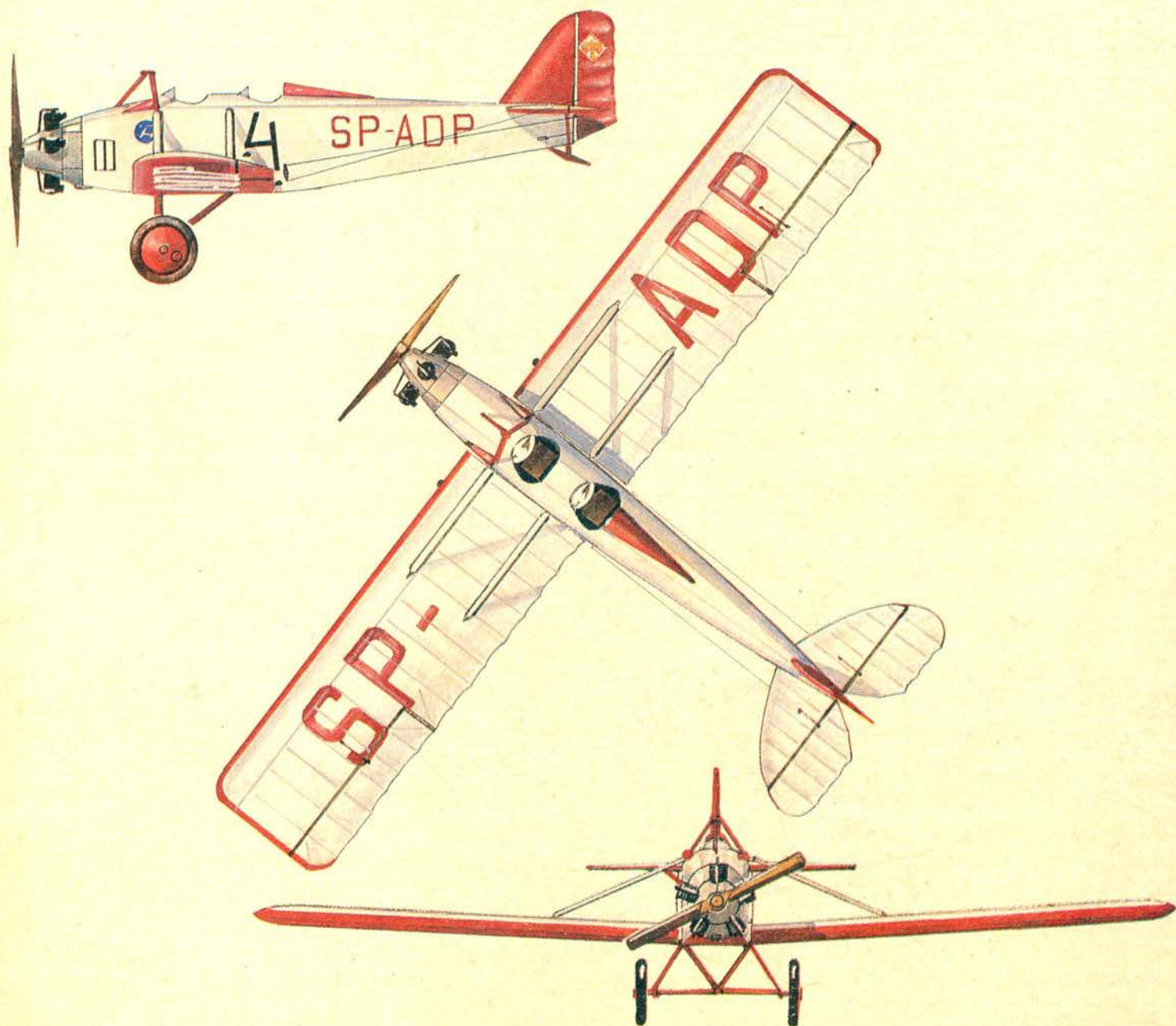


TECHNIKA

12'76

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● Первый Секретарь ЦК ПЗПР — Эдуард Гierek, во время состоявшейся 3 сентября 1976 г. встречи с работниками завода ВСК-Мелец, отвечая на вопрос, определил перспективы развития авиационной промышленности в Польше. Он указал, что в 1971 г. Политическое Бюро партии и правительство страны признали высокий ранг этой промышленности. Решения о развитии авиационной промышленности в Польше были приняты с глубоким убеждением в их правильности. Тот Эдуард Гierek определил перспективы промышленности как хорошие и подчеркнул, что их использование зависит от всех работников.

● Растет экспорт авиатехники. Организация Внешней Торговли „ПЕЗЕТЕЛЬ” в минувшем году увеличила экспорт на 20% в том числе в капиталистические страны — на 30%. В 1975 г. были проданы на зарубежных рынках изделия авиационной техники на сумму 307 миллионов злотых (вне стран СЭВ — на сумму 100 миллионов).

● Западная печать опубликовала информацию, что американская фирма Rockwell заказала в Польше авиадвигатели мощностью в 1000 л.с. для самолета Trush Commander.

● На протяжении свыше года самолеты An-2 Предприятия Геологических Услуг Геополь, оборудованные современной измерительной аппаратурой, провели в Нигерии геофизические исследования на площади 200 тыс. квадратных километров. В результате этих работ — при использовании ЭВМ — изготовлено 500 карт, из которых каждая имеет восемь вариантов.

● Весной началась эксплуатация в северо-восточных районах Польши 8 самолетов PZL-106 Крук из информационной серии. Самолет оборудован двигателем мощностью в 600 л.с., имеет рабочую скорость 120—160 км/час, емкость бака составляет 1400 л (1000 кг), с высоты 5 метров ширина рабочего захвата составляет 33 м. Первым зарубежным покупателем является предприятие авиационных услуг из ГДР. Пилоты из ГДР прошли обучение в Польше.

