z programu

1. Po wprowadzeniu programu warto upewnić się co do poprawności działania przez podanie łatwych do sprawdzenia danych testowych (np. okucie na dwóch nitach).
2. Obliczenie sił warto wykonywać tylko dla najbardziej obciążonych nitów (tj. tych, dla których siła tnąca i siła od momentu dodają się). Gdy obciążenie tych nitów jest zbyt duże, liczenie sił dla pozostałych nitów nie jest celowe, zaś gdy zbyt małe — nie jest potrzebne.
3. W razie konieczności zmiany układu nitów należy powtórzyć od początku całe obliczenie, zerując rejestr i wprowadzając wszystkie dane powtórnie (od punktu 1).
4. Poprawność wyniku można sprawdzić przez sumowanie składowych obciążeń nitów wzdłuż osi X i Y.

Tekst programu

Wiersz	Symbol	Klucz	Rejestr X	Wielkość w rej. X
01	25	+	y_i	
02	22	R		
03	15 02	$g x^2$		
04	23 51 06	STO + 6		
05	24 03	RCL 3	n	Liczba nitów wprowadzonych
06	13 00	GTO 00		
07	24 04	RCL 4		
08	24 07	RCL 7		
09	15 09	P		
10	15 02	$g x^2$		
11	24 03	RCL 3		
12	23 71 04	STO ÷ 4		
13	71	+		
14	23 41 06	STO — 6		
15	74	R/S		
16	14 21	X		
17	41	—		
18	24 00	RCL 0		
19	61	X		
20	21	x y		
21	24 04	RCL 4		
22	41	—		
23	24 01	RCL 1		
24	61	x		
25	41	—	M	Moment wzgl. środka ciężkości
26	24 06	RCL 6		
27	71	+		
28	23 05	STO 5		
29	24 03	RCL 3		
30	23 71 00	STO ÷ 0		
31	23 71 00	STO ÷ 1	n	Liczba nitów wprowadzonych
32	74	R/S		
33	14 21	f x		
34	41	—		
35	21	x y		
36	24 04	RCL 4		
37	41	—		
38	15 09	g p		
39	24 05	RCL 5		
40	61	x		
41	14 09	f K		
42	32	CHS		
43	24 01	RCL 1		
44	51	+		
45	21	x y		
46	24 00	RCL 0		
47	51	+		
48	15 09	g P		
49	13 32	GTO 32	W	Wypadkowa

Program opracował mgr inż. A. Kardymowicz

WCT/39/K/77

SZYBOWNICTWO

- 1 — barograf
2 — fala (górska)
3 — docel, przelot docelowy
4 — docel powrót
5 — doskonałość
6 — holowanie, lot wleczony
7 — klasa otwarta
8 — klasa standard
9 — komin (termiczny)
10 — lina gumowa
11 — lina holownicza
12 — lina konopna
13 — lina stalowa
14 — lot na długotrwałość
15 — lot wysokościowy
16 — motoszybowiec
17 — opadanie, duszenie
18 — płoza
19 — przelot otwarty
20 — przewyższenie
21 — samolot holujący
22 — start za samolotem
- 23 — start za wyciągarką
24 — start z lin gumowych
25 — strona nawietrzna
26 — strona zawietrzna
27 — szybowanie, lot żaglowy
28 — szybowiec
29 — sz. szkolny
30 — szybowiec transportowy
31 — sz. treningowy
32 — sz. wyczynowy
33 — szybowisko
34 — szybownik, pilot szybowcowy
35 — termika, noszenia
36 — wyciągarka
37 — wyczeplenie
38 — wznoszenie
39 — zaczep
40 — zbocze
41 — zero, nic
42 — żagiel zboczowy

S.M.

LE VOL À VOILE

- 1 — le barographe
2 — 1(a) onde aérienne, l'o. atmosphérique
3 — le parcours vers un but fixé d'avance, le vol aller
4 — le vol aller et retour
5 — la finesse
6 — le vol remorqué
7 — la classe ouverte
8 — la classe standard
9 — la thermique
10 — le sandow
11 — le câble de liaison, le c. de remorque
12 — le filin
13 — le câble d'acier
14 — le vol d'endurance
15 — le v. d'altitude
16 — le planeur motorisé
17 — la descente
18 — le patin
19 — le parcours
20 — le gain d'altitude
21 — 1(e) avion remorqueur
22 — le lancement remorqué, le remorquage par avion
- 23 — le lancement par treuil
24 — le largage par sandow, le lancement au s.
25 — le côté du vent
26 — le c. sous le vent
27 — le vol à voile, le v. thermique
28 — le planeur
29 — le p. de début
30 — le p. de transport
31 — le p. d'entraînement
32 — le p. de performance
33 — le terrain de vol à voile
34 — le vélivoleur, le vélivoliste
35 — la thermique, les ascendances
36 — le treuil (pour le lancement d'un planeur)
37 — le décrochage
38 — la montée
39 — le crochet (d'attache), le c. de remorquage
40 — la pente
41 — le zero
42 — le vol de pente

K.D.

NAWIGACJA LOTNICZA

- 1 — siatka (współrzędnych)
2 — południk
3 — p. zerowy
4 — równoleżnik
5 — równik
6 — biegun północny
7 — b. południowy
8 — współrzędne (geograficzne)
9 — długość (geograficzna)
10 — szerokość (geograficzna)
11 — północ
12 — wschód
13 — południe
14 — zachód
15 — mapa
16 — podziałka
17 — wielkie koło
18 — orientacja wzrokowa, nawigacja wizualna
19 — nawigacja obliczeniowa
20 — radionawigacja
21 — określenie pozycji
22 — określenie kierunku, namierzanie
23 — pozycja
24 — kurs
25 — k. geograficzny
- 26 — k. magnetyczny
27 — k. busoli
28 — magnetyzm ziemski
29 — deklinacja
30 — dewiacja
31 — kompensacja dewiacji
32 — oddziaływanie wiatru, wpływ wiatru
33 — kierunek wiatru
34 — prędkość wiatru
35 — kąt wiatru
36 — prędkość podróżna
37 — prędkość powietrzna
38 — trasa, linia drogi
39 — kąt drogi
40 — znoszenie, kąt znoszenia
41 — błąd kursu
42 — nawigacyjny trójkąt prędkości
43 — ortodroma
44 — loksodroma
45 — azymut
46 — namiar
47 — linia pozycyjna
48 — boczne odchylenie
49 — suwak nawigacyjny

K.D.

LA NAVIGATION AÉRIENNE

- 1 — le quadrillage (d'une carte)
2 — le méridien
3 — le m. origine, le m. initial
4 — le parallèle (terrestre)
5 — 1(e) équateur
6 — le pôle Nord
7 — le pôle Sud
8 — les coordonnées géographiques
9 — la longitude
10 — la latitude
11 — le nord
12 — 1(e) est
13 — le sud
14 — 1(e) ouest
15 — la carte
16 — 1(e) échelle d'une carte
17 — le grand cercle
18 — la navigation à vue
19 — la n. à l'estime
20 — la radionavigation
21 — la détermination de la position
22 — le repérage
23 — le point
24 — le cap, la route
25 — la route vraie
26 — la r. magnétique
27 — la r. au compas
- 28 — le magnétisme terrestre, le géomagnétisme
29 — la déclinaison
30 — la déviation
31 — la régulation (d'un compas)
32 — 1(e) effet du vent
33 — la direction du vent
34 — la vitesse du v.
35 — 1(e) angle du v.
36 — la vitesse de croisière
37 — la v. vraie
38 — 1(e) itinéraire, la ligne de marche (de l'avion)
39 — 1(e) angle de route
40 — la dérive, 1(e) angle de dérive
41 — 1(a) erreur de cap
42 — le triangle des vitesses
43 — la ligne orthodromique
44 — la l. loxodromique
45 — 1(e) azimut
46 — le relèvement
47 — la ligne de position
48 — la déviation latérale
49 — le ordinateur, le calculateur de cap, le c. de dérive

K.D.

METEOROLOGIA

- 1 — atmosfera
2 — Atmosfera Wzorcowa
3 — troposfera
4 — tropopauza
5 — stratosfera
6 — pogoda
7 — komunikat meteo
8 — wilgotność powietrza
9 — gradient temperatury
10 — inwersja
11 — punkt rosy
12 — chmura
13 — zachmurzenie
14 — podstawa chmur
15 — opad
16 — wiatr
17 — podmuch
18 — turbulencja, rzucanie
19 — prąd strumieniowy
20 — widzialność
21 — niż
22 — wyż
23 — izobara
- 24 — front chłodny
25 — front ciepły
26 — okluzja
27 — zamglenie, opar
28 — mgła
29 — mżawka
30 — deszcz
31 — marzący deszcz
32 — grad
33 — nawałnica, szkwał
34 — śnieg
35 — zamieć
36 — zadyмка
37 — szron, szadź
38 — oblodzenie
39 — gołoledź
40 — błyskawica
41 — burza
42 — chmura kłębiasta
43 — ch. warstwowa
44 — ch. pierzasta

K.D.

LA MÉTÉOROLOGIE

- 1 — 1(a) atmosphère
2 — 1(a) a. standard, a. type
3 — la troposphère
4 — la tropopause
5 — la stratosphère
6 — le temps
7 — le bulletin météorologique
8 — la humidité de l'air
9 — le gradient de température
10 — la inversion (de t.)
11 — le point de rosée
12 — le nuage
13 — la nébulosité
14 — la base des nuages
15 — la précipitation
16 — le vent
17 — la rafale
18 — la turbulence atmosphérique, le bouchonnage
19 — le jet-stream
20 — la visibilité
21 — la dépression barométrique, le cyclone
22 — 1(e) anticyclone, le maximum (barométrique)
23 — la isobare
24 — le front froid
- 25 — le f. chaud
26 — la occlusion
27 — la brume, la vapeur, la buée
28 — le brouillard, la brume
29 — la bruine, la buée
30 — la pluie
31 — la p. glacée
32 — la grêle
33 — la bourrasque, la rafale, le grain
34 — la neige
35 — le tourbillon de neige, 1(e) amas de n.
36 — le tourbillon de n.
37 — le givre, la gelée blanche
38 — le givrage
39 — le verglas
40 — 1(e) éclair
41 — 1(e) orage
42 — le cumulus
43 — le stratus
44 — le cirrus

K.D.

WCT/39/K/77



Program działania Federacji

Przyjęty przez Radę Główną program działalności NOT do 1981 r. przewiduje przede wszystkim zaangażowanie ruchu stowarzyszeniowego w rozwiązywanie problemów: intensyfikacji produkcji rolno-spożywczej, rozwoju budownictwa mieszkaniowego oraz podniesienia poziomu nowoczesności i jakości wyrobów. Planuje się rozszerzenie doskonalenia kwalifikacji kadry technicznej i podjęcie starań, aby wiedza i umiejętności inżynierów i techników znalazły pełne wykorzystanie. Dążyć się będzie, aby do końca 1981 r. stopnie specjalizacyjne otrzymało 15 tys. inżynierów, w tym ok. 3 tys. — II stopnia. Szczególną uwagę zwróci NOT na pracę z młodą kadrami techniczną w okresie nauki i adaptacji zawodowej. Różnymi formami pomocy i opieki objęci zostaną emeryci. Dla działalności w rejonach międzybranżowych powołane będą naukowo-techniczne komitety NOT, przy czym zakłada się, że do 1980 r. każdy wojewódzki oddział NOT będzie miał odpowiednio wyposażony Dom Technika.

W ramach przewidywanej koncentracji wydawania czasopism technicznych i popularnotechnicznych w przedsiębiorstwie WCT NOT, prasie technicznej zapewnione będą wydawnicze, organizacyjne i materialne warunki, niezbędne dla jej działania i rozwoju. *Przegląd Techniczny* ma stać się czołowym organem inteligencji technicznej i forum do dyskusji i miarodajnych wypowiedzi.

Z uchwał Rady Głównej NOT

W celu skuteczniejszego włączenia szerokiego grona wybitnych przedstawicieli kadry inżyniersko-technicznej do procesów kształtowania i realizacji polityki technicznej kraju oraz skupienia ich wokół spraw społecznych stowarzyszeń i Federacji NOT Rada Główna NOT powołała organy doradcze i opiniodawcze. Są nimi Komitety naukowo-techniczne NOT występujące w węzłowych sprawach naukowych, technicznych i organizacyjnych gospodarki narodowej oraz Główne Komisje NOT, powołane do spraw wewnętrznych Federacji.

Instytucja Komitetów — w liczbie 17 — istniała już przed VII Kongresem Techników Polskich, lecz Rada Główna Federacji NOT ich liczbę powiększyła do 24, powołując do życia m. in. Komitety naukowo-techniczne NOT do spraw: jakości, prognozowania rozwoju techniki, produkcji rynkowej i usług, gospodarki żywnościowej, wydawnictw oraz informacji naukowej, technicznej i ekonomicznej, mieszkalnictwa, ekonomii i ochrony pracy.

Powołano również do działania 10 Komisji Głównych NOT, m. in. do spraw seniorów, nagród, rzeczoznawstwa i usług technicznych oraz oznaczeń.

Organem wspólnym NOT i Ministerstwa Nauki, Szkolnictwa Wyższego i Techniki jest Rada Prasy Technicznej. Podobnie wspólnym organem NOT i Centralnej Rady Związków Zawodowych — jest Komitet NOT i CRZZ do spraw Wyszukiwania.

Koła SIMP w WOPK

Koła SIMP w Wojskach Obrony Powietrznej Kraju należą do dobrze działających zespołów samokształcenia kadry technicznej. W miarę upływu lat wzrasta

liczba aktywnych członków SIMP. Członkowie okazują sobie wzajemną pomoc w rozwiązywaniu problemów zawodowych i życiowych. Zadaniem kół SIMP jest poradnictwo w różnych dziedzinach techniki, popularyzacja racjonalizacji i nowatorstwa oraz podnoszenie kwalifikacji kadry technicznej. Również niezrzeszeni, którzy chcą pogłębiać swoje wiadomości lub uzyskać pomoc przy opracowaniu projektu racjonalizatorskiego, chętnie korzystają z porad SIMP-owców. Zarządy kół organizują dla żołnierzy Dni Filmu i Książki Technicznej, konkursy o tematyce technicznej oraz Dni Kultury Technicznej. Koła SIMP WOPK współpracują na codzień z Klubami Techniki i Racjonalizacji zakładów przemysłowych, z czego płyną obopólne korzyści. Wymienia się doświadczenia i organizuje wycieczki do innych zakładów. We współpracujących z jednostką zakładach SIMP-owcy wygłaszają odczyty oraz organizują pokazy sprzętu wojskowego.

Lotnicze Koło SEP

Jedno z kół Stowarzyszenia Elektryków Polskich, działające przy Dowództwie Wojsk Lotniczych, po raz drugi zajęło I miejsce we współzawodnictwie o najlepiej pracujące koło w Oddziale Poznańskim. Najwyższą oceną uzyskana w rywalizacji z pięcioma cywilnymi kołami SEP województwa wskazuje na wszechstronną aktywność koła SEP przy DWL. Zarząd koła priorytetowo traktuje zagadnienia wynalazczości pracowniczej, widząc w niej źródło postępu technicznego i oszczędności w eksploatacji sprzętu. Szczególnie wysoko ocenia się inicjatywy i rozwiązania techniczne dotyczące bezpieczeństwa latania. Skupiając wysoko wykwalifikowany personel organizujący eksploatację lub bezpośrednio obsługujący elektryczną i elektroniczną technikę zabezpieczenia działań lotnictwa, koło SEP inspirowane i realizuje szereg inicjatyw na rzecz podniesienia sprawności środków łączności i elektroniki stanowiącej wyposażenie sprzętu latającego oraz środków automatyzacji procesów dowodzenia. Członkowie koła SEP rozwijają szeroką działalność kulturalno-towarzyską przez udział w spektaklach teatralnych, przez wieczorki towarzyskie czy wycieczki turystyczne. Wszechstronna aktywność koła spowodowała napływ nowych działaczy, w wyniku czego koło SEP zorganizowane w Dowództwie Wojsk Lotniczych wysunęło się na drugie miejsce pod względem liczebności w siłach zbrojnych.

Ulice z nazwiskami lotników

Zarząd Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP, powodowany pragnieniem, aby nie uległy zapomnieniu nazwiska, a wraz z nimi zasługi ludzi polskiego lotnictwa, zwrócił się do Wydziału Urbanistyki i Architektury m. st. Warszawy o nazwanie ulic ich nazwiskami. Chodzi o uczczenie pamięci zasłużonych naukowców i konstruktorów, pilotów, sławnych przez ich osiągnięcia i lotników, bohaterskich w walce z wrogiem.

Zarząd proponował nazwać tak ulice w nowej dzielnicy mieszkaniowej na Gocławiu lub Bemowie. Propozycja dotyczy więc terenów obejmujących dawne lotniska, które przez dziesiątki lat służyły Warszawie i krajowi.

Koło Terenowe Lotników

Zarząd Sekcji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SIMP wystąpił z inicjatywą utworzenia Sekcji Lotniczej przy Kole Terenowym OW SIMP. Koło to będzie zrzeszać kolegów inżynierów i techników związanych z lotnictwem z tytułu dawnego zatrudnienia lub z innych związków z lotnictwem.

Zarząd Sekcji Lotniczej liczy na to, że koledzy ci — nie pracując już w zakładach i instytucjach naszej branży — zechcą stworzyć własne środowisko lotnicze i być jego czynnymi członkami. Popieramy tę inicjatywę i przekazujemy do kolegów apel o zgłaszanie się do współpracy w warszawskim Kole Terenowym Lotników.

Wycieczka do I Pułku Lotniczego

Z inicjatywy Sekcji Lotniczej przy Oddziale Warszawskim SIMP odbyła się wiosną wycieczka do I Pułku Lotnictwa Myśliwskiego. W wycieczce — zorganizowanej dla studiującej młodzieży — wzięło udział 31 studentów z Politechniki Warszawskiej (na czele z dziekanem Łucjankiem i prof. Dulębą) i 9 — z Politechniki Rzeszowskiej (z doc. Borowskim). Uczestnicy wycieczki zaznajomili się z samolotem Iskra i Mig-21; wysłuchali też wykładu na temat obsługi samolotów. Po wyczerpaniu programu zwiedzania terenu, członków wycieczki przyjął dowódca pułku i jego zastępca.

Nagroda zespołowa NOT dla konstruktorów Kruka

Jury Konkursu Mistrz Techniki Warszawa 1976 r. ogłoszonego (jak corocznie) przez Zycie Warszawy i Oddział Warszawski Naczelnej Organizacji Technicznej — rozpatrując kandydatury pod przewodnictwem prof. Jerzego Bukowskiego wybrało laureatów turnieju.

Nagrodę zespołową NOT I stopnia w wysokości 50 tys. zł otrzymali inżynierowie Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego z Okęcia i z Instytutu Lotnictwa: A. Frydrychewicz, A. Kardymowicz, W. Gronczewski, J. Sandauer, K. Dąbrowski, A. Kossowski, W. Gadomski, L. Szuba, T. Jurkiewicz i S. Malewski — za opracowanie samolotu rolniczego PZL-106 Kruk o udźwigu chemikaliów 1000 kg.

Redakcja naszego czasopisma — ciesząc się, że wśród zwycięskich tematów XVIII konkursu stołecznej gazety jest konstrukcja lotnicza — gratuluje naszym kolegom, twórcom sukcesu.

Działalność Koła SITK

W kwietniu br. Koło Sekcji Komunikacji Lotniczej SITK przy Zarządzie Ruchu Lotniczego i Lotnik Komunikacyjnych obchodziło jubileusz 15-lecia swojej działalności. Koło aktywnie współuczestniczyło we wszystkich wydarzeniach techniczno-organizacyjnych ZRLiK. Organizowano odczyty i wycieczki techniczne do zakładów pracy, a także wycieczki zagraniczne. Członkowie Koła oprowadzali wycieczki kół NOT po Centralnym Porcie Lotniczym na Okęciu. Na początku roku odbyło się zebranie sprawozdawczo-wyborcze koła, na którym na przewodniczącego został wybrany ponownie mgr inż. T. Jańczyk.

Pictorial History of Aviation 1783—1940 (tom I). Pictorial History of Aviation 1941—1975 (tom II). Japonia 1975, tom I s. 196, tom II s. 196, cena każdego tomu 1200 jenów

Historia lotnictwa w fotografii — taki jest tytuł tego dwutomowego dzieła — ma 1000 zdjęć wysokiej jakości, wydrukowanych techniką rotograwiurówką. Na fotografiach pokazano historię balonu i sterowca, pierwsze szybowce i samoloty, rozwój samolotu wojakowego podczas I wojny światowej, rozwój komunikacji lotniczej i przelotów długodystansowych w latach międzywojennych, pierwsze autozyra i śmigłowce, balony stratosferyczne, wodnosamoloty, samoloty giganty, samoloty rekordowe i samoloty wojskowe przed II wojną światową.

W tomie drugim przedstawiono lotnictwo wojskowe w II wojnie światowej, rozwój samolotów odrzutowych, rozwój samolotów pasażerskich, rozwój śmigłowców oraz współczesne lotnictwo wojskowe. Trochę miejsca poświęcono odrzutowym samolotom służbowym, natomiast nie pokazano rozwoju i rodzajów samolotów sportowych, lotniczych i wiozadaniowych lokalnego transportu, a także szybowców, motoszybowców, mięśniolotów i lotni.

Objasnienia do zdjęć w języku japońskim z krótkimi podpisami po angielsku. Na końcu tomów krótki opis rozwoju: silników lotniczych, wyposażenia, uzbrojenia i lotnictwa japońskiego oraz tablice chronologiczne dziejów lotnictwa. Albumowy charakter książki i bogactwo doskonałych ilustracji — czynią zeń pozycję bardzo interesującą.

A.G.

W. GREEN, G. SWANBOROUGH: The Observer's Soviet Aircraft Directory. Wyd. Frederic Warne, London 1975, s. 256, cena £ 3.25

The Observer's



Ta książka, o formacie A5 w podłużnym układzie albumikowym, jest bardzo udanym przeglądem radzieckich samolotów całego okresu powojennego.

Na wstępie opisano systemy oznaczania samolotów radzieckich. Pierwsza połowa książki zawiera przegląd starszych typów samolotów, przeważnie wycofanych już z użycia, zgrupowanych w rozdziałach: śmigłowe samoloty bombowe i szturmowe, odrzutowe samoloty bombowe i szturmowe, śmigłowe samoloty transportowe i łącznikowe, odrzutowe samoloty transportowe, śmigłowe samoloty myśliwskie, odrzutowe samoloty myśliwskie, śmigłowce, wodnosamoloty, szybowce transportowe oraz samo-

loty szkolno-treningowe. W tej części książki znalazły się liczne prototypy i samoloty doświadczalne. Zostały opisane dzieje rozwoju każdego typu samolotu. Ilustracje stanowią zdjęcia i rysunki w trzech rzutach.

Druga połowa książki — to katalog samolotów współczesnych. Opis każdego samolotu zajmuje 2—4 stron i zawiera dzieje rozwoju typu i jego wersji, dane techniczne, kilka zdjęć i rysunek w trzech wersjach. Zostały opisane nawet najnowsze konstrukcje pasażerskie: An-28, Jak-42 i Il-86.

Całość materiału opracowana szczegółowo i solidnie — zadowoli nawet fachowców. Dla polskiego czytelnika bardzo interesujące są opisy samolotów, które były u nas w użyciu, a opisano wszystkie typy.

A.G.

M. KAYTON, W. R. FRIED: Elektro-niczne układy nawigacji lotniczej. Tłum. z jęz. angielskiego. Tytuł oryginalny: Avionics Navigation Systems. Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, Warszawa 1976, s. 768, cena 135 zł

Książka poświęcona jest zasadom działania i budowy układów nawigacji lotniczej i dotyczy urządzeń pokładowych i częściowo naziemnych.

Dzieło zostało napisane przez czternastu autorów — pracowników naukowo-badawczych i specjalistów, pracujących w znanych przedsiębiorstwach i instytucjach USA zajmujących się lotnictwem i elektroniką.

Książka podzielona jest na 16 rozdziałów, z których pierwsze cztery omawiają zasady nawigacji i wspólne techniki różnych układów, a dalsze rozwijają zasady działania i podstawowe funkcje poszczególnych układów. Rozdział 1 wprowadza w zagadnienia nawigacji lotniczej, omawia wymagania cywilne i wojskowe oraz rodzaje nawigacji i jej układów. W rozdziale 2 omówiono zasady teoretyczne nawigacji, w tym wyliczanie pozycji w systemach radionawigacyjnych, wyliczanie pozycji w układach kompleksowych, wyliczanie kursu oraz błędów pozycji. Rozdział 3 — po wprowadzeniu w zasady działania matematycznych maszyn cyfrowych — przedstawia techniki komputerów w zastosowaniach lotniczych, a rozdział 4 — podobnie — omawia komputery analogowe, realizujące równania nawigacyjne przedstawione wcześniej. Obszerny rozdział 5 poświęcony jest nawigacji radiowej. Omówione są zasady radionawigacji, zagadnienia propagacji fal radiowych oraz przegląd stosowanych aktualnie (1969 r.) 12 systemów radionawigacyjnych. Rozdział 6 dotyczy dopplerowskich systemów nawigacyjnych. Po wyjaśnieniu zasady działania przedstawiono parametry radarów dopplerowskich, własności sygnału, błędy radaru i krótko opisano stosowane urządzenia. W rozdziale 7 omówiono nawigację bezwładnościową — zasadę pracy, realizację układu, analizę błędów i metody określania i nastawy warunków początkowych układu bezwładnościowego. Rozdział 8 poświęcony jest nawigacji za pomocą radaru pokładowego. Ujęto w nim również metody uzgadniania zobrazowania radarowego z mapą, radar koherentny i układy śledzenia za profilem

terenu. W rozdziale 9 przedstawiono zasady automatycznej astronawigacji oraz czynniki wpływające na konstrukcję lotniczego astronawigacyjnego układu nadążnego. Rozdział 10 omawia teoretyczne i praktyczne zagadnienia związane z budową i stosowaniem przyrządów kursowych i układów orientacji przestrzennej. Rozdział 11 przedstawia układy danych aerodynamicznych (tak czujniki jak i układy wyliczania). Rozdział 12 wprowadza w satelitarne systemy nawigacyjne, przedstawiając wymagania, organizację systemu, mechanikę orbit, błędy refrakcji oraz ważniejsze rodzaje systemów. W rozdziale 13 omówiono teoretyczne aspekty automatycznego sterowania lotem i praktyczne rozwiązania zespołów układu, a w rozdziale 14 kierowanie samolotem w procesie lądowania, z krótkim wprowadzeniem w zasady pracy i rozwiązania współpracujących naziemnych urządzeń radiowych. Rozdział 15 omawia zasady działania układów wskazujących i techniki wskazań informacji. Ostatni — 16 rozdział — przedstawia stosowane systemy i podsystemy kontroli ruchu lotniczego oraz pokładowe urządzenia antykolidyjne. Każdy z wymienionych rozdziałów zakończony jest punktem przyszłościowe kierunki rozwoju, przedstawiającym trendy rozwojowe omawianych systemów i urządzeń.

Książka jest pierwszym w literaturze światowej kompleksowym ujęciem ważniejszych zagadnień wiążących nawigację lotniczą z elektroniką. Z konieczności szereg problemów w tak obszernym zakresie tematycznym omówiono w sposób wstępny, ale podana na końcu książki bogata literatura do każdego rozdziału umożliwia ewentualne dalsze studia wybranych zagadnień. Gruntowne studia przedstawionych w książce zagadnień ułatwiają również zestawy zadań i problemów, przeznaczonych do samodzielnego rozwiązania.

Z książki mogą korzystać pracownicy naukowo-badawczy i inżynierowie zajmujący się systemami nawigacyjnymi, projektanci wyposażenia samolotów i lotnisk, użytkownicy statków powietrznych i studenci wyższych szkół technicznych o kierunkach lotniczych i elektronicznych.

Polskie wydanie ukazało się niestety w siedem lat po oryginale (1969 r.), co w związku z szybkim postępem elektroniki stanowi pewien mankament, szczególnie w podanych przykładach rozwiązań układów, natomiast w zakresie zasad działania systemów książka spełnia doskonale rolę podręcznika akademickiego.

Należy z uznaniem powitać decyzję WKŁ wydania książki zapełniającej wyraźną lukę w literaturze fachowej w zagadnieniach elektronicznych układów nawigacyjnych, tym więcej na czasie, że aktualnie realizowany jest w kraju program rozwoju komunikacji lotniczej i budowy nowych samolotów i śmigłowców. Dobra znajomość awioniki jest niezbędna w obu dziedzinach, a staranne polskie wydanie o przejrzystym układzie zachęca do przestudiowania książki. Ceną wartościową tego wydania, wartą podkreślenia, jest wprowadzenie polskiego słownictwa i ujednolicenie terminologii w nowoczesnej i interdyscyplinarnej dziedzinie, jaką jest awionika. To trudne zadanie tłumacz — doc. dr inż. Jerzy Kręcisz — wykonał na ogół bardzo dobrze.

K.K.

Zastosowanie diod elektroluminescencyjnych (LED) w lotniczych wskaźnikach analogowych

Mgr inż. JAN TOMASZEWICZ
Instytut Lotnictwa — Warszawa

Możliwości zastosowań szczytu diod elektroluminescencyjnych we wskaźnikach wielkości analogowych. Przegląd systemów pracy diod i ich układów sterowania oraz przykład rozwiązania układu wskaźnika analogowego LED opracowanego w Instytucie Lotnictwa.

We wskaźnikach analogowych budowanych w oparciu o diody LED (*Light Emitting Diodes* — diody elektroluminescencyjne) praca pojedynczej diody traktowana jest jako działanie elementu typowo binarnego (tj. świeci lub nie świeci), a stosowane w układzie przetworniki analogowo-cyfrowe (A/D) dokonują konwersji sygnału analogowego (np. napięcia) na odpowiadający temu sygnałowi cyfrowy kod binarny — najczęściej BCD (rys. 1). Przetwornik A/D oczywiście nie jest konieczny, jeżeli sygnał wejściowy zadany jest w postaci cyfrowej (na przykład w komputerach cyfrowych, terminalu transmisji danych itd.).

Stosowane są dwa układy pracy wskaźników LED: z pojedynczo świecącą diodą (rys. 2a) i ze świecącym szeregiem diod (rys. 2b). Znane są dwa rodzaje wskaźników z diodami LED — z zerem z lewej strony skali i z zerem w środku skali. Wersja układu z pojedynczo świecącą diodą i z zerem w środku skali została wykonana i wykorzystana w opracowanym w Instytucie Lotnictwa modelu radiopółkompasu do poszukiwania rozbitka. Zasadę pracy tego typu wskaźnika pokazano na rys. 3a. Na rys. 3b przedstawiono wersję układu wskaźnika LED z zerem w środku skali i ze świecącym szeregiem diod.

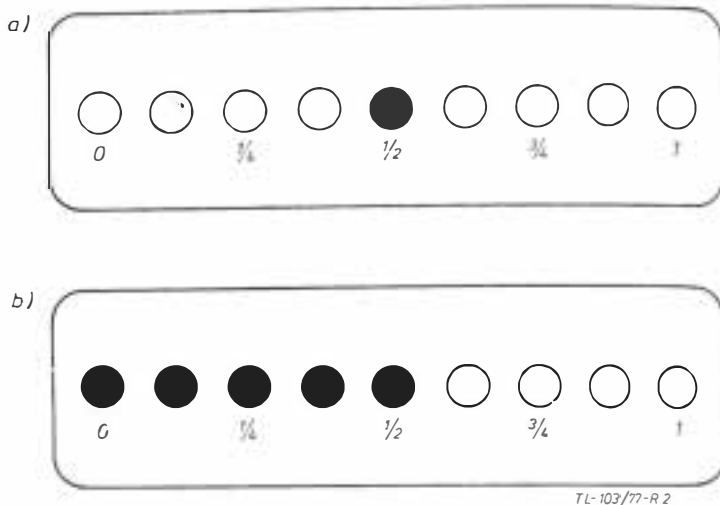
Diody elektroluminescencyjne stosowane we wskaźnikach analogowych w porównaniu z konwencjonalnymi wskaźnikami magnetoelektrycznymi wykazują wiele bardzo istotnych zalet:

- nieograniczenie długi czas pracy;
- bardzo duża odporność na wibrację i udary mechaniczne (brak części ruchomych, łamliwych elektrod, włókien itd.);
- pracują w każdej pozycji bez strat dokładności, nie wymagają kalibracji zera, kalibracji okresowych;
- duży kąt widzenia (typowo ok. 150°) — praktycznie eliminujący błąd paralaksy odczytu;
- praca diod LED jest możliwa zarówno w warunkach pełnego oświetlenia jak również przy jego braku (bez konieczności dodatkowego oświetlenia skali);
- wykonane są w trzech różnych kolorach: czerwonym, zielonym i żółtym, co umożliwia stosowanie ich do różnych celów (wskazania, namiaru, alarmu itd.);
- są w pełni kompatybilne do układów TTL i MOS, co sprawia, że układy sterowania są proste i nie wymagają dodatkowych źródeł zasilania;
- mogą być łączone równolegle, szeregowo, w formie matryc, jak również w dowolny inny sposób (łuk, w kształcie koła itd.);
- położenie zera może być w środku skali jak również na jej skraju — w zależności od potrzeb.

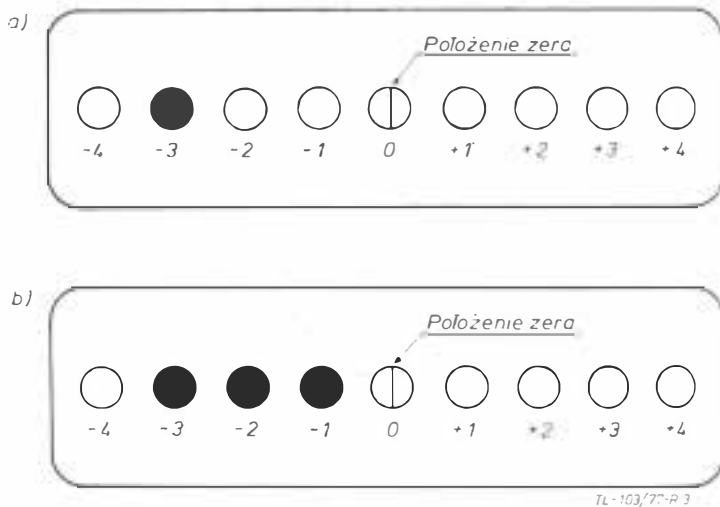
Zastosowanie diod LED zamiast wskaźników magnetoelektrycznych w lotnictwie jest rozwiązaniem zdecydowanie tańszym, jako że drogie wskaźniki mechaniczne zastę-

pują tanie elementy, prawie w pełni dostępne na rynku krajowym.

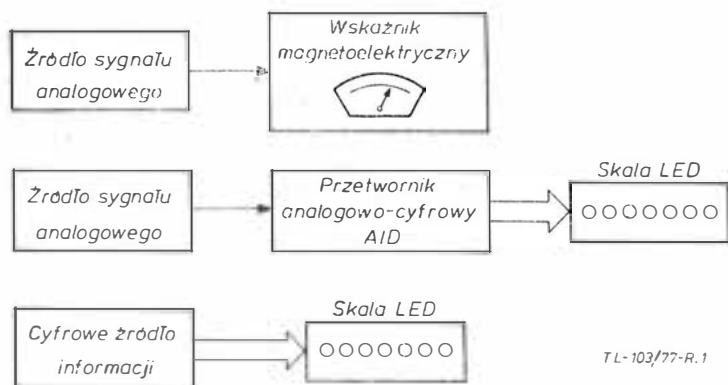
Układy sterujące do wskaźników LED budowane są w oparciu o układy scalone TTL serii SN54/74 firmy Texas Instruments lub przez ich odpowiedniki krajowe serii UCY64/74 produkowane przez CEMI. Prąd wyjściowy ukła-



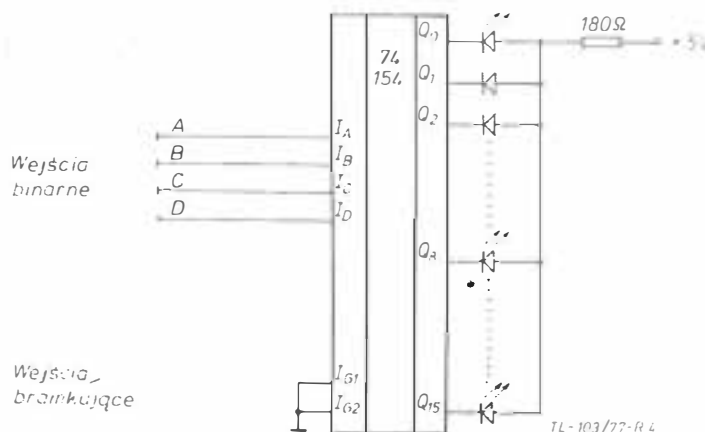
Rys. 2. Skala LED: a — z pojedynczo świecącą diodą, b — ze świecącym szeregiem diod



Rys. 3. Skala LED z zerem w środku: a — pojedynczy element świecący, b — świecący szereg