● Экспорт авиационных услуг приносит большие взносы чем экспорт самолетов. Агроавиационные услуги составляют 80% стоимости экспорта завода ПЗЛ Варшава-Океце в страны вне СЭВ. Отделение Авиационных Услуг уже несколько лет имеет сильную позицию в Северной Африке. Отделение Авиационных Услуг располагает в Польше 140 самолетами.

● На Международной Авиационной Выставке в Фарнборо (Великобритания) в сентябре 1976 г. ПЕЗЕТЕЛЬ представлял самолеты Т-11 Искра, PZL-104 Вильга, PZL-106 Крук, мотопланеры SZD-45А Огар и Планер SZD-41А Янтарь Стандарт. Это была первая международная демонстрация самолета Искра.

● Бригада рационализаторов Высшего Офицерского Училища в г. Домблино выполнила модификацию самолета ИЛ-14 на котором производится обучение штурманов. Вместо одного штурманского места самолет был переоборудован таким образом, что на нем имеется 6 мест для обучающихся. Кроме этого самолет ИЛ-14 приспособлен для бомбардировки с горизонтального полета и оценки результатов бомбардировки, вместо модифицированного самолета ИЛ-2 который был списан несколько лет тому назад. Рационализаторы уже получили на счет награды 30 тыс. злотых.

● В июне месяце 1976 г. состоялось торжество по поводу 50-летия Института Авиации. 22 июня был организован научно-технический симпозиум на тему научных достижений Института во всех отраслях его активности (аэродинамика, прочность конструкции, силовые установки, оборудование самолетов, авионика, а также материалы и технология).

● В Техникуме Механизации Сельского Хозяйства вблизи г. Кентши обучаются техники — сельскохозяйственные пилоты. Еще до начала обучения кандидаты проходят курс планиристов. Потом на протяжении 3 лет обучения они летают 180 часов, часть из этого на мотопланерах, остальную — на самолетах. Преподавателями являются инженеры из Института Авиации и заводов в г. Мелец и Свиджик. Техникум обучает 30 человек и столько же принимает ежегодно. Планируется увеличение этого числа, принятие кандидатов из стран так называемого Третьего Мира и открытие курса пилотирования сельскохозяйственных вертолетов.

● В Планерном Чемпионате Польши в текущем году приняли участие 18 пилотов по открытому классу (на планерах Янтарь-1), 24 — пилота по стандартному классу (на планерах Кобра-15) и 7 пилотов по международному классу. Чемпионом Польши по открытому классу стал С. Клюк из г. Сталева Воля, вице-чемпионами стали Круликowski и Madejski, по стандартному классу — Е. Ценка из г. Лешно (вице-чемпионы — Каниговски и Щепаньски). Победителями по международному классу стали Г. Муциньски (г. Острув) и Е. Зебро. В торжественном закрытии чемпионата участвовали министр Е. Куберски и председатель Аэроклуба ген. В. Ягелло. Пользуясь хорошей погодой, пилоты пребывающие в Центре Авиационного Обучения в г. Лешно приступили в августе к атаке на рекорд Польши в планерном маршрутном полете. Успеха добился Ф. Кемпка, который пролетел по треугольнику 500 км со скоростью 111,8 км/час. Прежний рекорд принадлежал к Станиславу Витку и был ниже на 7 км/час. 9,8. 15 пилотов выполнили условия для одного брильянта (к золотому планерному значку). Семь из них пролетело по треугольнику 500 км а восемь — треугольника длиной в 300 км.

● Польские Авиалинии ПЕТ являются пятнадцатой авиакомпанией выполняющей рейсовые полеты из Европы в Канаду. 4 июня в первый рейс самолета „Миколаж Коперник” в Канаду капитан Е. Камели взял письмо президента г. Варшавы с приветиями для президента города и жителей Монреаля.

● В г. Кракув состоялся научный семинар, посвященный проблемам метеорологических спутников и их применению в исследованиях и метеорологической службе. Представлены доклады по технике приема и обработки метеорологических данных из спутников, а также практическому использованию данных из разных систем спутников Земли. Участники семинара ознакомились с работой центра приема метеорологических данных в г. Кракув.

● Edward Gierek declares for the development prospects of Polish aircraft industry: At a meeting with workers of the PZL Works at Mielec on Sept. 3, 1976, First Secretary Edward Gierek reminded that already in 1971 the Party and the Government had invested aircraft industry with a high rank. Decisions of the development of aircraft industry in Poland were made with a deep conviction of their rightness. Edward Gierek also added that there were fine prospects for aviation in our country. However, he said it would solely depend upon us how they would be made use of.

● Growing export of aviation equipment: Exports by the PEZETEL Foreign Trade Enterprise went up by 200 per cent last year, including 30 per cent to the Capitalistic Countries. In 1975, aviation exports on foreign markets totalled 307 million zlotys for international settlements.

● Western press has announced that American Rockwell ordered 1000-hp engines in Poland to power Thrush-Commanders.

● Geophysical surveying over Nigeria by Polish An-2s: GEOPOL Company for Geological Services Abroad used its aircraft equipped with modern measuring equipment to survey an area of 200,000 sq.km. The result obtained with the aid of a computer is 500 maps of which each has two magnetic and six spectrometric versions.

● Eight demonstrator series Kruk ag planes took part in aerial treatments in the Olszyn District during the spring season. The Kruk is powered by one 600 hp engine. Parameters are operating speed: 120 ÷ 160 km/h, hopper contents: 1400 l chemicals, 35-m strip of ground can be sprayed from a height of 5 cm, air-conditioned cockpit can accommodate a mechanic. First foreign buyers are from DDR. The German pilots have been already trained in Poland.