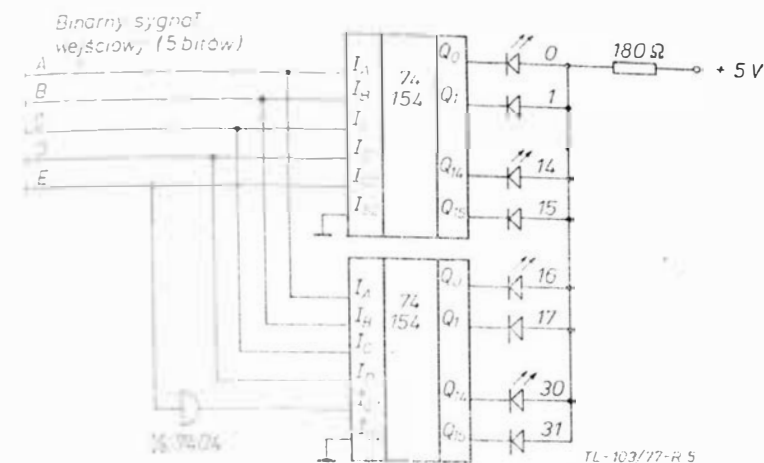


Rys. 1. Zasady pracy skal analogowych

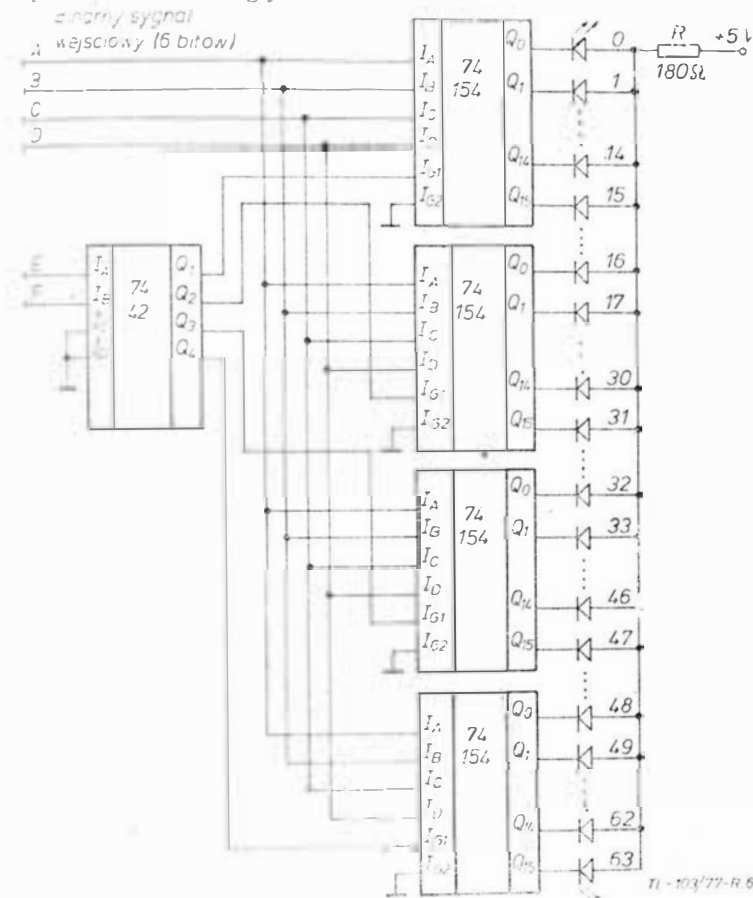


Rys. 4. Układ równoległy — skala 16-diodowa

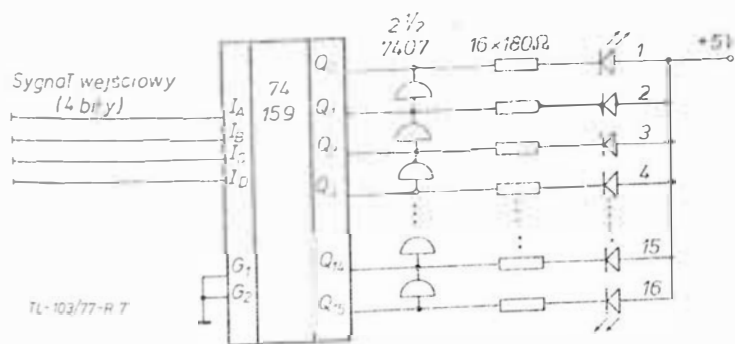
dów scalonych serii TTL równy typowo 16 mA w pełni wystarcza do tego, aby układ sterujący zapewnił pełną jasność świecenia diody LED. Do systemów pracy diod wymagających większych prądów sterowania budowane są układy specjalne (np. układ dekodera 1 z 10 SN54/7445 firmy Texas Instruments — obecnie nie mający odpowiednika krajowego).



Rys. 5. Układ równoległy — skala 32-diodowa



Rys. 6. Układ równoległy — skala 64-diodowa



Rys. 7. Układ równoległy ze świecącym szeregiem diod

Niżej dokonano przeglądu układów sterowania dla różnej liczby diod LED połączonych szeregowo, równolegle, w formie układów matrycowych.

Układy równoległe — pojedynczy element świecący

W równoległym układzie pracy pojedyncze diody LED lub matryca połączone są anodami (układ o wspólnej anodzie) bądź też katodami (układ o wspólnej katodzie). Ponieważ dopuszczalny prąd wyjściowy układów TTL jest równy 16 mA (i określony jest dla stanu niskiego na wyjściu, tj. dla $U_{wy}=U_{ol}$, gdzie U_{ol} oznacza poziom zera logicznego), tylko wersja układu o wspólnej anodzie może być w tym przypadku zastosowana. Wtedy łączymy diody LED anodami ze sobą i przez rezystor ograniczenia prądowego łączymy do +5 V napięcia zasilania. Jest to najpopularniejsza metoda stosowania diod LED, nie wymagająca dodatkowego (w stosunku do +5 V zasilania układów TTL) źródła napięcia zasilania. Dodatkowo źródło napięcia jest jednak konieczne w przypadku, gdy dwie lub więcej diod łączymy w szereg.

Układ sterowania 16 diod LED czterobitowym sygnałem binarnym

Zastosowanie układu scalonego SN74154 (UCY 74154) umożliwia sterowanie do 16 diod LED czterobitowym sygnałem sterującym (rys. 4). Zasadę pracy układu wyjaśnia następujący przykład: dla słowa binarnego HLHL (H — oznacza poziom 1 logicznej, L — oznacza poziom zera logicznego) podanego na wejścia sterujące I_D , I_C , I_B , I_A dekodera, przy założeniu, że oba wejścia bramkujące $I_{G1}=I_{G2}=0$, tylko jedno wyjście układu SN 74154 jest w stanie niskim (tj. $Q_{10}=L$), a pozostałe są w stanie H. Oznacza to, że tylko dioda połączona do wyjścia Q_{10} będzie świeciła. Prąd płynący przez diodę określony jest przez rezystor ograniczenia prądowego R , którego wartość ustalamy następująco:

$$R = (V_{CC} - V_F) / I$$

gdzie: V_{CC} — napięcie zasilania układu (w tym przypadku $V_{CC}=+5$ V), V_F — spadek napięcia na przewodzącej diodzie LED, I — prąd płynący przez diodę.

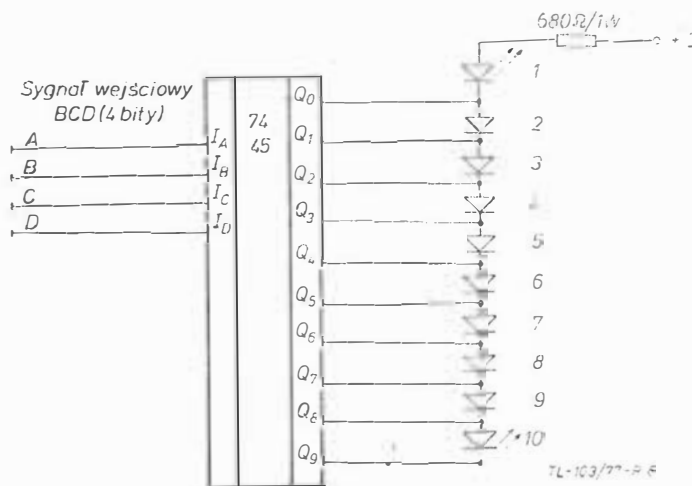
Charakterystyki diod określające zależność $I=f(V_F)$ określone są w katalogach przez producentów.

Układ sterowania 32 diod LED pięciobitowym sygnałem binarnym

Układ pracy dla 32 diod otrzymamy z układu pokazanego na rys. 4 dodając inwerter (1/6 SN7404/UCY7404) oraz drugi dekoderek SN74154/UCY74154. Wejścia sterujące dekodereków połączone są równolegle, a inwerter steruje wyborem jednego z dwóch dekoderek (jeden z nich jest włączony dla diod o numerach od 0÷15, drugi dla diod o numerach od 16÷31; rys. 5).

Układ sterowania 64 diod LED sześciobitowym sygnałem sterowania

Rozszerzenie układu skali analogowej do 64 diod LED wymaga zastosowania dekodera 1 z 10 (SN7442/UCY7442) jako elementu sterującego pracą dekoderek SN74154/



Rys. 8. Układ szeregowy ze świecącym szeregiem diod

/UCY74154 (rys. 6). Dekoder SN7442 pracuje w układzie sekwencyjnego wybierania dekodów SN74154. Wymagamy w tym przypadku tylko jednego rezystora ograniczenia prądowego i w danej chwili świeci tylko jedna dioda.

Układ równoległy — świecący szereg

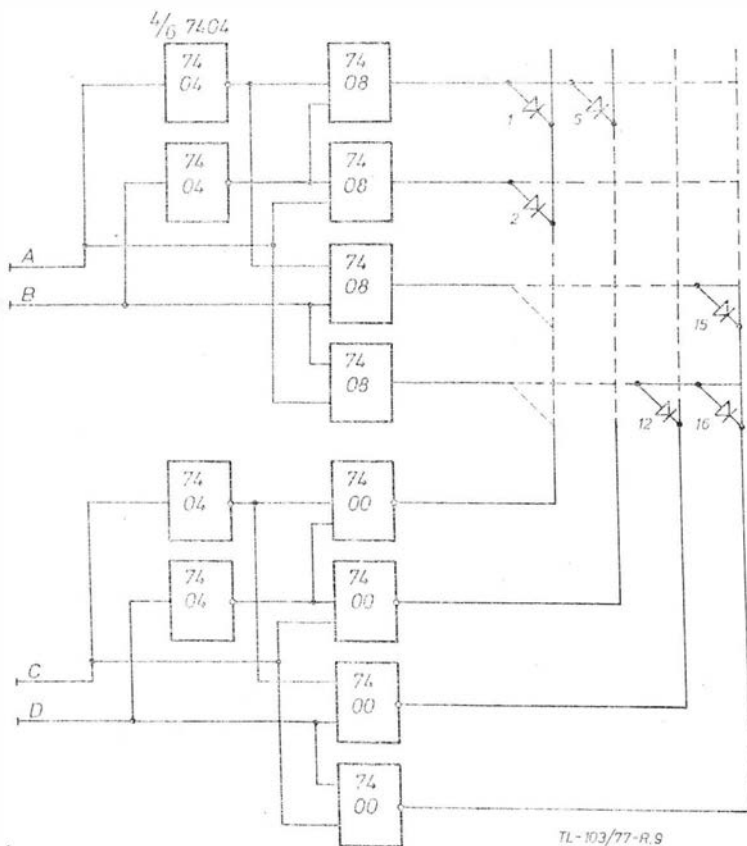
Jeżeli wymagamy, aby wartość sygnału wejściowego wyświetlana była w formie świecącego szeregu diod, niezbędna jest modyfikacja układów z pojedynczym elementem świecącym. Polega ona na dodaniu układów SN7407/UCY7407 połączonych jako *suma na przewodzie* (wire OR) do wyjść dekodera. Dodatkowo wymagane jest, aby dekodek binarny był układem z otwartym kolektorem (np. SN74159, bez krajowego odpowiednika). W efekcie świeci nie jedna dioda, lecz również te, których waga binarna jest mniejsza lub równa aktualnej wartości sygnału wejściowego. Rozwiązanie to wymaga jednak tylu rezystorów ograniczenia prądowego, ile diod LED zawiera skala analogowa (rys. 7).

Układ szeregowy — świecący szereg

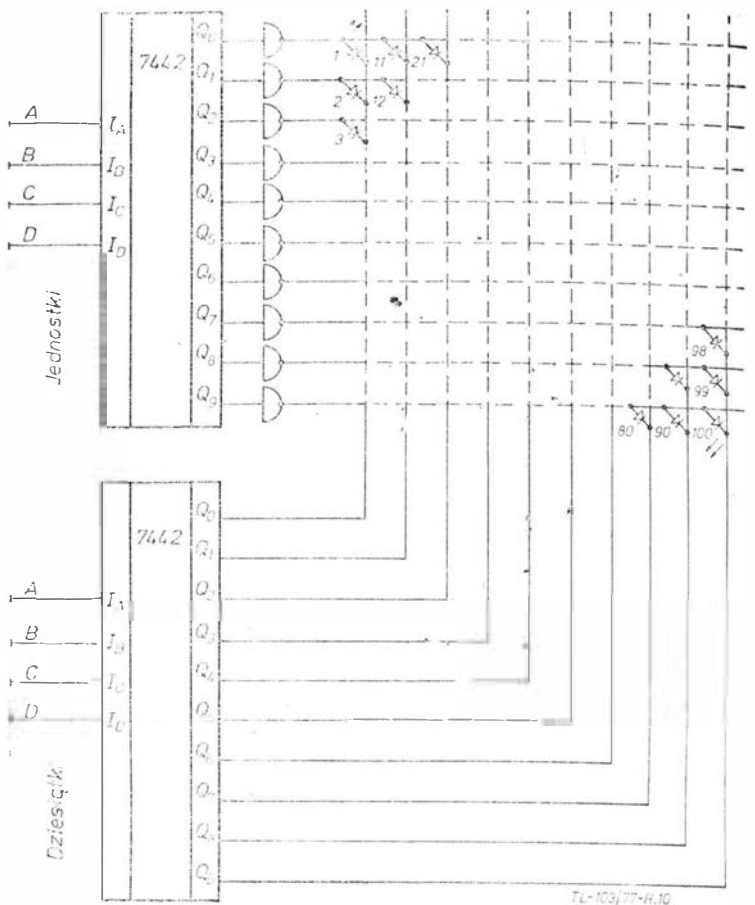
Układ szeregowy ze świecącym szeregiem diod ma tę zaletę w stosunku do układu równoległego, że prąd pobierany ze źródła zasilania jest stały i wynosi 10÷20 mA (typowy punkt pracy diody LED). Fakt ten czyni układ szczególnie przydatnym w przypadku, gdy żądamy automatycznej regulacji jasności świecenia w zależności od zewnętrznego oświetlenia. Jednak dla tego typu układów potrzebne jest większe napięcie zasilania i odpowiednie układy sterujące TTL (otwarty kolektor o rozszerzonych parametrach wyjścia, tj. 80 mA/30 V; np. SN7445, SN74145, SN74141 — bez krajowego odpowiednika). Na przykład: dla 10 diod LED, które pobierają maksimum 20 mA prądu (wartość katalogowa), a całkowity spadek napięcia wynosi 16 V (dla diod czerwonych) i 27 V (dla zielonych i żółtych) — użycie tego typu dekodera jest konieczne (rys. 8). Dla sygnału wejściowego od 0÷9 (w wersji dziesiętnej) wyjścia 0, 1, 2, ..., 9 będą sekwencyjnie przełączone do stanu L. Oznacza to, że diody 1, 1+2, 1+2+3, ... będą łączone przez rezystor R_v do napięcia zasilania +20 V. Kryteria doboru rezystora R_v są następujące:

$$R_v = (V_{CC} - 10 V_F) / I_F$$

gdzie: $V_{CC} = +30$ V, V_F — napięcie przewodzenia diody LED



Rys. 9. Układ matrycowy 16-diodowy



Rys. 10. Układ matrycowy 100-diodowy

(1,6 V), I_F — prąd diody LED dla $V_F = 1,6$ V (20 mA) $R_v = 680 \Omega$.

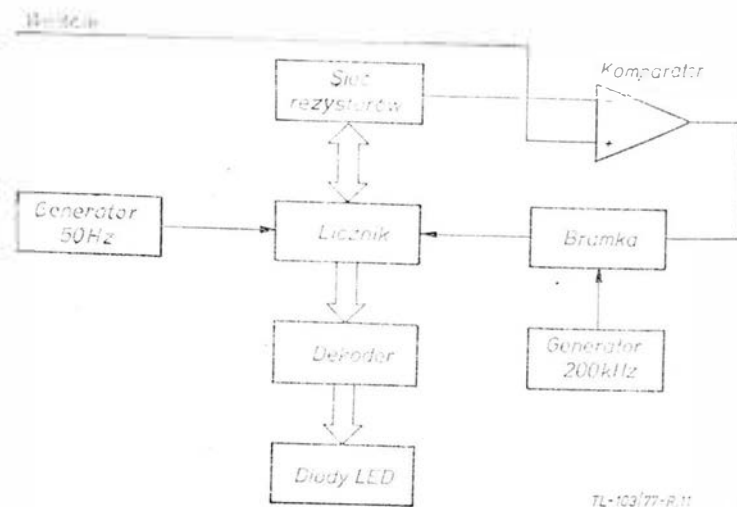
Wówczas maksymalny prąd płynący przez jedną diodę

$$I_{Fmax} = (V_{CC} - V_F) / R_v \approx 42 \text{ mA}$$

Dla ludzkiego oka wykazującego logarytmiczną zależność wrażenia od natężenia źródła światła zmiana intensywności świecenia diod w zależności od ich liczby aktualnie włączonych jest mało dostrzegalna. Wadę tę można wyeliminować stosując zamiast rezystora R_v źródło prądowe. Rozwiązanie to jest jednak droższe i zalecane do stosowania w przypadku diod zielonych i żółtych, gdzie zmiana intensywności świecenia diod w funkcji prądu przez nie płynącego jest znacznie większa niż dla diod czerwonych.