● Export of agricultural aviation services seems more profitable than sales of ag aircraft abroad. These services account for 80 per cent of the PZL-Warszawa Okęcie Works' export value to countries with settlements in free currency. North Africa has been our strongest position for many years. The Works' Ag Services Company has 140 ag planes at its disposal.

● Polish airplanes at the International Air Show at Farnborough: In September, 1975, PEZETEL exhibited TS-11 Iskra (SP-10E), PZL-104 Wilga 35 (SP-WRE), PZL-106 Kruk (SP-WUF) planes; SZD-45A Ogar powered glider and SZD-41A Jantar Standard glider. The Iskra was shown for the first time at an international air show.

● A team of rationalizers of the Air Force Officers School at Döblin has modified Ilyushin-14 transport used for training navigators. Up till now one navigator could undergo training in the cockpit. Presently, the cabin turned into a „flying class” allows to train six navigators at the same time. In addition, the IL-14 was adapted to bombardment from a level flight and to reconnaissance of the bombardment effects.

● 50 Years of Aviation Industry: On the occasion of the 50th anniversary of the Aviation Institute, celebrated in June 1976, a scientific — technical symposium was organized on June 22 where the Institute's contributions in the following areas were presented: aerodynamics, structure strength, aero power plants, aviation equipment and avionics, and aviation materials and technology.

● This year's Gliding Nationals attracted 49 pilots — 18 in the open class (flying Jantar-1s), 24 in the standard (flying Cobra 15s) and 7 in the international. In the Open Class St. Kluk became champion and Królikowski and Madejski became vicechampions. In the Standard Class J. Centka became champion and Kanigowski and Szczepanski became vice-champions. In the International Class H. Muszyński and J. Ziobro became winners.

● Gliding records at the Training Centre at Leszno: A triangle record has been established by Franciszek Kepka. He flew round a 500 km triangle with a speed of 111,83 km/h, to beat Stanislaw Witek's record worse by 7 km/h. The record was established in August due to favourable weather conditions. Also in August, 15 pilots won one diamond of the gold badge with three diamonds, 7 pilots flew round a 500 km triangle and 8 pilots round a 304 km triangle.

● Polish Airlines LOT is the 15th air carrier to connect Europe with Canada in scheduled flights. On the inauguration flight of the IL-62 „Mikolaj Kopernik” made on June 4, Capt. E. Kamela took a letter from the Mayor of Warsaw with greetings to the Mayor and inhabitants of Montreal.

● A scientific seminary was held in Krakow, devoted to problems of meteorological satellites and their application in meteorological research and service. The presented papers covered such topics as the technique of satellite meteorological data reception and processing, methods of decoding and practical use of information obtained from various satellite systems.

● In June — at the age of 88 — passed Jan Wagórski, pilot, member of the Warsaw Club of Aviation Seniors. The late Jan Wagórski was a pioneer of aviation, very well known from his arctic flights in 1914 and aerobatics in a water-plane in 1915. He was the author of two aviation books: „First Over The Arctic” and „Over The Burning Baltic Sea”.

Adres Redakcji:

01-519 Warszawa, ul. Dymińska 6 m. 155

Tel. 39-01-50


Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Postęp techniczny w lotnictwie. (TRYBUNA LOTNIKÓW)	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Siły lotnicze na świecie	4
W. Waśkowski: Rozwój śmigłowców szturmowych (PROBLEMY ROZWOJU LOTNICTWA)	5
J. Kucharski: Turbinowe silniki odrzutowe samolotów szkolnych	8
Z. Raczyński, J. Brycezyński: Badania wpływu temperatury starzenia na własności wytrzymałościowe stopu EJ437B	12
KARTOTEKA TLiA: Zlin Z-50 L	15
Beechcraft T-34C Turbo Mentor	17
M. Łata: Obliczanie łożyskowania kół samolotów (POMOCE KONSTRUKCYJNE 51)	19
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 48: Główne terminy francuskie. Cz. IV	21
R. Grzywacz, P. Nita: Projektowany system zbierania informacji o uszkodzeniach nawierzchni lotniskowych (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK)	22
A. Glass: Samoloty pasażerskie polskiej konstrukcji (1924—1939) (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	24
Roczny spis treści TLiA 1976	29
Na okładce: samolot sportowy JD-2bis Adepcia — rys. K. Cieślak	


WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. *Andrzej Glass*

Sekretarz Redakcji:
mgr *Zofia Rubini*

Redaktorzy działowi:
mgr inż. *K. Dąbrowski*, dr inż. *A. Gołędziński*, mgr inż. *A. Kardymowicz*, dr inż. *J. Morawski*, inż. *K. Szumielewicz*, mgr inż. *W. Zaremba*

Rada Programowa:
mgr inż. *M. Augustynowicz*, mgr inż. *A. Glass*, dr inż. *H. Grzegorzczak*, mgr inż. *J. Grzegorzewski*, mgr inż. *F. Gwiżdż*, dr inż. *B. Jancelewicz*, mgr inż. *F. 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”. Zakł. nr 2. W-wa. Zam. 547/76. Nakład 3800 egz.
Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.
Konto PKO I O/M Warszawa nr 1531—5021.

Papier druk. powlekany V kl. 80 g. A1. J-45.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—.

Prenumerata roczna zł 144.

INDEKS 38006/37909

WAŚKOWSKI W.

Development of Attack Helicopters

In a successive paper on military helicopters, the author presents a development concept of fighter helicopters, from multi-role armed helicopters, VII-1 Iroquois, to AH-15 attack helicopters. Their armament is described, specially the TOW wire-guided missiles.

KUCHARSKI J.