Układy matrycowe — pojedynczy element świecący

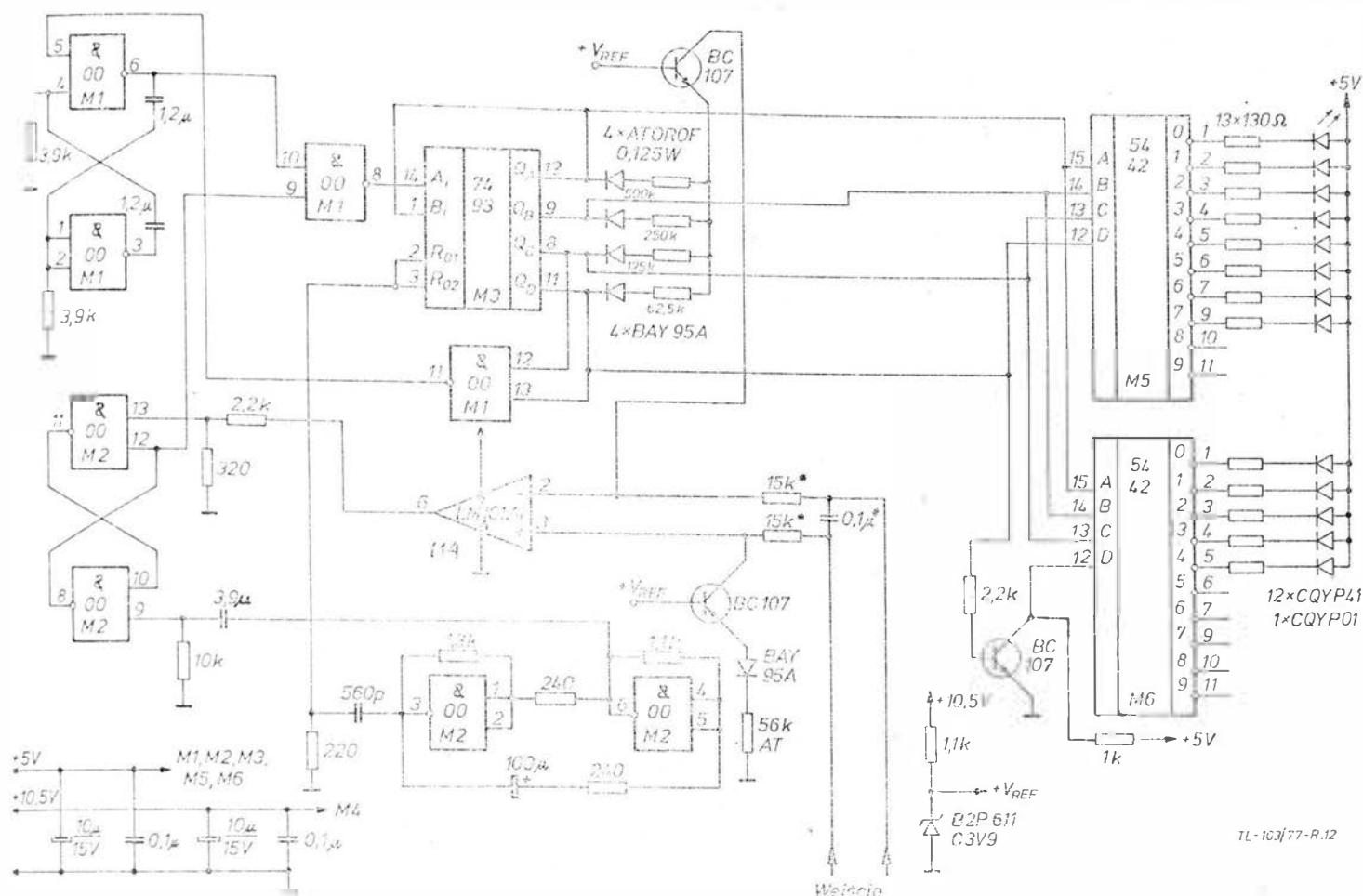
W przypadku stosowania większej liczby diod we wskaźnikach stosowanie układów matrycowych jest znacznie korzystniejsze niż układów wymienionych wyżej. Csiąga się



Rys. 11. Schemat blokowy zrealizowanego przetwornika A/D

bowiem znaczną prostotę i ekonomię układów sterowania w stosunku do liczby diod. Typowe rozwiązanie matrycowych układów świecących dla 16 i 100 diod LED pokazano na rys. 9 i 10.

Zrealizowany układ skali analogowej zbudowany został prawie wyłącznie w oparciu o elementy produkcji krajowej. Wyjątek stanowi wzmacniacz operacyjny LM101 AT spełniający rolę komparatora, którego przemysł krajowy



Rys. 12. Kompletne rozwiązanie skali LED radiopółkompasu do poszukiwania rozbitka

Przykład realizacji kompletnego wskaźnika analogowego LED na 13 elementach świecących

W Instytucie Lotnictwa opracowano model skali analogowej z zerem w środku skali — w zastosowaniu do radiopółkompasu do poszukiwania rozbitka. Urządzenie ma następujące parametry użytkowe:

- zero w środku skali,
- czułość układu nie gorsza niż 1 mV/działkę,
- liczba bitów przetwornika A/D — 4,
- liczba elementów świecących — 13 (maks. 20).

Model układu został wykonany jako dualny do rozwiązania z importowanym wskaźnikiem magnetoelektrycznym *low-power*, który jest bardzo drogi i trudno dostępny. Zaletą układu (obok strony ekonomicznej) jest również możliwość regulacji czułości w bardzo szerokim zakresie — w zależności od potrzeb użytkownika. Opracowany układ składa się z dwóch podstawowych bloków: czterobitowego przetwornika analogowo-cyfrowego o cyklu przetwarzania ok. 20 ms oraz układu dekodery sterujących pracą diod LED.

Schemat blokowy układu jest przedstawiony na rys. 11. Na rys. 12 przedstawiono schemat kompletnego rozwiązania układu skali analogowej LED.

nie produkuje. Zastosowanie tego wzmacniacza jest jednak konieczne ze względu na to, że pracuje on poprawnie już przy +10,5 V napięcia zasilania, przy niewielkich kosztach importu w stosunku do kosztu wskaźnika magnetoelektrycznego. Koszt całego urządzenia jest o ponad rząd wielkości niższy niż cena wskaźnika magnetoelektrycznego, przy tej samej powierzchni zajmowanej w urządzeniu.

Rozważano również możliwość zastosowania układu UAA 180 (specjalnie opracowanego pod kątem konstrukcji skal analogowych) firmy Siemens, jednak ze względu na znaczną nieliniowość układu i konieczność daleko posuniętej adaptacji do naszych celów zrezygnowano z tego rozwiązania (opinia w oparciu o rozczynniki katalogowe).

Możliwe jest zastosowanie automatyki jasności świecenia diod LED w zależności od zewnętrznego oświetlenia, jeżeli w czasie prób w locie okaże się to konieczne.

LITERATURA

1. AEG Telefunken: Halbleiter Informations III/1976.
2. Monsanto: Optoelectronics Catalog 1975.
3. Siemens: Analog Integrated Circuits 1976/77.

Nowy adres redakcji:

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Redakcja „Technika Lotnicza i Astronautyczna”
ul. Czackiego 3/5, 00-950 Warszawa

Wpływ wielkości otworu centralnego na naprężenia w wirnikowej tarczy nośnej

MARIAN BARAŃSKI
STEFAN SZCZECIŃSKI
HENRYK WERS

Analiza wpływu średnicy otworu centralnego na rozkład wzdłuż promienia tarczy naprężeń promieniowych i obwodowych pochodzących od sił masowych, obciążeń wieńcowych i termicznych. Wyrzynałościowe kryteria doboru wielkości otworu przy projektowaniu tarczy wirnika turbinowego.

Turbiny stanowią jeden z podstawowych zespołów lotniczych silników odrzutowych i śmigłowych. Pracują one w warunkach dużych obciążeń mechanicznych i termicznych, co z kolei stawia przed konstruktorem szereg trudnych do spełnienia wymagań. Między innymi żąda się dopuszczania wysokich naprężeń w łopatkach i tarczach turbin oraz stosowania racjonalnej konstrukcji pozwalającej na utrzymywanie możliwie stałej wytrzymałości we wszystkich punktach elementów nośnych. Na wartość naprężeń występujących w tarczach turbin ma wpływ wiele czynników eksploatacyjnych i konstrukcyjnych.

Jednym z nich jest wielkość otworu centralnego w tarczy. W dotychczas stosowanych rozwiązaniach konstrukcyjnych spotyka się tarcze o różnej konfiguracji geometrycznej z otworami lub bez, co przykładowo ilustruje rys. 1a i b.

Niniejsze opracowanie stanowi fragment obliczeń (dla szeregu tarcz płaskich wg modelu obliczeniowego rys. 1c) prowadzonych przy następujących założeniach:

- szerokość tarczy $b = \text{const}$;
- obciążenie wieńcowe $\sigma_w = \text{const}$;
- zmiana temperatury wzdłuż promienia tarczy — wg rys. 1d dla wszystkich tarcz;
- naprężenia wywołane obciążeniem — jednakowe na całej grubości tarczy, a więc występuje płaski stan naprężeń;
- prędkość obrotowa $n_{\max} = \text{const}$.

Wpływ obciążeń na naprężenia w tarczy

Rodzaje obciążeń tarczy

Na tarczę turbiny podczas pracy silnika działa szereg obciążeń. Siły odśrodkowe działające na masę własną tarczy wywołują naprężenia rozciągające. Wieńiec łopatek umieszczony na obwodzie tarczy pod wpływem działania sił odśrodkowych stanowi obciążenie wieńcowe, powodujące także występowanie naprężeń rozciągających. Na skutek nierównomiernego nagrzania tarczy wzdłuż jej promienia występują naprężenia rozciągające i ściskające o znacznych wartościach.

Ponadto w tarczach występują naprężenia:

- zginające — wywołane siłami ciśnienia powietrza chłodzącego lub kompensującego siły wzdłużne, siłami od wieńca łopatek i momentami gyroskopowymi;
- skręcające — od przekazywania z łopatek na wał momentu obrotowego;

— rozciągające lub ściskające — wywołane ewentualnym wciskiem tarczy na wał lub wału na kołnierz tarczy.

Decydujące znaczenie mają jednak naprężenia wywołane siłami masowymi tarczy, obciążeniem wieńcowym oraz od nierównomiernego nagrzania. W celu oceny wpływu poszczególnych obciążeń na naprężenia w tarczy rozpatrywano niezależnie działanie każdego z tych obciążeń.

Obciążenie masowe samej tarczy

Wartość naprężeń promieniowych σ_r i obwodowych σ_u w tarczy o stałej grubości pod działaniem obciążeń siłami masowymi samej tarczy wyznaczają następujące związki [3]:

— dla tarczy bez otworu

$$\sigma_r = \frac{3+\nu}{8} \rho U^2 \left[1 - \left(\frac{r}{R} \right)^2 \right]$$

$$\sigma_u = \frac{3+\nu}{8} \rho U^2 \left[1 + \frac{1+3\nu}{3+\nu} \left(\frac{r}{R} \right)^2 \right]$$

— dla tarczy z otworem centralnym

$$\sigma_r = \frac{3+\nu}{8} \rho U^2 \left[1 + \left(\frac{R_o}{R} \right)^2 - \left(\frac{R_o}{r} \right)^2 - \left(\frac{r}{R} \right)^2 \right]$$

$$\sigma_u = \frac{3+\nu}{8} \rho U^2 \left[1 + \left(\frac{R_o}{R} \right)^2 + \left(\frac{R_o}{r} \right)^2 - \frac{1+3\nu}{3+\nu} \left(\frac{r}{R} \right)^2 \right]$$

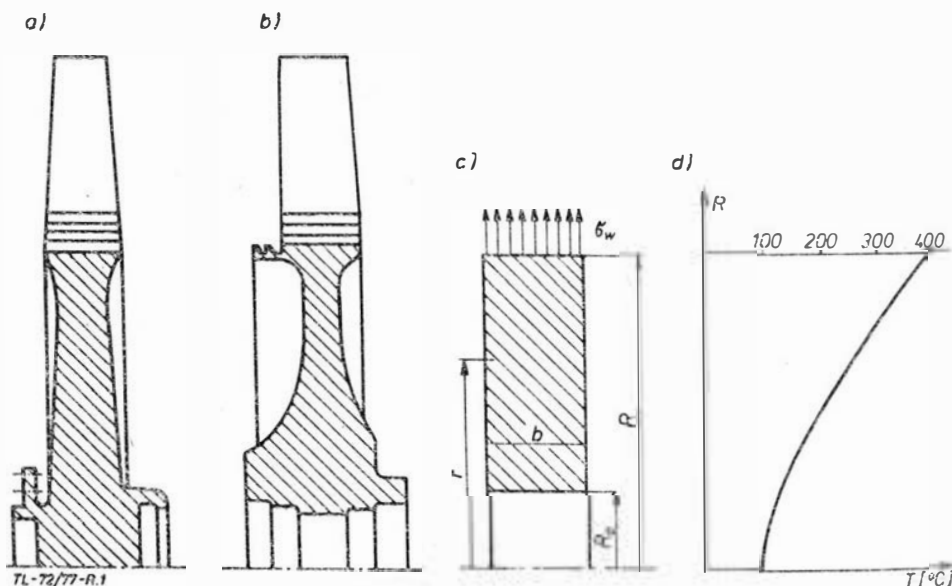
gdzie: R — promień wieńca tarczy, r — promień bieżący, R_o — promień

otworu centralnego, ρ — gęstość materiału, u — prędkość obwodowa wieńca tarczy.

Zależności te pozwalają określić rozkład naprężeń wzdłuż promienia tarczy. Dla porównania przeprowadzono obliczenia tarczy bez otworu i kilku tarcz z otworami centralnymi o różnych promieniach względnych R_o .

Wyniki obliczeń ilustrują wykresy na rys. 2. Dla tarczy bez otworu zmiana $\sigma_u = f(\sigma_r)$ jest liniowa, a wartość naprężeń maleje w miarę wzrostu względnego promienia bieżącego r . Maksymalną wartość naprężenia osiąga w samym środku tarczy, przy czym $\sigma_u = \sigma_r$, natomiast na obwodzie tarczy $\sigma_r = 0$, a $\sigma_u = \sigma_{u \min}$. Wykonanie w tarczy najmniejszego nawet otworu centralnego powoduje co najmniej dwukrotny wzrost naprężeń obwodowych σ_u na granicy otworu i spadek naprężeń promieniowych σ_r do zera. W miarę powiększania otworu obserwujemy dalszy wzrost naprężeń σ_u na granicy otworu i szybki spadek naprężeń σ_r do zera. Ponadto wykonanie otworu centralnego w tarczy pociąga za sobą dodatkowo wzrost naprężeń obwodowych na obwodzie tarczy. Ponieważ naprężeniami wymiarującymi są naprężenia maksymalne, stąd wniosek, że wykonanie otworu decyduje o wartości maksymalnej naprężeń zastępczych.

Zatem tarcza z otworem jest pod względem wytrzymałościowym konstrukcją mniej korzystną od tarczy bez otworu. Jednak ze względów konstrukcyjnych wykonanie otworu jest w pewnych przypadkach koniecznością. Zmiany naprężeń obwodowych σ_u na granicy tarczy w zakresie zmian $R_o = 0,1+0,5$ są niewielkie. Natomiast zmiana tych samych naprężeń σ_u na



Rys. 1. Tarcze turbin: a — tarcza bez otworu, b — tarcza z otworem, c — model obliczeniowy tarczy płaskiej, d — rozkład temperatury w tarczy

obwodzie tarczy odbywa się szybciej, np. przy $\bar{R}_o = \frac{R_o}{R} = 0,5$ wzrost naprężeń

σ_u jest dwukrotny, a przy $\bar{R}_o = 0,25$ wzrost naprężeń σ_u wynosi około 20%. Można więc przyjąć, że maksymalna wielkość otworu centralnego nie powinna przekraczać granicy $\bar{R}_o = 0,25$ dla praktycznie realizowanych konstrukcji, mając na uwadze obciążenia masowe samej tarczy.

Obciążenie wieńcowe

Obciążenie tarczy wirnika wieńcem łopatek wywołuje znaczne naprężenia rozciągające w tarczy. Jako przykład można przytoczyć fakt, że siła odśrodkowa działająca na jedną łopatkę turbiny współczesnego silnika odrzutowego o średnim ciągu osiąga wartości od kilku do kilkunastu tysięcy kG. Zważywszy, że na obwodzie mocowane jest około 60-90 łopatek, sumaryczna siła osiąga wartości rzędu kilkuset tysięcy kG.

Wartość naprężeń od obciążenia wieńcowego wzdłuż promienia tarczy określa się z zależności [1]:

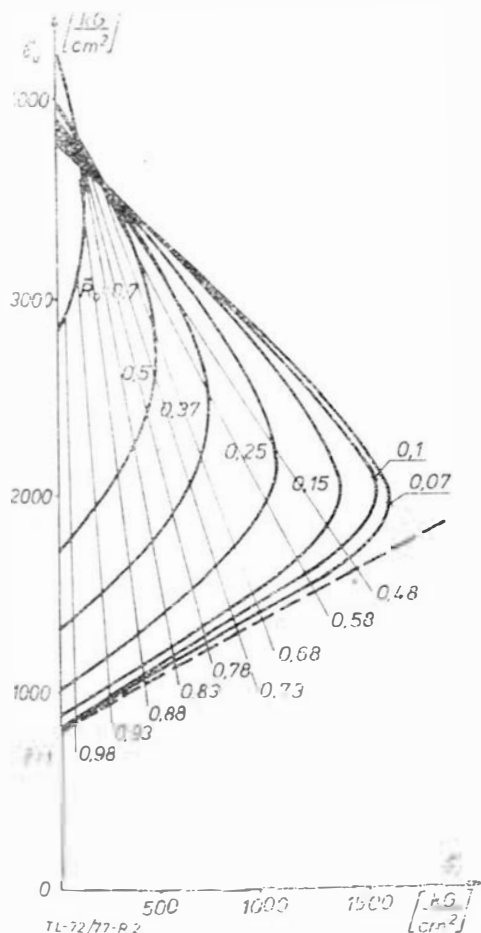
— dla tarczy bez otworu

$$\sigma_r = \sigma_u - \sigma_w$$

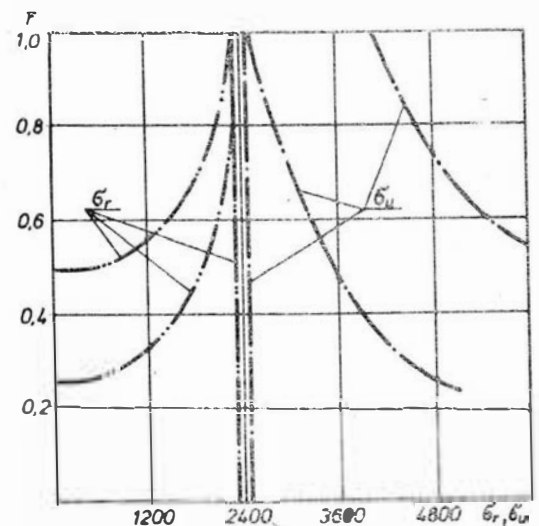
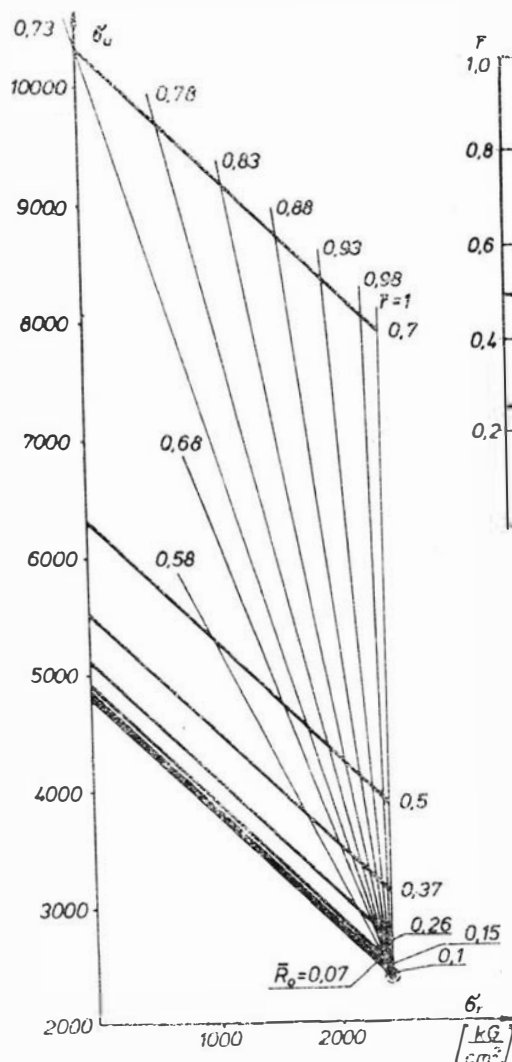
— dla tarczy z otworem centralnym

$$\sigma_r = \frac{\sigma_w}{1 - \left(\frac{R_o}{R}\right)^2} \left[1 - \left(\frac{R_o}{r}\right)^2 \right]$$

$$\sigma_u = \frac{\sigma_w}{1 - \left(\frac{R_o}{R}\right)^2} \left[1 + \left(\frac{R_o}{r}\right)^2 \right]$$



Rys. 3. Zmiana $\sigma_u = f(\sigma_r)$ dla tarcz o różnych otworach (R_o) od obciążenia wieńcowego; linia przerywana — tarcza bez otworu



Obciążenie od nierównomiernego nagrzania

Podczas pracy silnika tarcza turbiny jest nagrzana nierównomiernie wzdłuż promienia. Na promieniu zewnętrznym temperatura jest wyższa (dopływ ciepła od gazów opływających łopatki), a na promieniu wewnętrznym niższa na skutek chłodzenia tarczy. Można przyjąć, że rozkład temperatury jest paraboliczny [1, 2] jak na rys. 1d. Wprowadza to dodatkowe naprężenia, których wartość określona jest zależnościami [1]:

— dla tarczy bez otworu

$$\sigma_r = \frac{\alpha ET}{4} \left[1 - \left(\frac{r}{R}\right)^2 \right]$$

$$\sigma_u = \frac{\alpha ET}{4} \left[1 - 3 \left(\frac{r}{R}\right)^2 \right]$$

— dla tarczy z otworem

$$\sigma_r = \frac{\alpha ET}{4} \left\{ \left[1 + \left(\frac{R_o}{R}\right)^2 \right] \left[1 - \left(\frac{R_o}{r}\right)^2 \right] - \frac{r^4 - R_o^4}{r^2} \cdot \frac{1}{R^2} \right\}$$

$$\sigma_u = \frac{\alpha ET}{4} \left\{ \left[1 + \left(\frac{R_o}{R}\right)^2 \right] \left[1 + \left(\frac{R_o}{R}\right)^2 \right] + \frac{r^4 - R_o^4}{r^2} \cdot \frac{1}{R^2} - 4 \left(\frac{r}{R}\right)^2 \right\}$$

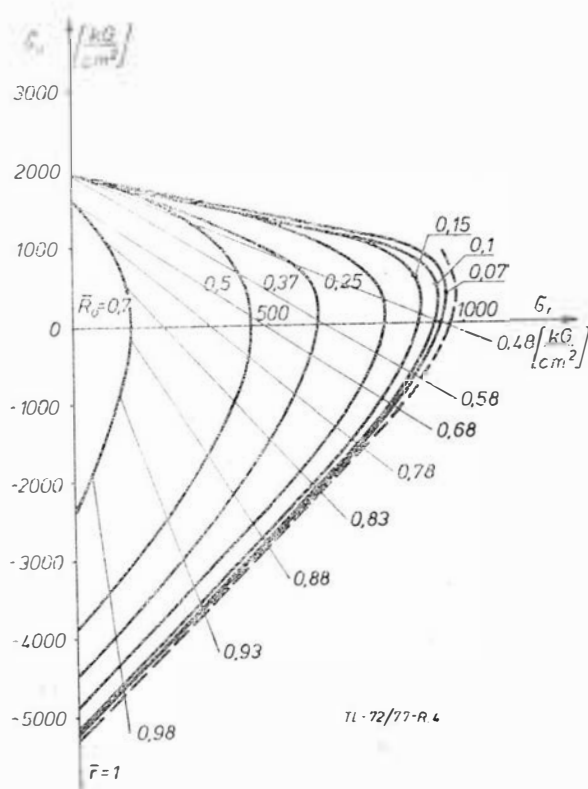
gdzie: α — współczynnik liniowej rozszerzalności termicznej materiału tarczy; E — moduł sprężystości podłużnej materiału; T — temperatura tarczy na bieżącym promieniu tarczy.

Zmianę naprężeń $\sigma_u = f(\sigma_r)$ ilustrują wykresy na rys. 4. Charakterystyczne dla tego rodzaju obciążenia jest występowanie dość znacznych ujemnych (ściskających) naprężeń obwodowych na promieniu zewnętrznym.

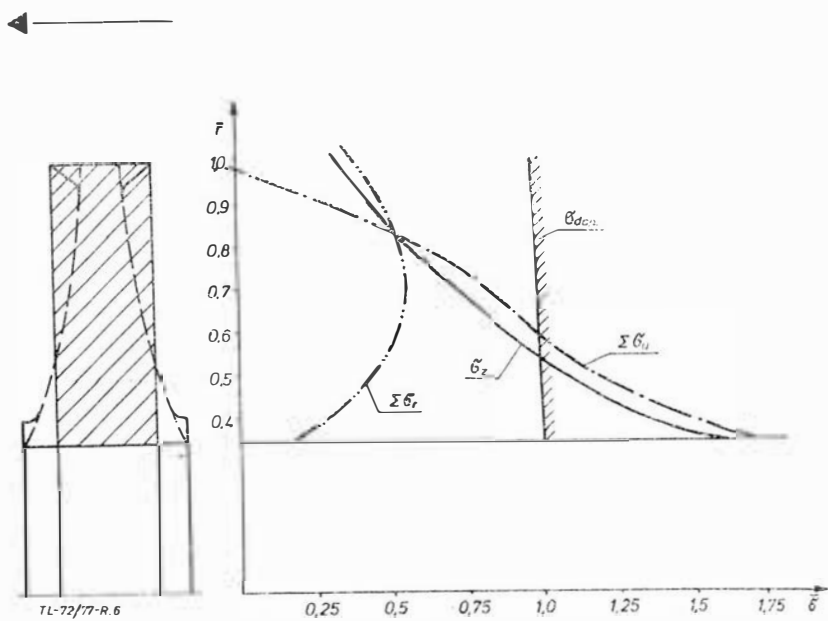
gdzie: $\sigma_w = P_w / 2\pi R b$; P_w — sumaryczna siła odśrodkowa od masy łopatek; b — szerokość wieńca tarczy.

W wyniku przeprowadzonych obliczeń sporządzono wykresy rys. 3. Dla tarczy bez otworu na wykresie jest jeden punkt, co oznacza, że naprężenia $\sigma_r = \sigma_u = \text{const}$ na każdym promieniu tarczy. Wykonanie otworu wprowadza liniową zmianę $\sigma_u = f(\sigma_r)$. Wartości naprężeń obwodowych rosną w miarę jak promień bieżący maleje i osiągają wartość maksymalną gdy $r = R_o$. Wprowadzenie najmniejszego otworu centralnego w tarczę wywołuje dwukrotny wzrost naprężeń obwodowych na granicy otworu. Zatem otwór znacznie pogarsza warunki wytrzymałościowe tarczy. Naprężenia promieniowe σ_r z chwilą pojawienia się otworu w tarczy maleją do zera przy zmniejszaniu się promienia bieżącego i nie wpływają istotnie na naprężenia zastępcze. Ogólnie można stwierdzić, że wielkość otworu centralnego należy dobierać w zależności od wielkości obciążenia wieńcowego. Im ono jest większe, tym mniejszy powinien być otwór w tarczy.

Rys. 2. Zmiana $\sigma_w = f(\sigma_r)$ dla tarcz z różnymi otworami (R_o) od sił masowych tarczy; linia przerywana — tarcza bez otworu



Rys. 4. Zmiana $\sigma_u = f(r_r)$ dla tarczy o różnych otworach (R_0) od obciążenia termicznego; linia przerywana — tarcza bez otworu



Rys. 6. Rozkład sumarycznych naprężeń w tarczy płaskiej z otworem i wstępne jej profilowanie

Dla tarczy bez otworu w części centralnej zachodzi równość naprężeń σ_r i σ_u . Ich wartość jest stosunkowo niewielka i w odniesieniu do naprężeń σ_u na promieniu zewnętrznym wynosi około 20%. Wykonanie otworu w tarczy prowadzi do likwidacji naprężeń σ_r na

granicy otworu oraz dwukrotny wzrost naprężeń σ_u w porównaniu do tarczy bez otworu. Powiększenie otworu prowadzi do zmniejszenia bezwzględnej wartości naprężeń obwodowych jak również naprężeń promieniowych, a zatem dla tego typu obciążeń korzystne jest wykonywanie dużych otworów.

Obciążenia sumaryczne

Sumując naprężenia od wszystkich omówionych obciążeń sporządzono sumaryczne zależności $\sigma_u = f(r_r)$ dla rozpatrywanych tarcz. Z wykresów na rys. 5 wynika, że najkorzystniejszy rozkład naprężeń występuje w tarczy bez otworu, ponieważ wartości naprężeń obwodowych i promieniowych na bieżącym promieniu są do siebie zbliżone.

Wykonanie otworu w tarczy powoduje zmniejszenie się naprężeń promieniowych do zera na granicy otworu przy jednoczesnym co najmniej dwukrotnym wzroście naprężeń obwodowych w zależności od wielkości otworu. Zwiększone naprężenia obwodowe w każdym przypadku tarczy z otworem przekraczają naprężenia dopuszczalne. Trudno zatem mówić o optymalizacji otworu centralnego w tarczy płaskiej. Stąd wynika konieczność profilowania kształtu tarczy tak, aby wyłączenie materiału tarczy w każdym jej punkcie było równomierne.

Z drugiej strony wykonanie bardzo dużego otworu ma się z celem, jako że kształt tarczy zmienia się w pierścieni, a w takiej sytuacji zakres profilowania jest niewielki.

Wnioski

Prawidłowo zaprojektowana tarcza powinna mieć nie tylko dostateczną wytrzymałość ale i możliwie małą masę. Dlatego przy projektowaniu

tarcz należy zapewnić ich stałą wytrzymałość, tzn. zapewnić na każdym promieniu tarczy stały współczynnik bezpieczeństwa:

$$x = \frac{\sigma_{dop}(T)}{\sigma_z}$$

gdzie: $\sigma_{dop}(T)$ — naprężenia dopuszczalne w materiale tarczy dla temperatury panującej w obliczanym przekroju tarczy; σ_z — naprężenia zastępcze określane zależnością [2]:

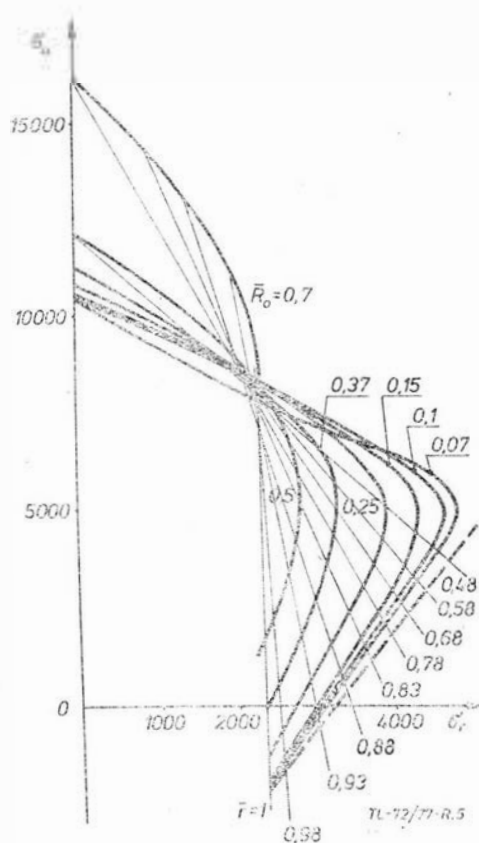
$$\sigma_z = \sqrt{\sigma_u^2 - \sigma_u \sigma_r + \sigma_r^2}$$

Na rysunku 6 zilustrowano przebieg sumarycznych naprężeń σ_r , σ_u i σ_z , jak również pokazano wstępny profil tarczy (linia przerywana) przy założeniu stałości współczynnika bezpieczeństwa. W tarczach nośnych wirników silników turbinowych ze względów konstrukcyjnych piasta tarczy i jej zewnętrzny wieniec są bardziej rozbudowane, co zaznaczono na rys. 6 linią ciągłą.

Oczywiście ten wstępny profil tarczy wymaga dalszych obliczeń znanymi metodami jak np. różnic skończonych, bądź też metoda elementów skończonych.

LITERATURA

1. J. LIPKA: Wytrzymałość maszyn wirnikowych. WNT Warszawa 1967.
2. S. SZCZECIŃSKI: Lotnicze silniki turbinowe. MON Warszawa 1965.
3. S. SZCZECIŃSKI (pod red.): Turbinowe napędy samochodów. WKiŁ Warszawa 1974.



Rys. 5. Zmiana $\sigma_u = f(r_r)$ dla tarczy o różnych otworach (R_0) od obciążenia sumarycznego; linia przerywana — tarcza bez otworu

Czy polskie lotnictwo mogło być silniejsze w 1939 r.

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Polska koncepcja zastosowania lotnictwa wojskowego i jej skutki w polityce sprzętowej w okresie międzywojennym. Analiza potrzeb i możliwości polskiego lotnictwa w 1939 r.

Omawiając przyczyny słabości naszego lotnictwa w 1939 r. wymieniamy przede wszystkim niski budżet wojskowy oraz niekorzystną dla lotnictwa strukturę tego budżetu. Podkreśla się również przestarzałą koncepcję użycia lotnictwa towarzyszącego (od 1938 r. — obserwacyjnego) i nie najlepszy rozdział sił lotniczych w 1939 r.

Niski dochód narodowy wynikający z nieumiejętności intensywniejszego rozwijania gospodarki, brak inwestycji w przemyśle należącym do obcego kapitału i przezeń eksploatowanym itp. podobnych czynników natury ustrojowej — należy określić jako przyczynę obiektywną ograniczającą wielkość budżetu wojskowego a niezależną od władz wojskowych. Przeznaczanie w Polsce przedwrześniowej tylko 10% budżetu wojskowego na lotnictwo (w Niemczech hitlerowskich 33% w latach 1937—1939) wynikało z niedoceniań roli lotnictwa przez Sztab Główny. Oba te czynniki łącznie stały się przyczyną przydzielania w latach 1937—1939 znacznie mniejszego budżetu na lotnictwo, niż przewidywał to plan modernizacji lotnictwa uchwalony 13 października 1936 r. przez Komitet do Spraw Uzbrojenia i Sprzętu (KSUS) przy MSWojsk. W roku 1937/38 lotnictwo otrzymało 89 mln zł co stanowiło 26 zł na głowę ludności.

Wszystkie te przyczyny, już od dawna znane, mówią jedynie o obiektywnych warunkach, w jakich się nasze lotnictwo znajdowało i na które nie miało wpływu.

Pierwszym, który postawił tezę, że *nieprzemysłowa polityka sprzętowa dała opłakane skutki i była jednym z podstawowych źródeł słabości i klęski naszego lotnictwa*, był E. Kozłowski. O ile słusznie widział on główne przyczyny słabości w braku koncepcji użycia lotnictwa i w ograniczeniu produkcji samolotu myśliwskiego Jastrząb, to niezbyt trafnie upatrywał przyczynę kryzysu sprzętowego w ekspansji polskich samolotów. K. Sławiński natomiast zwrócił uwagę na niewłaściwe wykorzystanie możliwości naszych konstruktorów.

Spróbujmy przeprowadzić analizę, czy lotnictwo wykorzystowało maksymalnie te możliwości jakimi dysponowało. Wszak wiadomo np., że artyleria przeciwlotnicza w dużym stopniu wykorzystwała swe możliwości pod względem zaopatrzenia się w sprzęt. Lotnictwo dysponowało możliwościami: pod względem koncepcji zamawianego sprzętu, wykorzystania możliwości biur konstrukcyjnych, wykorzystania możliwości produkcyjnych przemysłu oraz realizacji

szkolenia kadry zarówno pod względem rodzajów i ilości jak i jakości. Sprawy te były w zasadniczej mierze w gestii Dowództwa Lotnictwa (do 1936 r. noszącego nazwę Departamentu Aeronautyki MSWojsk.). Natomiast koncepcja użycia lotnictwa we wrześniu 1939 r. należała do Sztabu Lotniczego przy Sztabie Głównym.

Stan naszego lotnictwa w 1939 r. był w zasadzie wynikiem poglądów Departamentu Aeronautyki na rozwój potrzeb sprzętowych, i to poglądów formułowanych w pierwszej połowie lat trzydziestych. Poglądy te nie powstały nagle. Były one wynikiem zarówno możliwości naszego przemysłu lotniczego i stanu zaopatrzenia w sprzęt — uprzednio kupowany oraz istniejących w świecie tendencji w budowie samolotów, jak i poglądów na ten temat panujących u nas dotychczas oraz głoszonych w innych krajach.

Największy wpływ na polską koncepcję miejsca lotnictwa miała doktryna francuska przewidująca przydzielenie lotnictwa związkom operacyjnym i taktycznym wojsk lądowych oraz wydzielenie niedużego odwołu strategicznego lotnictwa (w dyspozycji Wodza Naczelnego). W połowie lat trzydziestych stała się popularna, w szczególności we Włoszech i w Niemczech, teoria G. Douhet'a, głosząca ideę supremacji lotnictwa bombowego jako siły uderzeniowej. Nie wykazywano natomiast zainteresowania brytyjską koncepcją lotnictwa obronnego: myśliwskiego i morskimi.

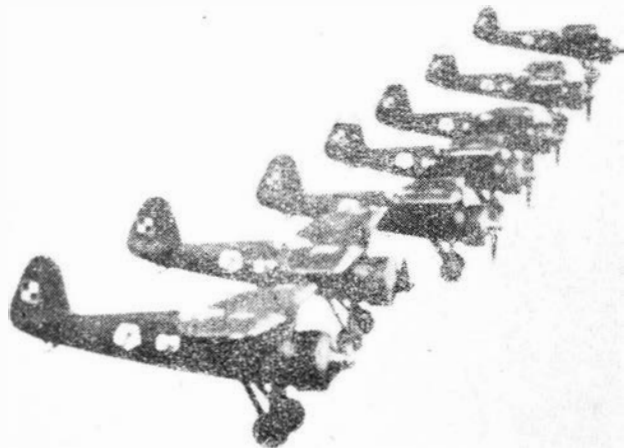
L. Rayski w latach 1934—1938 widział lotnictwo tylko jako frontowe (taktyczne), nie zauważając potrzeby istnienia lotnictwa obrony powietrznej kraju. Taki pogląd był też przez M. Romeykę wykładany w Wyższej Szkole Wojskowej.

Niewątpliwie odbiciem polskich poglądów na użycie lotnictwa był plan modernizacji lotnictwa zatwierdzony 13.10.1936 r. przez Komitet do Spraw Uzbrojenia i Sprzętu przy MSWojsk. Plan ten przewidywał posiadanie na 1.6.1939 r.:

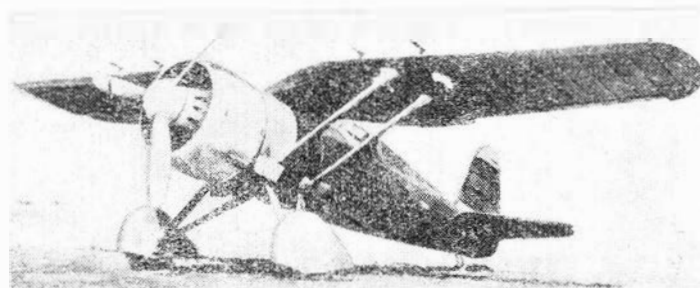
— 15 eskadr myśliwskich	
na P-11/P-39 Wilk	— 150 samol.,
— 9 esk. pościgowo-rozpoznawczych	
na P-38 Wilk	— 20 samol.,
— 8 esk. liniowych (rozpoznawczych)	
na P-23 Karaś	— 80 samol.,
— 15 esk. bombowych na P-37 Łoś	— 150 samol.,
— 18 esk. towarzyszących (obserwacyjnych)	
na R-XIII i Czapla	— 126 samol.