Turbojets for Trainers

It is an analysis of the development of gas turbine engines which have found application in school, training and school-combat aircraft. Types of the developed turboprop and turbofan engines, and a comparison of their operating parameters, production costs and production volumes are given.

RACZYŃSKI Z., BRYKCZYŃSKI J.

Investigations of the Aging Temperature Effect on Mechanical Properties of EJ437B Alloy

This article discusses the effect of aging temperature and time on the structure of EJ437B alloy, used in the production of gas turbine blades and disks, basing on authors' research and on literature.

GRZYWACZ R., NITA P.

Planned System of Information Collection on Airfield Pavement Defects

The author discusses a method of gathering, collecting and analysing information on defects of airfield pavements. An analysis of the pavement work is made, permitting to undertake new technical solutions of airfield pavements and to improve servicing of the airfield objects.

GLASS A.

Polish- Designed Passenger Airplanes (1924÷1939)

In his article the author presents the history of passenger airplanes built in Poland in the interwar years. Out of 12 built types only one, the PWS-24, entered production. Reasons of that fact are being analysed.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXI GRUDZIEŃ 1976

T E C H N I K A

12

lotnicza

i A S T R O N A U T Y C Z N A

TRYBUNA LOTNIKÓW

Postęp techniczny w lotnictwie

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Częstokroć każdą nową konstrukcję i każdą nową technologię — traktując jako nową technikę — uważa się za postęp techniczny.

Tymczasem pojęcie postępu technicznego jest dość złożone.

Nie każda innowacja techniczna jest postępowaniem technicznym. Nie każdy wynalazek posuwa naprzód dzieło rozwoju techniki.

Warto sprecyzować kryteria postępu technicznego. Niewątpliwie postęp techniczny musi być w jakiś sposób korzystny dla społeczeństwa. Jego wynikiem musi być lepsze zaspokajanie potrzeb społeczeństwa. Dlatego postęp techniczny będąc zjawiskiem technicznym podlega kryteriom szerszym niż kryterium nowoczesności technicznej.

Pierwszym kryterium nowoczesności są uzyskiwane korzyści ekonomiczne. Ogólnie biorąc, winien to być spadek kosztów produkcji i kosztów eksploatacji. Konkretnie: zmniejszenie zużycia materiałów i zastępowanie materiałów deficytowych łatwiej dostępnymi, oszczędność czasu produkcji, czasu pracy obrabiarek i pracowników, zmniejszenie wymagań kwalifikacyjnych dla wykonawców, wzrost mechanizacji i automatyzacji produkcji itp. czynniki obniżające koszty produkcji. Ponadto: zmniejszenie częstotliwości i pracochłonności remontów i prac obsługowych, zwiększenie trwałości wyrobu, zmniejszenie wymagań kwalifikacyjnych dla obsługi itp. oszczędności obniżające koszty obsługi sprzętu.

Poprawę własności technicznych samolotu, jak poprawa osiągnięć (wzrost prędkości, wznoszenia, zasięgu, zmniejszenie prędkości lądowania), zwiększenie ekonomii lotu (spa-

dek zużycia paliwa, wzrost ładunku płatnego) czy zwiększenie skuteczności działania (zwiększenie skuteczności urządzeń agrolotniczych, polepszenie własności bojowych, wzrost pracy przewozowej) — też należy rozpatrywać z punktu widzenia bezpośrednich i pośrednich korzyści ekonomicznych.

Drugim kryterium nowoczesności jest wzrost poziomu usług, czyli udoskonalenie funkcjonalne, jak: wygoda (korzystniejsze kształty, mniejszy hałas, niższy poziom drgań itp., bardziej prawidłowe lub korzystniejsze własności pilotażowe), zwrotność, brak tendencji do wchodzenia w korkociąg, łatwe sterowanie itp., łatwiejsza obsługa, wzrost bezpieczeństwa, niezawodności itp.

Rozwój techniki może odbywać się bez względu na efekty ekonomiczne. Natomiast rozważania na temat postępu technicznego bez uwzględnienia rezultatów ekonomicznych — są niepoważne. Postęp techniczny, choć jest zjawiskiem technicznym, wymaga przyłożenia doń miary ekonomicznej. Postęp techniczny musi przynosić wzrost produkcji i podniesienie poziomu usług — przy równoczesnym zmniejszeniu nakładów pracy, czyli wzroście wydajności pracy.

Natomiast spotykane czasem zdanie, że dana maszyna to postęp techniczny, bo ma nowoczesne kształty, nowoczesny wygląd, czy funkcjonuje na nowej zasadzie — jest zbyt powierzchownym traktowaniem zjawiska, jest wyciąganiem nieuzasadnionych wniosków z przesłanek fragmentarycznych, a nie ze znajomości istoty problemu. Nie wszystko złoto, co się świeci. Nie wszystko jest postępowaniem technicznym co nowe i nowatorskie — w konstrukcji i technologii. Ludzie techniki muszą umieć posługiwać się kryteriami ekonomicznymi — by dobrze służyć społeczeństwu.



● **Pierwszy Sekretarz KC PZPR, Edward Gierek**, podczas spotkania w dniu 3 września 1976 r. z pracownikami Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL w Mielcu — w odpowiedzi na przekazane mu zapytanie — wypowiedział się o perspektywie rozwoju przemysłu lotniczego w Polsce. Stwierdził on, że w 1971 r. przez Biuro Polityczne Partii i Rząd została nadana wysoka ranga temu przemysłowi. Decyzje o rozwoju przemysłu lotniczego w PRL były podjęte z głębokim przekonaniem o ich słuszności. Edward Gierek dodał, że perspektywy dla lotnictwa w Polsce są dobre, a jak zostaną wykorzystane — zależy będzie od nas.

● W dniu 3 września br. przedstawiciele załogi WSK w Mielcu złożyli na ręce E. Gierka meldunek o przekroczeniu planu za 8 miesięcy. Wykonując zakładowy program wyzwalania rezerw, wyprodukowano dodatkowo 5 samolotów An-2 przeznaczonych na eksport.

● Z okazji 50-lecia Instytutu Lotnictwa w Warszawie Rada Państwa przyznała zasłużonemu pracownikom Instytutu odznaczenia państwowe.

● **Krzyżami Kawalerskimi Orderu Odrodzenia Polski** odznaczonych zostali: Tadeusz John, Kazimierz Malinowski, Stanisław Mosica, Czesław Skoczyła, Henryk Woytowicz i Henryk Zatyka. Ponadto 7 pracowników Instytutu Lotnictwa otrzymało Złote Krzyże Zasługi, 16 — Srebrne i 4 — Brązowe. Wśród naukowców odznaczonych Medalami Za Zasługi dla Obrony Kraju znalazł się nasz kolega redakcyjny, dr Antoni Goledzinowski. Wszystkim odznaczonym Kolegium TLiA najserdeczniej gratuluje.

● **Rośnie eksport sprzętu lotniczego.** Centrala handlu zagranicznego PEZETEL powiększyła w ubr. wartość eksportu o 20%, w tym do krajów kapitalistycznych — o 30%. W 1975 r. sprzedano na rynkach zagranicznych wyroby przemysłu lotniczego ogółem za 307 mln zł dewizowych (poza obszarem krajów RWPG — za 100 mln).

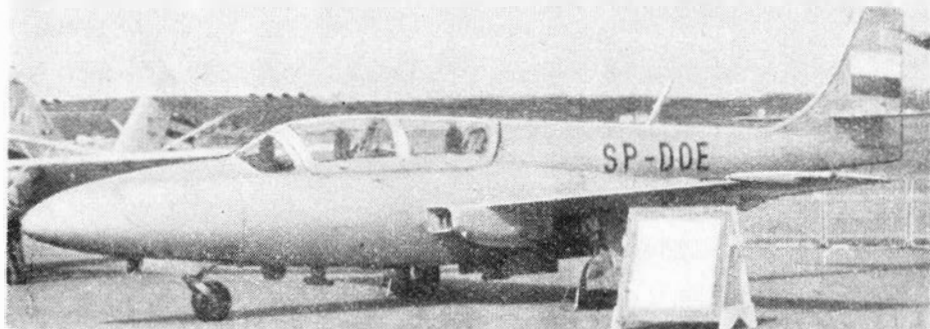
● Prasa zachodnia opublikowała informację, że amerykańskie zakłady Rockwell zamówiły w Polsce silniki 1000 KM dla samolotu Trush — Commander.

● W ciągu kilkunastu miesięcy samoloty An-2 Przedsiębiorstwa Usług Geologicznych za Granicą Geopol, z zainstalowaną nowoczesną aparaturą pomiarową, przeprowadziły w Nigerii rozeznanie geofizyczne na obszarze 2000 tys. km². W wyniku tych prac — przy zastosowaniu komputera — sporządzono 500 map, z których każda ma dwie wersje magnetyczne i sześć — spektrometrycznych.

● W sezonie wiosennym rozpoczęło prace przy zabiegach agrotechnicznych w województwie olsztyńskim 8 samolotów Kruk z serii informacyjnej. Przypominamy, że są to samoloty o prędkości roboczej 120 ÷ 160 km/h, z silnikiem o mocy 600 KM. W zbiorniku Kruka mieści się 1400 l chemikaliów, którymi z wysokości 5 m można opryskiwać 35-metrowy pas terenu. W klimatyzowanej kabine jest miejsce dla mechanika. Pierwsi zagraniczni nabywcy są z NRD; tamtejsi piloci zostali już w Polsce przeszkoleni.

● **Eksport usług agrolotniczych jest bardziej opłacalny od sprzedaży za granicą samolotów.** Usługi agrolotnicze stanowią 80% wartości eksportu WSK PZL — Warszawa Okęcie do krajów wolnodelowizowych. Najsilniejszą pozycję od wielu lat mamy w Afryce Północnej. Istniejący przy WSK Zakład Usług Agrolotniczych ma do dyspozycji na terenie kraju zbyt mało samolotów, zważywszy potencjalne potrzeby, ale należy stwierdzić, że działalność agrolotnicza od lat nie może doczekać się jakiegokolwiek określonej koncepcji organizacyjnej i rozwojowej. Trzeba pamiętać, że wbrew pozorom, w określonych warunkach użycie sprzętu lotniczego jest tańsze i bardziej efektywne niż zastosowanie tradycyjnych zestawów traktorowych.

● **Na Międzynarodowej Wystawie Lotniczej w Farnborough we wrześniu 1976 PEZETEL wystawił samoloty TS-11 Iskra (SP-DOE), PZL-104 Wilga 35 (SP-WRE), PZL-106 Kruk (SP-WUF), motoszybowce SZD-45A Ogar i szybowiec SZD-41A Jantar Standard.** Było to pierwsze wystąpienie Iskry na pokazach międzynarodowych.



TS-11 Iskra SP-DOE na Międzynarodowej Wystawie Lotniczej w Farnborough we wrześniu 1976 r.