Razem 536 samolotów, w tym 410 bojowych.

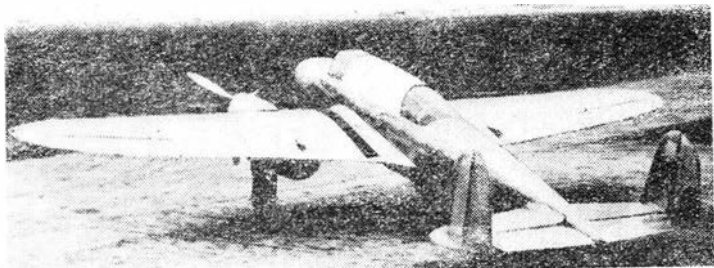
Plan na 1942 r. przewidywał jedynie zwiększenie liczby eskadr pościgowych o jedną (do 10), liczbę eskadr rozpoznawczych na P-46 Sum o 6 (do 14) oraz eskadr bombowych o dalsze 6 (do 21). Porównanie tego programu ze stanem naszego lotnictwa w 1939 r. wykazuje, iż nie zamierzano rozwijać lotnictwa myśliwskiego, redukowano lotnictwo liniowe czyli rozpoznawczo-bombardujące (do 1938 r. było 16 eskadr), natomiast dążono do utworzenia lotnictwa bombowego (w 1936 r. istniały tylko 2 eskadry na Fokkerach F-VII b/3m.) i lotnictwa pościgowo-rozpoznawczego. Rozbudowa lotnictwa bombowego i lotnictwa pościgowego do eskortowania bombowców — była reali-



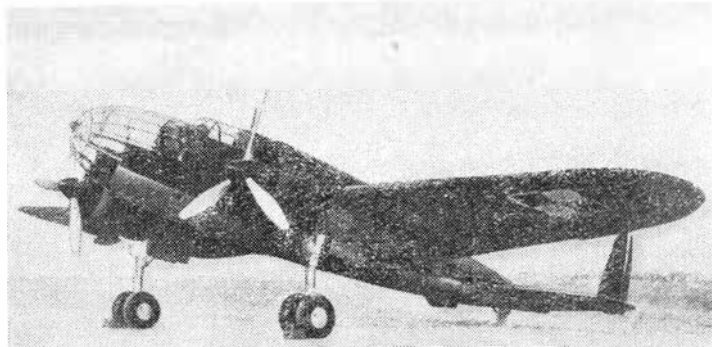
Rys. 1. Samoloty myśliwskie PZL P-11c (1935 r.) zbudowane w liczbie 150 szt.



Rys. 2. Samolot myśliwski PZL P-24G (1937 r.) produkowany na eksport



Rys. 3. Prototyp samolotu pościgowego PZL-33 Wilk (1938 r.)



Rys. 4. Samolot bombowy PZL-37 B Łoś (1938 r.), którego zbudowano 100 szt.

zaczę koncepcji Douheta i jego kontynuatorów. Stworzona w lecie 1934 r., przez L. Rayskiego przy współpracy z konstruktorami z PZL, koncepcja samolotu pościgowego Wilk przewidywała, iż będzie to samolot wielozadaniowy, tzn. będzie on mógł służyć w wersji P-38 jako pościgowo- eskortujący i rozpoznawczy, czyli będzie towarzyszył bombowcom, służył do pościgu bombowców nieprzyjaciela oraz wykonywał zadania rozpoznania taktycznego, a w wersji myśliwsko-szturmowej i do lotu nurkowego P-39 będzie samolotem myśliwskim oraz lekkim bombardującym.

Niewątpliwie myśl wprowadzenia jednego typu samolotu w eskadrach myśliwskich i pościgowych oraz ewentualnie i rozpoznawczych — była interesująca. Nie należy jednak zapominać, że głównym zadaniem Wilka miało być eskortowanie bombowców. Oczywiście w pierw przyjęto u nas koncepcję rozbudowy lotnictwa bombowego, a w jej konsekwencji dopiero — lotnictwa pościgowego. Program rozwoju lotnictwa bombowego nie był wynikiem wnikliwej analizy, lecz raczej opierał się na argumentach: inni rozwijają lotnictwo bombowe, a my jesteśmy w tyle, więc musimy starać się dorównać. Orędownikami lotnictwa bombowego był płk. M. Romeyko, komendant Wyższej Szkoły Lotniczej przy Wyższej Szkole Wojennej, oraz mjr S. Ab- żóltowski — czołowy polski teoretyk użycia lotnictwa. Również wielkim zwolennikiem lotnictwa bombowego był L. Rayski, który podczas jesiennych obrad KSUS w 1936 r. był gotów rezygnować z innych rodzajów lotnictwa, byle tylko nie z bombardującego. Koncepcja budowy bombowca Łoś i jego konkurenta Żubra powstała — podobnie jak koncepcja Wilka — w 1934 r. z inicjatywy Rayskiego. Początkowo chciano zbudować 260 bombowców. Po dyskusjach w KSUS liczbę tę ograniczono do 160, a następnie do 126 — ze względu na ograniczony budżet. Wówczas dla uzasadnienia ich przydatności wyliczono, że jest to ilość wystarczająca do działań bombowych przeciw Prusom Wschodnim rozpatrywanym jako hipotetyczne samodzielne państwo. Wynika z tego, że od samego początku zdawano sobie sprawę, że nasze lotnictwo nie odegra poważniejszej roli w ewentualnym konflikcie zbrojnym z faktycznym nieprzyjacielem. Miała to być więc już z założenia dekoracja, dla uspokojenia tych, którzy żądali rozwoju lotnictwa bombowego. Nawet plany po 1942 r. nie zmieniały w zasadzie tego stanu rzeczy, tzn. symbolicznej wartości taktycznej i operacyjnej takiego lotnictwa bombowego. Udział jego w wojnie 1939 r. potwierdził to.

Działające w latach dwudziestych nasze wytwórnie lotnicze pod względem własnych konstrukcji reprezentowały poziom przeciętny i dlatego ich produkcja opierała się głównie na licencjach, zaś pod względem technologii — były nastawione na produkcję samolotów drewnianych oraz o konstrukcji mieszanej (kadłuby spawane z rur stalowych, skrzydła drewniane). Podwaliną pod produkcję nowoczesnych samolotów metalowych (z blachy duralowej) było utworzenie w 1928 r. Państwowych Zakładów Lotniczych w Warszawie (na bazie Centralnych Warsztatów Lotniczych) i zorganizowanie w nich dużego biura konstrukcyjnego, w którym zatrudniono sporą grupę młodych, uzdolnionych konstruktorów, świeżo wykształconych na Politechnice Warszawskiej i zapoznanych z doświadczeniem przemysłu francuskiego dzięki odbytym praktykom. Pierwszym zadaniem biura było zaprojektowanie pięciu typów samolotów: myśliwskiego, łącznikowego, bombowego, pasażerskiego i szkolnego. Dzięki temu w biurze powstało kilka zespołów konstrukcyjnych, a nie jeden. Wytwórnia dość szybko zebrała pierwsze doświadczenia i okrzepła. Na przełomie lat 1929 i 1930 dała pierwszą produkcję, zaś w 1932 r. rozpoczęła produkcję seryjną samolotów myśliwskich. Przemysł konstrukcyjny i produkcyjny PZL

pozwalal na budowanie nowoczesnych płatowców własnej konstrukcji.

Do tego, żeby mieć dobre samoloty, prócz płatowców potrzebne są silniki i wyposażenie. Po utworzeniu na wniosek Departamentu Aeronautyki w 1927 r. Polskich Zakładów Skody na Okęciu w Warszawie — została rozpoczęta produkcja silników lotniczych. Ponieważ opracowanie nowego silnika lotniczego i wprowadzenie go do produkcji trwa dwa razy dłużej niż dla płatowca, zakupiono licencje. Słusznie padł wybór na najlepszy wówczas silnik o mocy 220 KM, amerykański Wright Whirlwind, do samolotów łącznikowych, obserwacyjnych i treningowych. Do samolotów bojowych wybrano rodzinę silników angielskich Bristol, cieszących się sławą dużej niezawodności. Wybrano silniki o układzie gwiazdowym, chłodzone powietrzem, gdyż uważano, iż są mniej wrażliwe na ostrzał niż rzędowe chłodzone wodą. W latach 1930—1936 na świecie silniki gwiazdowe i rzędowe były sobie równorzędne. W okresie 1936—1942 za granicą na czoło wysunęły się, dla samolotów myśliwskich, silniki rzędowe dające przy tej samej mocy mniejszy opór, dzięki mniejszej powierzchni czołowej, co przy prędkościach powyżej 400 km/h odgrywało już dużą rolę. Dopiero w latach 1942—1948 prymat przejęły silniki gwiazdowe, które wówczas pozwalały uzyskiwać większe moce.

L. Rayski dążący do budowania rodzimych konstrukcji, dał zamówienie na zaprojektowanie przez naszego głównego konstruktora silników lotniczych S. Nowkuńskiego silnika gwiazdowego o mocy 300 kW (410 KM) G-1620 Mors do samolotu obserwacyjnego oraz silnika rzędowego Foka o mocy 310/441 kW (420/600 KM) chłodzonego powietrzem, przeznaczonych do samolotu myśliwskiego Wilk. Śmierć Nowkuńskiego w 1936 r. opóźniła prace nad Foką oraz zmniejszyła możliwości projektowe naszego przemysłu. Niezależnie od tego Foka była silnikiem zbyt wyżyłowanym i nie było możliwości uzyskania obiecanej mocy przy zapowiadanej rewelacyjnym niskim ciężarze. Nieumiejętność śledzenia i przewidywania przez Dowództwo Lotnictwa rozwoju mocy silników lotniczych spowodowała, iż przemysł nasz nie miał w drugiej połowie lat trzydziestych silników o mocy 660—810 kW (900—1100 KM) do samolotów myśliwskich. Na skonstruowanie przez nas takich silników w połowie lat trzydziestych — by weszły do produkcji na przełomie lat 1937/1938 — jeszcze nie było nas stać. Silniki Bristol, Merkury, budowane przez nas z licencji a nadające się do samolotu myśliwskiego, miały moc 618 kW (840 KM). Natomiast silniki rzędowe używane w tym czasie na myśliwcach angielskich Hurricane I i Spitfire I, amerykańskich Curtiss P-40, francuskich Dewoitne D-520 i niemieckich Messerschmitt Me-109 miały w latach 1938—1939 moc 700—810 kW (950—1050 KM). W tym czasie Czechosłowacja budowała na licencji francuskiej rzędowe silniki lotnicze Hispano Suiza 12Y o mocy 625 kW (850 KM), Rumunia francuskie silniki gwiazdowe Gnome Rhone 14 K o mocy 691—735 kW (940—1000 KM), a Węgry gwiazdowe francuskie Gnome-Rhone 14K o mocy 757 kW (1030 KM). Nie był więc zakup licencji silnika nierealny i niekorzystanie z licencji wypływało przede wszystkim z założenia Dowództwa Lotnictwa o maksymalnej samowystarczalności naszego przemysłu (opierała się na własnych konstrukcjach) oraz dążenie do wykorzystywania raz zakupionej (w 1930 r.) licencji na rodzinę silników Bristol, w której nie było już silników dużej mocy nadających się do myśliwców z lat 1938—1942.

W wyniku tego nasze samoloty myśliwskie (nawet ostatnie prototypy) miały zbyt małą prędkość maksymalną w porównaniu do zagranicznych. Żaden z naszych myśliw-

ców nie przekroczył 430 km/h, podczas gdy Me-109E rozwijał prędkość 560 km/h, Hurricane 570 km/h, Spitfire 587 km/h, Morane 406 490 km/h, Bloch 153 515 km/h, a Curtiss P-36 505 km/h. Przyczyną złej sytuacji u nas w dziedzinie silników lotniczych niewątpliwie była zbyt mało przewidująca polityka Departamentu Aeronautyki (później Dowództwa Lotnictwa) w sprawie wzrostu mocy silników lotniczych. Potwierdzeniem tego było m. in. zamawianie przez Departament Aeronautyki (Dowództwo Lotnictwa) zawsze silników o zbyt małej mocy, tj. wg potrzeb w chwili zamawiania, nie licząc się z faktem ciągłego wzrostu mocy silników stosowanych na świecie, czyli bez próby określenia, jaka moc będzie potrzebna w chwili wejścia silnika do produkcji. Konstruktorzy i kierownicy PZL — nauczani w tym względzie przykrą praktyką z silnikami Foka i Mors — już w latach 1937—1939 projektowali nowe silniki niezgodnie z zamówieniem, lecz zwiększając ich moc o 30 do 50%. Tak np. budowany w 1939 r. Waran zamiast zamówionych 588 kW (800 KM) miał moc 882 kW (1200 KM).

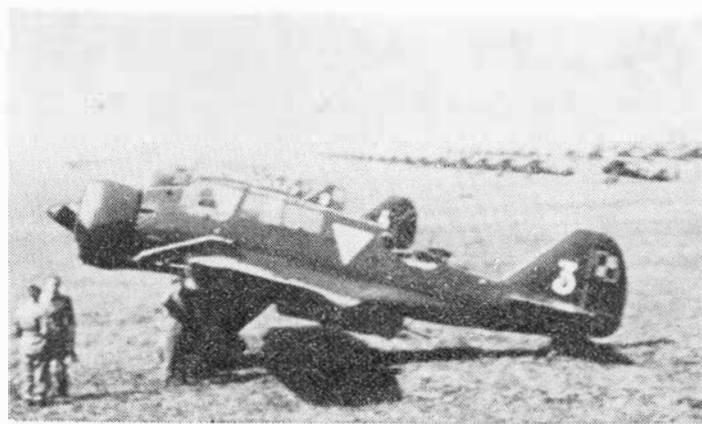
Państwowe Zakłady Lotnicze, dające produkcję rzędu 150 samolotów metalowych rocznie, w latach 1932—1935 produkowały myśliwce P-7 (150 szt.) i P-11 (205 szt.), w latach 1935—1937 rozpoznawczo-bombowe Karasie (300 szt.), zaś w latach 1938—1939 bombowe Łosie (100 szt.).

Jakie były przyczyny tego, że w 1939 r. mieliśmy nowoczesne bombowce Łosie, lecz zostaliśmy bez nowoczesnych myśliwców? Po pierwsze, dobre zdanie o P-11c i sukcesy eksportowe P-24, wraz z licznymi pochwałami z zagranicy dla tego samolotu — ugruntowały opinię, że mamy doskonałe samoloty myśliwskie i że ich dalszy rozwój zaspokoi nasze potrzeby do końca lat trzydziestych. Tymczasem za granicą powstawały już nowoczesne dolno- i dwusilnikowe samoloty podwoziem: w 1935 r. został oblatany Messerschmitt Me-109, w 1936 r. — Spitfire i Morane 406, w 1937 r. — Hurricane. U nas z inicjatywy płk L. Rayskiego przyjęto w 1934 r. nową koncepcję stworzenia dwusilnikowego samolotu pościgowego i przystąpiono do budowy Wilka. Miał on być gotów w 1936 r., lecz z powodu przeciągających się kłopotów z silnikami Foka został oblatany dopiero w 1938 r. W latach 1937—1939 miały być weń uzbrojone eskadry pościgowe, a później przebrożone eskadry myśliwskie. Niestety samolot nie był udany, był za ciężki i nie wszedł do produkcji. Postawienie na nowy dwusilnikowy układ samolotu o takim przeznaczeniu oraz liczenie na niewypróbowane silniki dopiero projektowane do niego — okazało się zbyt ryzykowne.

W latach 1935—1936 powstały w PZL projekty wstępne samolotów myśliwskich opracowane przez inż. Zbysława Ciołkosza i przez inż. Kazimierza Korsaka. Pierwszy z nich, mimo oryginalnego pomysłu chowania podwozia, nie był nowoczesny. Drugi, PZL-45, był ciekawszy. Nie przeznaczono ich jednak do realizacji.

Po decyzjach KSUS, dotyczących produkcji nowych samolotów, w końcu 1936 r. postanowiono rozpocząć projektowanie samolotu myśliwskiego PZL P-50 Jastrząb. Jednakże dano pierwszeństwo w zaprojektowaniu i wykonaniu prototypów samolotu pasażerskiego PZL-44 Wicher. Dopiero po jego zaprojektowaniu mógł inż. W. Jakimiuk w lecie 1937 r. przystąpić do prac nad Jastrzębiem. To opóźniło opracowanie samolotu myśliwskiego o rok. Ponieważ u nas nie przewidywano rychłej wojny — sądzono, że im później otrzymamy myśliwce, tym będą nowocześniejsze. Anglicy natomiast już w 1936 r. przestawili się na masową produkcję samolotów ze względu na zagrożenie wojną. Ponadto wielu uspokajała teoria Douetha, wg której najważniejsze były bombowce (lecz tylko dla napadającego). A właśnie gotów był Łosie i jego produkcją zajęty był przemysł. Natomiast inż. S. Prauss w 1937 r. — gdy uznano, że Wilk nie zastąpi Karasia — przystąpił do projektowania następcy Karasia oznaczonego PZL-46 Sum.

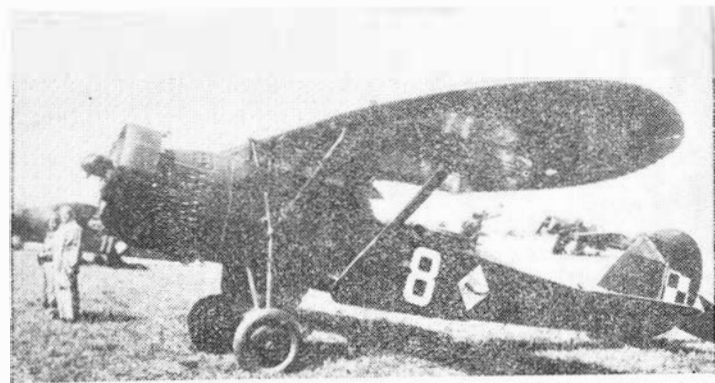
Dopiero w końcu 1937 r. nowy Inspektor Lotnictwa i OPL (od 3.8.1936 r.), gen. Józef Zając, zwrócił uwagę na konieczność rozbudowy lotnictwa myśliwskiego. Należy podkreślić słuszność koncepcji gen. Zająca, który nie widział potrzeby rozwoju lotnictwa bombowego. Jednakże do głębszego przeanalizowania sytuacji w lotnictwie przystąpił bardzo późno, gdyż jego zasadniczy raport w tej sprawie pochodzi dopiero z 28 listopada 1938 r. Opóźniło to rozsądne decyzje w sprawie lotnictwa o całe dwa lata. Pod koniec 1937 r. rozpatrzono projekty wstępne lekkich samolotów myśliwskich PZL-45 (nowe odmiany projektu) i LWS-4, których nie przyjęto do realizacji i przystąpiono do projektowania Jastrzębia. Inż. W. Jakimiuk opracował projekt samolotu PZL-50 Jastrząb z silnikiem Merkury VIII o mocy 840 KM jako zupełnie nowy projekt myśliwca. Zastanawiające jest, że nie starał się wykorzystać do



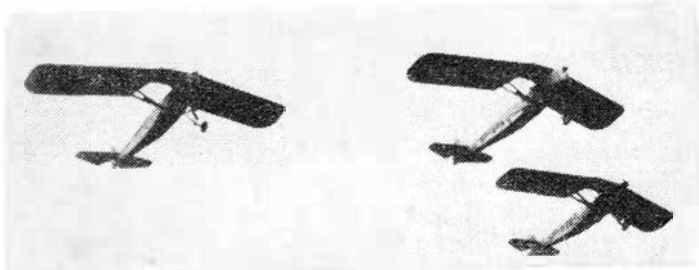
Rys. 5. Samolot rozpoznawczo-bombowy PZL-23 Karaś (1934 r.) zbudowany w liczbie 250 szt.

Jastrzębia całych zespołów od PZL P-24 (wywodzącego się od PZL P-11 inż. Z. Puławskiego, a opracowanego pod kierunkiem Jakimiuka), lecz przyjął nową koncepcję aerodynamiczną i konstrukcyjną. Jastrząb został oblatany w lutym 1939 r. Konstrukcja samolotu wypadła dość ciężko; samolot był niewiele lżejszy od trzymiejscowego Suma. Obiecywana przez konstruktora prędkość maksymalna 500 km/h okazała się, przy zastosowanym silniku, nierealna. Samolot uzyskiwał 430 km/h, czyli tyle co seryjny PZL P-24 z 1936 r. Czy optymizm w obliczeniach co do prędkości wynikał ze zbyt małego doświadczenia, czy też wytwórnia podała w projekcie nieco zawyżone osiągi — trudno dziś stwierdzić. Prawdopodobnie oba czynniki odegrały rolę. Samolot miał ponadto nieprawidłowe własności w zakrętach przy małej prędkości — co nie było cechą dodatnią. Ujemna ocena Jastrzębia spowodowała, że na początku kwietnia 1939 r. decyzją MSWojsk. i Dowództwa Lotnictwa przyhamowano tempo rozpoczynanej produkcji seryjnej, licząc na ewentualną poprawę osiągnięć i własności drugiego prototypu z francuskim silnikiem Gnome-Rhone o nieco większej mocy.

Dopiero po zerwaniu przez Hitlera w końcu marca 1939 r. paktu o nieagresji z Polską — uwierzono w możliwość wojny z Niemcami, choć nadal sądzono, iż termin jej nie będzie bliski. Uznano jednak, że sytuacja w naszym lotnictwie myśliwskim jest alarmująca. Przyjęto wtedy koncepcję gen. Zająca, iż lotnictwo myśliwskie jest dla nas najważniejsze. Gen. Rayski otrzymał 23 marca dymisję ze stanowiska Dowódcy Lotnictwa, na co niewątpliwie miał wpływ raport gen. Zająca z 28.11.1938 r. o stanie naszego lotnictwa. W kwietniu 1939 r., po trzeźwym przyjrzeniu się sprawie Jastrzębia — przeanalizowano szanse zaopatrzenia w samoloty myśliwskie. W projektowaniu znajdował się dwusilnikowy samolot pościgowy PZL P-48 Lampart (będący rozwinięciem Wilka), którego prototyp miał być gotów na wiosnę 1940 r. Potrzebowano jednak przede wszystkim samolotu jednosilnikowego. Od wiosny 1938 r. zespół inż. Korsaka pracował nad projektem samolotu PZL P-45 Sokół. Prace nad projektem przyspieszono, opracowanie dokumentacji zakończono w lecie, zaawansowano budowę prototypu, który 1 września 1939 r. był na ukończeniu i w jesieni miał być oblatany. Na wiosnę zaczęto szukać nowych rozwiązań problemu. Odgrzebano projekt z 1937 r. zabudowy na samolocie P-11 silnika Merkury VIII, którego wyprodukowano ponad



Rys. 6. Samolot łącznikowo-wywiadowczy Lublin R-XIIB (1932 r.) wyprodukowany w liczbie 225 szt.



Rys. 7. Samolot szkolno-łącznikowy RWD-8 (1933 r.), którego zbudowano 600 szt.

100 sztuk do Jastrzębia i silniki te leżały na składzie. Prototyp P-11g Kobuz, gdyż tak samolot oznaczono, powstał w lecie 1939 r. przez zabudowę silnika na seryjnym samolocie P-11c. Został on oblatany w połowie sierpnia 1939 r. Choć osiągał prędkość tylko 390 km/h, jednak był atrakcyjniejszy niż znajdujące się w użyciu P-11c o prędkości 360–375 km/h. Ponieważ uruchomienie jego produkcji było dość łatwe — wydano polecenie rozpoczęcia ich budowy seryjnej w Podlaskiej Wytwórni Samolotów w Białej Podlaskiej. Dokumentację z PZL przekazano do PWS. Dowództwo Lotnictwa i kierownictwo PZL, naucone przykrym doświadczeniem z Wilkiem i Jastrzębiem — chciało mieć więcej prototypów do wyboru. W związku z tym późną wiosną 1939 r. polecono wytwórniom PWS i DWL (RWD) opracowanie projektów konkurencyjnych do Sokola. Powstały wówczas projekty wstępne RWD-25 i PWS-42. Były to prace gorączkowo przyspieszane z powodu wzrostu napięcia stosunków niemiecko-polskich. Ponadto w lecie 1939 r. zorganizowano konkurs na samolot myśliwski, na który przedłożyli projekty szkicowe: inż. Dąbrowski (P-62, rozwinięcie PZL-26), inż. Jakimiuk (P-54 Ryś i P-63 Kania — wersje ewolucyjne Jastrzębia) i inż. Korsak. Niezależnie od tych prac na wiosnę 1939 r. kpt. inż. F. Suchos z Dowództwa Lotnictwa zaproponował wykorzystanie Łosi jako ciężkich samolotów myśliwskich, przez zabudowę 6–8 k.m. w dziobie samolotu. Propozycja ta jednak została odrzucona. Wszystkie te usiłowania były zbyt spóźnione, by mogły poprawić sytuację sprzętową w naszym lotnictwie.

W maju 1939 r. zostały przeprowadzone polsko-francuskie i polsko-angielskie rozmowy wojskowe, które otworzyły perspektywy otrzymania pożyczki. Postanowiono braki w samolotach myśliwskich pospiesznie uzupełnić zakupami zagranicznymi. W czerwcu i lipcu polska misja zakupów przebywała we Francji i Anglii. Jeden z jej członków kpt. A. Włodarkiewicz zginął podczas lotów oceniających samolot Morane 406. W sierpniu miały przybyć do Polski pierwsze ze 150 zamówionych francuskich samolotów myśliwskich Morane 406. Jednak pierwsze 10 Morane'ów załadowano na statek w Hawrze dopiero w pierwszych dniach września. Wobec postępów wojsk hitlerowskich w Polsce — statek rozładowano i samolotów nie wysłano do Rumunii, gdzie miały być odebrane dla polskiego lotnictwa. W Anglii zamówiono 10 samolotów myśliwskich Hurricane i 100 lekkich bombowców Battle. Jeden Hurricane wysłany w lipcu drogą morską przez Bałtyk omyłkowo wylądował w Szczecinie — i wagon kolejowy z nim zaginął w Niemczech, nie docierając do Polski. Transport Hurricane'ów załadowano w końcu sierpnia na statek, lecz nie dotarł do Rumunii przed połową września, przeto skierowany został do Turcji i samoloty dostarczono lotnictwu tureckiemu. Natomiast samoloty angielskie zamówione przez Rumunię — zostały dostarczone do tego kraju już w sierpniu. Francuzi ponadto obiecali przysłać na pomoc 5 eskadr bombowców Armiot-134, czego nie zrealizowali.

Natomiast podobno, gdy na początku 1939 r. były ze strony czechosłowackiej propozycje odstąpienia nam samolotów, to marszałek Rydz-Śmigły nie widział możliwości ich zakupu, ze względu na brak środków na ich eksploatację.

Po decyzji rozbudowy przemysłu lotniczego w 1937 r. przystąpiono w 1938 r. do budowy wytwórni płatowców PZL w Mielcu i wytwórni silników PZL w Rzeszowie. Budowę zakończono na wiosnę 1939 r., lecz wytwórnie nie zdążyły dać przed wybuchem wojny produkcji wpływającej na siłę naszego lotnictwa.

Zainicjowana przez gen. Zająca zmiana w koncepcji użycia lotnictwa znalazła odbicie dopiero w maju 1939 r. w rozpoczęciu przygotowań do utworzenia brygady pościgowej do zadań obrony przeciwlotniczej. Jednakże pod

względem liczebności i jakości samolotów nie zdołano nic uczynić.

Ponieważ niektórzy autorzy upatrywali w eksporcie samolotów z Polski przyczynę słabości naszego lotnictwa i traktowali go jako objaw lekkomyślności władz lotniczych — sprawa ta wymaga wyjaśnienia. Zakłady PZL, w szczególności po zbudowaniu w 1934 r. wytwórni samolotów na Okęciu-Paluchu, miały dość duże zdolności produkcyjne. Wobec ograniczonych zdolności krajowych zamówień wojskowych, nie zajmujących całej mocy produkcyjnej zakładu, nasz przemysł rozpoczął eksport samolotów. W 1933 r. dostarczono 50 PZL P-116 do Rumunii, a następnie do tego kraju sprzedano licencję na P-11f i P-24. W 1936 r. Turcja zakupiła 40 P-24 (z czego 26 w elementach do montażu) i licencję tego samolotu. W latach 1937 i 1938 Grecja zakupiła 40 P-24, zaś Bułgaria 60 P-24 i 42 PZL-43 Karaś. Samoloty te napędzane były silnikami francuskimi (o mocy większej niż stosowane w Polsce silniki Bristol) kupowanymi przez te kraje we Francji. Eksport polskich samolotów, prócz poprawy sytuacji ekonomicznej wytwórni, był próbą zwiększenia potencjału naszego przemysłu na wypadek wojny. Zwiększenie liczby obrabiarek, liczby przeszkolonego personelu i zapasów materiałów — niewątpliwie zwiększało możliwość przemysłu na wypadek wojny. Brak zamówień krajowych, spowodowany niskim budżetem lotnictwa, nie pozwalał na zwiększenie dostaw dla naszego lotnictwa. Natomiast istniała możliwość zrekwirowania przez wojsko samolotów wyprodukowanych na eksport, a jeszcze nie dostarczonych. Tak uczyniono w marcu 1939 r., po aneksji Czechosłowacji przez Hitlera, gdy zatrzymano samoloty PZL-43 przeznaczone dla Bułgarii. Jednakże wkrótce Sztab Główny polecił je wyeksportować ze względu na konieczność zapłacenia 2 mln zł kary konwencyjnej. Jednakże nawet gdyby zatrzymano w 1939 r. około 10 P-24 i kilkanaście PZL-43 przeznaczonych dla Bułgarii — nie wpłynęłoby to zbyt na siłę naszego lotnictwa. Zresztą i tak we wrześniu 1939 r. 9 PZL-43 pozostało w wytwórni, z czego 5 przyjęło nasze lotnictwo wojskowe, reszta uległa uszkodzeniu w wyniku bombardowań.

Nakreślony powyżej obraz przedstawia całokształt starań o zaopatrzenie naszego lotnictwa w sprzęt w ostatnich latach przed wojną.

Jak jednak wyglądały rzeczywiste potrzeby i możliwości w tym zakresie?

Niewątpliwie najbardziej potrzebne były dla nas samoloty do obrony, czyli myśliwskie. Bardzo korzystne były by dla nas samoloty myśliwsko-bombowe z lekko opancerzoną kabiną pilota, zbliżone w swej koncepcji do Wilka, lecz jednosilnikowe. Rozpoczęcie w 1934 r. prac nad Wilkiem, mającym zastąpić zarówno P-11 jak i Karasia, świadczyło o bardzo trzeźwym spojrzeniu twórców tej koncepcji na potrzeby obronne kraju. Gdyby zamiast 250 Karasi i 100 dwusilnikowych Łosi (równoważnym 3 myśliwcom każdy) oraz 16 Żubrów zbudowano 500 samolotów myśliwsko-bombowych, to wraz ze 150 samolotami myśliwskimi P-11 mielibyśmy 650 myśliwców. Samoloty te wykonywałyby zadania myśliwskie oraz zadania rozpoznawczo-bombowe Karasi. Doświadczenia II wojny światowej potwierdziły dużą i wszechstronną przydatność samolotów myśliwsko-bombowych (np. takich wersji samolotów Spitfire, Hurricane, Mustang, Jak-9, Me-109, Fw-190 i in.). Można było zbudować około 70 dalszych samolotów myśliwskich, rezygnując z produkowania po 1933 r. 200 samolotów obserwacyjno-łącznikowych takich typów, jak R-XIII, Czapl i Mewa. Ich zadania łącznikowo-obserwacyjne mogły wykonywać wojskowe i cywilne samoloty szkolne RWD-8 (razem ponad 500 sztuk) i sportowe RWD-13 (80 szt.) oraz szkolno-treningowe PWS-26 (260 szt.), tak jak to z powo-



Rys. 8. Samolot turystyczny RWD-13 (1935 r.) zbudowany w liczbie 100 szt.

dzeniem robiły w latach 1942—1945 samoloty angielskie Auster i amerykańskie Piper Cub. Wszystko to mieściło się w ramach naszych możliwości technicznych i produkcyjnych. Liczba przeszkolonego personelu lotniczego również była wystarczająca do użytkowania ponad 600 samolotów myśliwsko-bombowych i kilkuset łącznikowo-obszaryjnych.

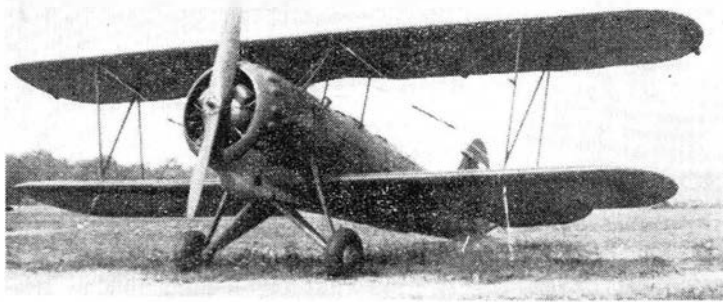
Ponadto do dyspozycji pozostawało około 200 samolotów liniowych (rozpoznawczo-bombowych) Breguet 19 i Potez 25, które jako dwupłatowce uznano za nienowoczesne i wycofano w 1938 r. z użytku — chowając je do składnic. Jeżeli kilka lat później dwupłatowce Po-2 dały się mocno we znaki na froncie wschodnim działając nocami przeciw hitlerowcom — to Breguety i Potezy jeszcze lepiej nadawały się do tego celu. Do 1938 r. mieliśmy załogi przeszkolone w nocnych lotach myśliwskich (na Potezach) i bombowych (na Fokkerach), jednak w końcu 1938 r. zlikwidowaliśmy eskadry nocne — ponieważ Niemcy nie mieli lotnictwa nocnego. A może właśnie to powinno być powodem do posiadania nocnych lekkich bombowców przeznaczonych do nękania frontowych oddziałów Wehrmachtu? Wydaje się, iż była to nie wykorzystana okazja, w szczególności, że nie wiadomo w 1938 r., co robić z załogami rozwiązywanymi 5 eskadr liniowych. Niestety, ambicja chwalenia się metalowymi jednopłatami była zbyt silna.

Spróbujmy nakreślić najbardziej korzystną możliwość przebiegu wydarzeń. Departament Aeronautyki MSWojsk. myśląc w 1934 r. o następcy samolotu PZL P-11 mógł postawić przed biurem konstrukcyjnym PZL zadanie opracowania trzech projektów konkurencyjnych samolotów myśliwsko-szturmowych: dwusilnikowego samolotu Wilk wg koncepcji dr Misztala, jednosilnikowego samolotu będącego rozwiązaniem dolnopłata PZL-26 inż. J. Dąbrowskiego (najbardziej za naszych konstruktorów J. Dąbrowski po zbudowaniu challenge'owego PZL-26 w 1934 r. dostał za zadanie projektowanie bombowego Łosia, podczas gdy równocześnie W. Messerschmitt korzystając z doświadczeń uzyskanych po challenge'owym dolnopłacie Me-108 opracował samolot myśliwski Me-109) oraz jednosilnikowego dolnopłata, w którym wykorzystano by doświadczenia inż. W. Jakimiuka zebrane przy budowie samolotów P-24 i P-11 (inż. Jakimiuk zajął się wkrótce projektowaniem pasażerskiego Wichra, natomiast w Rumunii w 1939 r. zbudowano samolot IAR-80 wykorzystując tył kadłuba i płat z chowanym podwoziem; samolot z silnikiem 1050 KM osiągnął 510 km/h; zbudowano go 290 sztuk). Również inż. S. Prauss mógł opracować projekt myśliwca, skoro jego trzymiejscowy bombowo-rozpoznawczy Sum z 1938 r. z silnikiem 900 KM rozwijał prędkość 425 km/h przy masie całkowitej 3550 kg. Niewątpliwie podobny do niego jednomiejscowy myśliwiec lżejszy o 1000 kg i o powierzchni nośnej 16—20 m² zamiast 31,5 m² byłby interesującym samolotem. Porównanie projektów pozwoliłoby na wybranie do realizacji dwóch najlepszych. Skoro zaś przy budowie Łosia stać nas było na budowę Żubra, na wypadek gdyby Łoś się nie udał (i do tego obydwaj prototypy były zaprojektowane i zbudowane w PZL) — to niewątpliwie istniała możliwość zbudowania prototypów dwóch myśliwców. W szczególności, że myśliwiec był trzy razy tańszy od bombowca. Cena Łosia bez silników 280 tys. zł, zaś z silnikami i uzbrojeniem 450 tys. zł, cena P-11c bez silnika 82 tys. zł, cena silnika o mocy 440—660 kW (600—900 KM) — 65—80 tys. zł.

Prototypy byłyby oblatane na początku 1936 r., a w 1937 r. byłaby rozpoczęta produkcja lepszego z nich. Karas nie zostałby wprowadzony wcale do produkcji, lecz przedłużono by serię P-11c ze 150 na 250 szt., (100 szt. w 1936 r.) by wytwórnia nie stała beczynnie. Upaństwowiona w 1936 r. wytwórnia w Lublinie zostałaby przedstawiona na kooperację z warszawską PZL. W 1937 r. zbudowano by około 150 nowych myśliwców, w 1938 r. 200, a przez 8 miesięcy 1939 r. — ponad 120, czyli w latach 1936—1939 470 nowych i 100 P-11c, razem 570 szt. plus 150 P-11c zbudowanych przed 1936 r., łącznie 720 samolotów. 720 samolotów myśliwskich — to 600 w linii, czyli 60 eskadr zamiast 15 jakie mieliśmy faktycznie.