Fot. A. Glass

● **Brygada racjonalizatorów Wyższej Oficerskiej Szkoły Lotniczej w Dęblinie zmodyfikowała samolot transportowy Ił-14, służący do szkolenia nawigatorów.** Dotychczas na samolocie mógł być szkolony jeden nawigator w kabine załogi. Obecnie kabina pasażerska została zamieniona w „latającą klasę” i pozwala na równoczesne szkolenie 6 nawigatorów. Ponadto samolot Ił-14 przystosowano do bombardowania z lotu poziomego i rozpoznawania skutków bombardowania. Dawniej do tego celu służył zmodyfikowany samolot Li-2, który wycofano z użytku kilka lat temu. Racjonalizatorzy za projekt racjonalizatorski otrzymali jako załóżkę 30 tys. zł.

● W czerwcu 1976 r. odbyły się uroczystości z okazji 50-lecia Instytutu Lotnictwa. W dniu 22 czerwca zorganizowano sympozjum naukowo-techniczne, na którym został przedstawiony dorobek Instytutu w poszczególnych dziedzinach jego działalności (aerodynamika, wytrzymałość konstrukcji, napędy lotnicze, osprzęt lotniczy i awionika oraz materiały i technologia lotnicza).

● **W Technikum Mechanizacji Rolnictwa w Karolewie koło Kętrzyna kształcą się technicy — agropiloci.** Jeszcze przed rozpoczęciem nauki w TMR kandydaci przechodzą kurs szybowcowy. Potem — w okresie 3 lat nauki — uczniowie muszą spędzić w powietrzu 180 godzin: podczas miesięcznej praktyki na lotnisku — na motoszybowcu Ogar, zaś później w czasie praktyki — na samolocie, w gospodarstwie rolnym. Wykładowcy to inżynierowie z Instytutu Lotnictwa, z Mielca i Świdnika. Tą unikalną szkołą specjalnie interesują się ministrowie oświaty i wychowania oraz rolnictwa. Technikum kształci 30 uczniów i tyłuż przyjmuje na nowy rok szkolny. Planuje się: zwiększenie przyjęć do szkoły, przyjmowanie kandydatów z krajów Trzeciego Świata oraz otworzenie klasy agropilotażu na śmigłowcach.

● **Wiosną br. w Akademii Wychowania Fizycznego we Wrocławiu odbyło się wręczenie dyplomów trenerom II klasy.** Po raz pierwszy otrzymało je 12 przedstawicieli lotnictwa sportowego.

● **W bieżącym roku w Liceum Lotniczym przy Wyższej Oficerskiej Szkole Lotniczej w Dęblinie (otwartym w 1972 r.) odbyła się uroczystość wręczenia świadectw dojrzałości jej pierwszym absolwentom.** Wraz z maturą otrzymali oni uprawnienia mechaników osprzętu lotniczego. W uroczystości — oprócz przedstawicieli Wojsk Lotniczych — uczestniczył Minister Oświaty i Wychowania.

● **Ministerstwo Oświaty i Wychowania wydało zarządzenie ustalające system doskonalenia kwalifikacji mistrzów i starszych mistrzów oraz wprowadziło dyplomy, które będą przyznawane po zdaniu specjalnego egzaminu.** Doksztalanie mistrzów odbywać się będzie na zasadzie półrocznego studium, prowadzonego przez zakłady oraz ośrodki NOT. Ukończenie studium stanowić będzie formalną podstawę przystąpienia do egzaminu na mistrza dyplomowanego.

● **Minister Przemysłu Maszynowego A. Kopeć wręczył dyplomy mistrzów pierwszym w Polsce 40 absolwentom półrocznego studium zorganizowanego w celu wdrożenia Uchwały nr 21 Rady Ministrów o obowiązkach i uprawnieniach mistrzów**

w zakładach pracy. Mistrzowie ci, stanowiący niewielki odsetek 15 700 mistrzów resortu, pochodzą m.in. ze „szkoły mistrzów” w WSK w Rzeszowie. Pięciu mistrzów dyplomowanych pracuje w zakładach Zjeźnoczenia PZL. Ponad 60% kadr mistrzowskiej resortu przejdzie w latach 1976 ÷ 1980 przez doskonalenie kwalifikacji i uzupełnienie wykształcenia.

● **Do startu na tegoroczne Szybowcowe Mistrzostwa Polski zgłosiło się 18 pilotów w klasie otwartej (na szybowcach Jantar 1, 24 pilotów w klasie standard (na Cobrach 15) i 7 — w klasie międzynarodowej.** Mistrzem Polski w klasie otwartej został St. Kluk ze Stalowej Woli (wice-mistrzowie: Królikowski i Madejczyk z Aeroklubu Warszawskiego). W klasie standard tytuł mistrza uzyskał J. Centka z Leszna (wice-mistrzowie: Kanigowski i Szczepański z Warszawy). Zwycięzcami w klasie międzynarodowej byli H. Muszczyński (Aeroklub Ostrowski) i J. Ziobro. W uroczystości zakończenia mistrzostw wzięli udział m.in. minister J. Kuberski i prezes gen. W. Jagiełło.

● **W dniach od 21 do 26 czerwca br. odbył się III Pomorski Rajd Dziennikarzy i Pilotów.** Uczestniczy w nim 20 osób, m.in. z Rzeszowa, Szczecina, Gdańska, Wrocławia i Białegostoku, to jest z najdalej zakątków Polski. Organizatorem rajdu był Aeroklub Pomorski.

● **Korzystając ze sprzyjającej pogody piloci przebywający w Centrum Wyszkolenia Lotniczego w Lesznie przypuścili w sierpniu atak na rekordy Polski w przelotach szybowcowych.** Próba powiodła się Franciszkowi Kępcze, który przeleciał trójkąt długości 500 km z prędkością 111,83 km/h. Dotychczasowy rekord w tej konkurencji należał do Stanisława Witka i był gorszy o 7 km/h. 9.VIII 15 pilotów zdobyło warunki do jednego diamentu złotej odznaki szybowcowej z trzema diamentami. Siedmiu pilotów przeleciało trasę trójkąta 500 km, zaś ośmiu — trasę trójkąta długości 304 km.