Program produkcji silników musiałby być odpowiednio zmodyfikowany. Wytwórnia PZL WS1 na Okęciu prowadziła tylko produkcję silników do myśliwców, początkowo Merkury do P-11c, a od połowy 1936 r. nowych silników licencyjnych o mocy 600—810 kW (900—1050 KM). Produkcja wynosiłaby 200 do 220 silników rocznie, co stanowiło normalną produkcję wytwórni.

Założona rezygnacja z produkcji Karasi wymaga rozważenia, czy samoloty rozpoznawczo-bombowe były nam potrzebne, jakie były ich zadania i czy samoloty myśliw-



Rys. 9. — Samolot treningowy PWS-26 (1935 r.) wyprodukowany w liczbie 260 szt.

sko-bombowe mogły je zastąpić. Bez rozpoznania lotniczego obejść się nie można, a lekkie ataki szturmowe są też koniecznym elementem działań taktycznych. Do lotów rozpoznawczych niewątpliwie najlepsze są samoloty szybkie, czyli mogą to być samoloty myśliwskie np. z wbudowaną kamerą fotograficzną. Zadania rozpoznania wykonywane były również często przez samych pilotów, np. w 1939 r. na P-11, czy w 1944 i 1945 r. na samolotach myśliwskich Jak-1M i Jak-9 z 1 pułku lotnictwa myśliwskiego „Warszawa”. Dobre wyniki uzyskane w akcjach szturmowych przez samoloty myśliwsko-bombowe w II wojnie światowej są dostatecznym dowodem, że samolot szybszy od Karasia i z lekkim opancerzeniem najwrażliwszych miejsc a zabierający 300 kg bomb mógł z powodzeniem wykonywać lekkie ataki bombowe.

Oczywiście istnienie lotnictwa wojskowego uzależnione jest nie tylko od samych samolotów bojowych. W czasie pokoju głównym zadaniem lotnictwa jest szkolenie i trening. Dodatkową bazą szkoleniową są aerokluby i obozy p.w. lotniczego (przysposobienia wojskowego). Dlatego przemysł nie mógł produkować jedynie samolotów myśliwsko-szturmowych. Niemcy hitlerowskie przygotowując się do wojny wyprodukowały w 10 tys. samolotów szkolnych, a potem rozwinęły produkcję samolotów bojowych. Dla naszego lotnictwa wojskowego, p.w. lotniczego i aeroklubów konieczne było wyprodukowanie 600 samolotów szkolnych i 360 treningowych. Zadanie to zrealizowały wytwórnie DWL i PWS produkując w latach 1934—1938 600 szkolnych RWD-8 oraz 360 treningowych PWS (260 PWS-26, 60 PWS-14, -16 i -16 bis oraz 40 PWS-18). Ponadto warsztaty szybówcowe w latach 1935—1939 zbudowały 1200 szybowców szkolnych i treningowych. Dzięki tej bazie szkoleniowej możliwe było zwiększenie liczby personelu naszego lotnictwa wojskowego do 16 tys. w 1939 r. Należy podkreślić, iż na zwiększenie liczby zbudowanych samolotów szkolnych poważny wpływ miała słuszna decyzja, podjęta przez władze lotnicze w 1939 r., niezorganizowania przez Polskę międzynarodowych zawodów Challenge w 1936 r., lecz dokonania z zebranego funduszu społecznego im. Żwirki i Wigury zakupu 127 samolotów szkolnych i sportowych, przekazanych aeroklubom w 1937 r.

Jak już zostało wspomniane, samoloty obserwacyjno-łącznikowe mogły być zastąpione przez samoloty szkolne RWD-8, sportowe RWD-13 i treningowe PWS-26. Jakie zadania stały przed samolotami obserwacyjno-łącznikowymi? Loty obserwacyjne w pobliżu pola walki czy linii frontu i loty łącznikowe. Obserwacja pola walki nie stawia wymagań pod względem prędkości lotu, a nawet korzystniejsza jest mała prędkość. Konieczna jest natomiast dobra łączność z własnymi wojskami. Uzbrojenie takiego samolotu okazało się zbyt ciężkie podczas II wojny światowej, co wykazało użycie amerykańskich samolotów Piper Cub, Taylorcraft i Stinson oraz angielskiego Austera. Jednak zarówno samoloty obserwacyjne jak i łącznikowe muszą mieć dobre własności startu i lądowania na trawiastych lądowiskach.

Z powyższego wynika, że można było wykorzystać samoloty RWD-8, RWD-13 i PWS-26 do tych celów. Prócz regularnych eskadr obserwacyjnych, mogły być odpowiednio szkolone załogi w aeroklubach i następnie z aeroklubów mobilizowane eskadry obserwacyjne i klucz łącznikowe — wraz z obsługą. Z samolotów RWD-13 i PWS-26 można było utworzyć nawet 30 eskadr obserwacyjnych, zaś z RWD-8 nawet 100 trzysamolotowych kluczy łącznikowych — uzyskując dobrą łączność dla wszystkich więk-



Rys. 10. Samolot rozpoznawczo-bombardujący Breguet XIX

szych jednostek lądowych. Warto przypomnieć, że we wrześniu 1939 r. właśnie m. in. samoloty sportowe z ochotniczymi załogami z aeroklubów służyły jako samoloty łącznikowe dla dowództw wojskowych różnych szczebli. Ponad 100 „niepotrzebnych” w wojnie 1939 r. samolotów sportowych, głównie RWD-8 i RWD-13, ewakuowały aerokluby do Rumunii, ponad 20 na Łotwę. Samoloty szkolne i treningowe lotnictwa wojskowego zostały porzucone i w większości zniszczone.

Na marginesie można wspomnieć o jednym czynniku wynikającym z wadliwego systemu szkolenia wojsk, który wyraźnie wpływał na zmniejszenie siły naszego lotnictwa. Był to brak szkolenia w rozpoznawaniu sylwetek samolotów obcych i własnych. Od 1937 r. dane o samolotach obcych oraz o nowych konstrukcjach własnych były tajne. Sylwetki były przechowywane w zaplombowanych skrzyniach i miały być udczępione w razie wybuchu wojny. W wyniku — we wrześniu 1939 r. własne wojska i artyleria opl zestrzeliła nie mniej naszych samolotów niż opl nieprzyjaciela (ok. 10%), natomiast w kategorii samolotów obserwacyjnych dwa razy tyle (16%, Niemcy — 8%). Oczywiście tak wysoki procent był również spowodowany paniką i niemieckim panowaniem w powietrzu, w wyniku którego każdy samolot uważano za nieprzyjacielski. Jednakże powszechne przeszkolenie w rozpoznawaniu samolotów pozwoliłoby na zmniejszenie strat w sprzęcie.

Co daloby nam posiadanie we wrześniu 1939 r. 720 samolotów myśliwsko-bombowych, ponad 700 samolotów łącznikowo-obserwacyjnych i 100 (do 200) lekkich nocnych bombowców? Dysponując prawie równą siłą samolotów myśliwskich co Luftwaffe (700 szt.), prawdopodobnie nie dopuszczono by do bezkarnego bombardowania miast, szos i oddziałów oraz ich ostrzeliwania. Można sądzić, że skutki niemieckich bombardowań byłyby zmniejszone blisko o połowę. Mniejsze sparaliżowanie komunikacji (mniej zniszczonych węzłów kolejowych) i łączności oraz lepsze morale społeczeństwa i wojska zmniejszyłoby ogólną dezorganizację oraz zmniejszone byłyby cierpienia i straty w ludziach. Nocne nękanie wojsk hitlerowskich zmniejszyłoby nieco ich sprawność. Oslona myśliwców pozwoliłaby na dobrą łączność lotniczą w kraju, co ułatwiłoby dowodzenie i umożliwiło lepsze przegrupowanie wojsk lądowych. W sumie można było zapobiec chaosowi i popłochowi. Natomiast nie tylko, że nie przeważałoby to szali zwycięstwa, lecz nawet niezbyt silnie wpłynęłoby na przebieg i tempo wydarzeń. Może nieznacznie, np. kilkanaście procent, obniżyłoby prędkość posuwania się wojsk niemieckich. W ostatecznym rachunku pozwoliłoby na sprawniejsze wycofanie się wojsk, ewentualnie zmniejszenie ich strat, a równocześnie poważnie zmniejszyło straty ludności.

BIBLIOGRAFIA

1. S. ABŻOŁTOWSKI: Doktryna i organizacja lotnictwa. Bellone 1932, s. 91—109.
2. S. BAHLAJ: Walka o panowanie w powietrzu w teoriach wojennych 1918—1939. *Przegląd Wojsk Lotniczych i WODK* 1977 nr 7, s. 63—69.
3. A. GLASS: Polskie konstrukcje lotnicze 1894—1939. Warszawa 1976.
4. E. KOZŁOWSKI: Wojsko polskie 1936—1939. Próba modernizacji i rozbudowy. Warszawa 1964, s. 241.
5. M. ROMEYKO: Taktyka lotnictwa. Warszawa 1936.
6. C. ROUGERON: Lotnictwo bombowe. Warszawa 1939, wyd. franc.: Paryż 1937.
7. A. RZEPNIEWSKI: Wojna powietrzna w Polsce — 1939. Warszawa 1970.
8. K. SŁAWIŃSKI: Ocena przydatności polskich samolotów w wojnie obronnej 1939 r. *TLiA* 1977 nr 10.
9. J. ZAJĄC: Dwie wojny. Londyn 1964, s. 83.

Prenumerata czasopism WCT NOT na rok 1978

Zamówienia na prenumeratę indywidualną przyjmowane będą w terminie do 30 dni przed okresem zamówionej prenumeraty.

Wpłaty należy dokonywać na konto PKO III O/Warszawa nr 1531-5021 Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT.

Od 1 stycznia 1978 r. obowiązuje nowa cena miesięcznika „Technika Lotnicza i Astronautyczna” — 20 zł za jeden zeszyt

Do Czytelników i Autorów

Zgodnie z aktualnym zarządzeniem Prezesa PKNiM od dnia 1 stycznia br. należy we wszelkich publikacjach stosować jednostki układu SI (podając jednocześnie, jeśli istnieje potrzeba, w nawiasie jednostki dotychczas stosowane). Mając powyższe na uwadze prosimy naszych Czytelników, a zwłaszcza Autorów, o zapoznanie się z wydrukowanymi w *Technice Lotniczej i Astronautycznej* artykułami:

— Układ jednostek SI — już obowiązuje — zeszyt 1/77, s. 1

— Problemy stosowania jednostek legalnych i SI — zeszyt 9/77, s. 1

Autorów nadsyłających nam artykuły i notatki uprzejmie prosimy o uwzględnienie ustalonych urzędowo zaleceń.

DĄBKOWSKI P.

Military aircraft at the Paris Show 1977

The correspondence presents some of the most interesting, aircraft displayed at this year's Show: F-18 Hornet, F-5E Tiger II, F-16A, Kfir C2 and Mirage 2000 fighters; IA-58 Pucara and A-10A ground attack aircraft; YC-14, YC-15, L-100-20 Hercules and An-32 transport planes, and the E-3A and E-2C Hawkeye radar warning aircraft.

KUCHARSKI J.

Development of General Aviation and Light Airplanes

The article discusses the status quo and basic development trends of general aviation and describes the scope of research works improvements in efficiency, materials and production engineering conducted in the USA.

WAŚKOWSKI W.

Close Support Jet Aircraft (I)

The author analyses a problem of effectiveness of using attack and close support aircraft. Basing on the rate of losses incurred by this class of aircraft, the author draws conclusions as to the reasonability of using these aircraft in future.

GRZEGORZEWSKI J.

20 Years of Space Era (II)

The article discusses achievements of the Soviet Union in the area of space technology, with particular attention being paid to carrier rocket propulsions — from the first works on rocket motors until the seventies.

WOLF J.

Why a Flex Wing (II)

The flex wing is a new kind of ultra lightweight airfoil and its prototype was built at the Aviation Institute in 1970 for application in the tests of agricultural aviation equipment. First publications about it appeared in 1972. Since that time a number of experimental designs have followed, greatly promoting the development of the flex wing. The article discusses problems related to the wing, based on unpublished data and diagrams.

TOMASZEWICZ J.

Application of Electroluminescent Diodes LED in Aviation Analog Readouts

The article discusses possibilities of applications of LED array in readouts of analog quantities. A survey of diode modes of operation their control system, and example of a solution of an analog readout circuit based on LEDs and developed at the Aviation Institute are given.

BARAŃSKI M., SZCZECIŃSKI S., WERS H.

The Effect of the Main Opening Size on Stresses in the Rotor Disk

The article gives an analysis of the effect of the opening diameter on the distribution of radial and circumferential stresses along the disk radius resulting from mass forces and heat loads. Also, it describes the strength criterion of selecting proper size of the opening when designing a turbine rotor-disk.

DAWKOWSKI P.

Военные самолеты на парижском салоне 1977

В статье описаны наиболее интересные из самолетов демонстрируемых на салоне 1977 — истребитель F-18 Хорнет, F-5E Тайгер II, F-16A, Квир С2, Мираж 2000, штурмовые IA-58 Пукара и A-10A, транспортные UC-14, UC-15, L-100-20 Херкулес и Ан-32, а также радиолокационного предупреждения E-5A и E-5C Хоукей.

KUCHARSKI J.

Развитие легкой авиации и легких самолетов

Состояние и основные направления развития легкой авиации. Работы проводимые в СИА (улучшение отделки, материалов и технологий).

WAŚKOWSKI W.

Реактивные самолеты непосредственной огневой поддержки (I)

Проблема эффективности боевого применения штурмовых самолетов и самолетов поддержки. На основе потерь самолетов этого класса автор дает выводы по теме применения таких самолетов в будущем.

GRZEGORZEWSKI J.

20 лет космической эры (II)

В статье описаны достижения Советского Союза в области космической техники, особенно в области ракет-носителей, от начала работ над ракетными двигателями — до семидесятых лет.

WOLF J.

Почему упругое крыло (II)

Упругое крыло является новым видом сверхлегкой несущей поверхности. Прототип изготовлен в Институте Авиации в 1970 г. для испытания сельскохозяйственной аппаратуры, а в 1972 г. впервые были опубликованы его данные. С тех пор возник ряд экспериментальных конструкций. В статье описаны проблемы связанные с упругим крылом, даются также неопубликованные до сих пор снимки и данные.

TOMASZEWICZ J.

Применение электролюминесцентных диодов в авиационных аналоговых указателях

Возможности применения электролюминесцентных диодов в указателях аналоговых величин. Обзор систем работы диодов и их систем управления, пример решения системы аналогового указателя разработанного в Институте Авиации.

BARAŃSKI M., SZCZECIŃSKI S., WERS H.

Влияние величины центрального отверстия на напряжения в несущем диске ротора

Анализ влияния диаметра центрального отверстия на распределение вдоль радиуса диска радиальных и тангенциальных напряжений от инерционных усилий, нагрузки на периметре и термических напряжений. Прочностные критерии подбора величины отверстия при конструировании диска газовой турбины.



W celu przyspieszenia i ułatwienia prac załadunkowo-wyładunkowych na samolocie może być ustawiony przenośnik i suwnica jednobelkowa.

Samolot An-26 może być wykorzystywany do przewozu ludzi (38—40 osób) do zrzucania spadochroniarzy i do desantowania ciężarów, a także w wariantcie sanitarnym do przewozu 24 chorych.

Dobre dane techniczne i lotne, prosta konstrukcja, burtowna mechanizacja prac załadunkowo-rozładunkowych i duża przystosowalność do różnego rodzaju przewozów zapewniają samolotowi wysoką rentowność eksploatacji.

Maksymalna masa startowa	24 000 kg
Maksymalne obciążenie handlowe	6300 kg
Prędkość podróżna	420—450 km/h
Praktyczny pułap	8000 m

Zasięg lotu (ANZ-580 kg):

z obciążeniem handlowym 5500 kg	1060 km
z maksymalnym zapasem paliwa	2400 km

Wymiary luku załadunkowego:

długość	3,4 m
szerokość	2,4 m
wysokość progu od ziemi	1,4666 m
wysokość górnej krawędzi od ziemi	3,014 m

Silniki: dwa turbośmigłowe AI-24WT o mocy startowej rzeczywistej po 2820 KM, jeden odrzutowy o ciągu 800 kG.

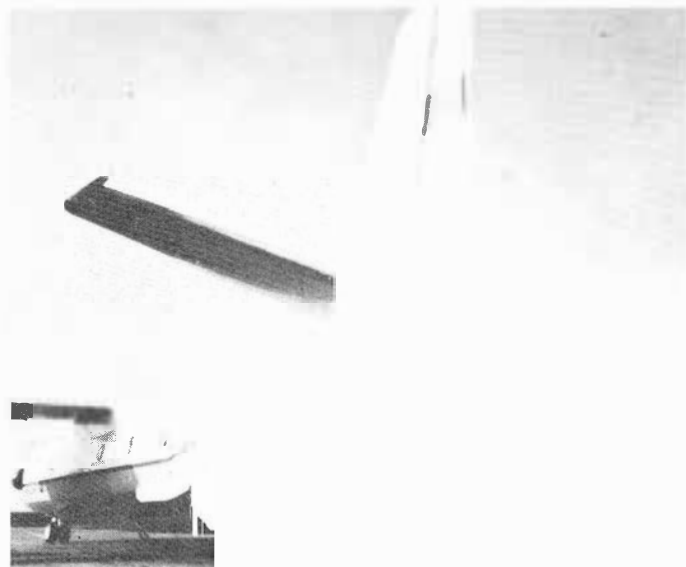
Bardziej szczegółowe informacje możecie otrzymać pod adresem:

Różne warianty załadowań

Samolot transportowy

An-36

- z burty samochodu
- z ziemi
- wjazd do komory ładunkowej samochodów typu Wołga, UAZ-469B ... umożliwia duży łuk ładunkowy oryginalnej konstrukcji, zakrywany trapem-rampą



· V/O · AVIAEXPORT ·

ZSRR, 121200 Moskwa, Smolenskaja-Siennaja 32/34, Telefon: 244-26-86, Teleks: 7257

WCT/992/Kfi

TS-11 ISKRA jet trainer

- Single-engined two-seat fully aerobatic basic and advanced trainer
- Tandem seat configuration
- Cabine conditioning system
- Strong wide-track landing gear

- 1000 kg thrust SO-3 turbojet
- Good spin recovery characteristics
- Good handling characteristics
- Safe fatigue life

TECHNICAL DATA

Wing span	10.07 m
Length	11.25 m
Height	3.50 m
Wing area	17.5 sq m
Empty weight	2560 kg
Normal T-O weight	3660 kg
Max T-O weight	3840 kg

Max level speed	720 km/h
Cruising speed	600 km/h
Stalling speed	140 km/h
Rate of climb	16 m/s
Service ceiling	12500 m
T-O run	630 m
Landing run	560 m
Range with max fuel	1250 km

Manufacturer:

Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
PZL Mielec,
ul. Ludowego Wojska Polskiego 3
39-301 Mielec, POLAND
Phone: Mielec 70
Telex: 83214

Exporter:

PEZETEL Foreign Trade Enterprise
of Aviation Industry,
ul. Przemysłowa 26
00-950 Warszawa, POLAND
PO Box 371; Cable: Pezetel;
Phone: 28-50-71; Telex: 813430