● **Podczas wizytacji dworców i ośrodków lotniczych na Okęciu przez członków sejmowej Podkomisji Transportu Drogowego i Lotniczego przewodniczący Podkomisji, gen. J. Kowalski, poinformował o decyzji dobudowania w Międzynarodowym Dworcu Lotniczym nowej hali przylotów, zakupionej za granicą.** Była też mowa o celowości instalowania zabudowań na istniejących lotniskach według wzoru krajowego dworca na Okęciu oraz o potrzebie uruchomienia komunikacji lotniczej do Lublina, Krosna i Nowego Targu. Dodajmy tu, że społeczeństwo domaga się również uruchomienia połączeń do Łodzi, Częstochowy i Jeleniej Góry.

● **Giełda racjonalizatorów i nowatorów Wojsk Lotniczych poświęcona sprawom szkolenia lotniczego i bezpieczeństwa lotów, która odbyła się latem w Wyższej Oficerskiej Szkole Lotniczej im. Jana Krasieckiego w Dęblinie, zaprezentowała szereg cennych rozwiązań, m.in. blok rozpoznawczy do urządzeń treningowych znacznie skracający czas szkolenia pilotażu.** Jest on szczególnie przydatny przy szkoleniu młodych pilotów i zbliża trening w kabine do warunków bojowych. Na giełdzie przedstawiono dwa automatyczne sygnalizatory czasu lotu. Są to przyrządy znacznie usprawniające pracę dyżurnego nawigatora lotów.

● **PLI LOT** są piętnastym przewoźnikiem lotniczym łączącym w rozkładowych przelotach Europę z Kanadą. 4 czerwca w inauguracyjny rejs Il-62 Mikołaj Kopernik do Kanady kapitan E. Kamela zabrał pismo Prezydenta m.st. Warszawy z pozdrowieniami dla burmistrza i mieszkańców Montrealu.

● Podajemy ceny biletów lotniczych na trasach łączących miasta wojewódzkie (ceny biletów z Warszawy podaliśmy w poprzednim zeszytzie TLiA), obliczone według obniżonej taryfy przysługującej obywatelom polskim w okresie od 1 czerwca 1976 r. do 31 marca 1977 r. [zł]:

Z Bydgoszczy do Gdańska 190, do Słupska 270, Z Gdańska do Katowic 483, do Krakowa 520, do Rzeszowa 550, do Wrocławia 450. Z Rzeszowa do Wrocławia 380. Z Koszalina do Katowic 500, do Krakowa 570, do Rzeszowa 590, do Wrocławia 410. Z Poznania do Krakowa 380, do Rzeszowa 450.

● W Krakowie odbyło się seminarium naukowe, poświęcone zagadnieniom satelitów meteorologicznych i ich zastosowaniu w badaniach i służbie meteorologicznej. Przedstawiono referaty o technice odbioru i przetwarzaniu meteorologicznych danych satelitarnych oraz metodach interpretacji i praktycznego wykorzystania informacji otrzymanych z różnych systemów satelitarnych. Uczestnicy seminarium zapoznali się z działalnością ośrodka odbioru danych satelitarnych IMGW w Krakowie.

● W Piwnicach koło Torunia trwa montaż konstrukcji nośnej radioteleskopu zaprojektowanego przez polskich specjalistów. Czasem 15-metrowej średnicy buduje krakowski Mostostal, zaś układ odbiorczy wykonywany jest przez zakład radioastronomii Uniwersytetu Mikołaja Kopernika. Radioteleskop sterowany będzie za pomocą komputera.

● W czerwcu — w wieku 88 lat — zmarł inż. pilot Jan Nagórski, członek Warszawskiego Klubu Seniorów Lotnictwa. Był on pionierem lotnictwa, słynnym dzięki swym lotom arktycznym w 1914 r. i akrobacji na wodnosamolocie w 1915 r. Wydał dwie książki lotnicze: „Pierwszy nad Arktyką” i „Nad płonącym Bałtykiem”.

● W czerwcu zginął śmiercią lotnika pracownika Przedsiębiorstwa Usług Lotniczych wieloletni, zasłużony działacz Aeroklubu Warszawskiego, inż. Tomasz Godziemba-Malikowski. Zginął na społecznym posterunku, jako pilot-instruktor.



CZECHOSŁOWACJA

● W bieżącym roku Czechosłowackie Linie Lotnicze obchodzą 30-lecie istnienia. Sieć lotnicza CSRS liczy obecnie ponad 116 000 km. W roku ubiegłym samoloty CSA przewiozły blisko 18 mln pasażerów. Linie zagraniczne, o długości 110 tys. km łączą Pragę z 50 miastami, na czterech kontynentach.

● W Czechosłowacji działa 85 klubów szybowcowych. Do szkolenia i treningu służą dwumiejscowe szybowce metalowe Blanik, a do latania wyczynowego szybowce VT-16 Orlik. Remonty sprzętu wykonywane są przez warsztaty klubowe. Centralny ośrodek szybowcowy znajduje się w Vrchlabi, a drugi ośrodek latania wyczynowego jest w miejscowości Moravská Třebova. W skład szybowcowej kadry narodowej, której trenerem jest instr. pil. J. Kumpost, wchodzi 10 pilotów i 3 pilotki. Każdy członek kadry wytaluje rocznie średnio ok. 120 godzin.



FRANCJA

● We Francji nastąpiły zmiany w organizacji lotnictwa cywilnego. Sekretariat Generalny Lotnictwa Cywilnego (najwyższy organ administracji) został przekształcony w Generalną Dyрекcję Lotnictwa Cywilnego, podporządkowaną Ministerstwu (Sekretariatowi Stanu) Transportu.

● Dwie spółki francuskie Dassault oraz SNIAS-Aerospatiale zawarły porozumienie z amerykańską firmą McDonnell-Douglas w sprawie wspólnej budowy samolotu pasażerskiego średniego zasięgu Mercure-200. Samolot będzie mógł zabierać 160-180 pasażerów i latać w zasięgu 3 tys. km.

● Liczba miejsc w Concorde, oferowanych na linii Paryż-Waszyngton — w celu zapewnienia należytej rezerwy paliwa — została ograniczona do 80. Linia ta jest dłuższą od linii Paryż — Nowy Jork o 500 km.

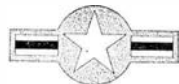
● W Paryżu podpisano porozumienie dotyczące wykorzystania Centrum Kosmicznego w Gujanie przez Europejską Agencję Kosmiczną do startu rakiety Ariane. Rakietą ta budowana jest przez państwa zachodnioeuropejskie. Agencja w 1977 r. wystrzeli czterech satelity, spełniające różne zadania.



JAPONIA

● W Japonii zbudowano dwumiejscowy, metalowy motoszybowiec NP-100A, napędzany przez śmigło pchające, pracujące w pierścieniu. Silnik o mocy 60 KM przy 6000 obr./min. Płat o rozpiętości 18 m, o dużej mechanizacji. Ciężar własny 423 kg. Prędkość przelotowa 120 km/h, lądowania 64 km/h, opadanie min. 0,79 m/s. Doskonałość 30 przy 90 km/h. Podwozie chowane.

● Mięśniolot japoński NM-75 o ciężarze 36,5 kg (pokryty bibułą japońską, celonowaną) przeleciał odległość 446 m w czasie 57 s. Dla porównania podajemy, że mięśniolot belgijski przeleciał na lotnisku w Calais-Dunkerque 300 m na wysokości 1 m.



USA

● Wytwórnia samolotów Piper wyprodukowała ostatnio 100-tysięczny samolot.

● Będą prowadzone próby zasilania w paliwo śmigłowców z samolotów-zbiornikowców, przelatujących poniżej śmigłowców. Obliczono, że dzięki zasilaniu w powietrzu jeden samolot-zbiornikowiec może zasilać w paliwo cztery śmigłowce Bell 204/205, zwiększając ich zasięg z 500 do 1000 km.

● FAA prowadzą wspólnie z NASA badania w zakresie modelowania awarii samolotów. Sprawdza się m.in. przeciążenia działające na pilota i pasażera oraz procesy zachodzące podczas zderzenia się samolotu z ziemią.

● W związku z wypadkiem DC-10 Turckich Linii Lotniczych, wywołanym dekompresją ładowni wskutek wadliwego zamknięcia drzwi, Federalny Zarząd Lotnictwa Cywilnego zażądał dokonania modyfikacji samolotów polegającej na wzmocnieniu podłogi i zainstalowaniu dodatkowych urządzeń wentylacyjnych. Modyfikacja obejmie około 700 samolotów B-747, DC-10, L-1011 i A-300. Koszt przeróbki jednego samolotu wynosi 60 ÷ 125 tys. dol.



W. BRYTANIA

● Do treningu i szkolenia załóg samolotów Concorde zbudowano w Filton w Wielkiej Brytanii symulator. Urządzenie to umożliwia trening trzem członkom załogi w klimatyzowanej kabine.

● Na lotnisku Heathrow uruchomiony został pierwszy w pełni automatyzowany system lądowania samolotów — Trident-III — wyposażonych w urządzenia autoland, pozwalające na lądowanie w najgorszych warunkach pogodowych. Jest to po 15-letnich doświadczeniach osiągnięcie British Airways na skalę światową.

● Przemysł lotniczy Wielkiej Brytanii pod względem produkcji i zatrudnienia zajmuje pierwsze miejsce w Europie Zachodniej i trzecie na świecie (po Stanach Zjednoczonych i Związku Radzieckim). Produkcja

samolotów zcentralizowana jest w Hawker Siddeley Groups i British Aircraft Corporation. Zakłady Westland Aircraft są głównym wytwórcą śmigłowców i podszkoczków. Firma Rolls-Royce produkująca silniki, upaństwowiona w 1971 r., zatrudnia około 60 000 osób, wobec 205 tys. osób zatrudnionych ogółem w przemyśle lotniczym. Przemysł ten wytwarza 1,6% produktu narodowego brutto Wielkiej Brytanii i ma 5% udziału w eksporcie przemysłowym. W 1975 r. eksport lotniczy wzrósł o 30% w porównaniu z 1974 r.



WĘGRY

● Uczni węgierscy przy współpracy z radzieckimi i czechosłowackimi skonstruowali tzw. łapacz mikrometeoroidów, który przymocowuje się do zewnętrznej ścianki lecącego w Kosmos obiektu. Centralny Instytut Fizyki Węgierskiej Akademii Nauk opracował metodę analizy pyłków kosmicznych.

● W miejscowości Tallandörög, w pobliżu Balatonu, budowana jest naziemna stacja satelitarna, która wchodzi do międzynarodowego systemu łączności satelitarnej Intersputnik. Uruchomienie stacji przewidziane jest w końcu przyszłego roku.

● Ostatnio Węgierskie Linie Lotnicze Malev obchodzą swe 30-lecie. Samoloty Malev docierają do 35 miast Europy i Bliższego Wschodu, a w ub.r. przewiozły 460 tys. pasażerów. Ponad 50% przewozów węgierskich linii odbywa się między krajami socjalistycznymi. W celu zwiększenia szybkości i komfortu podróży Malev wprowadził na linie zagraniczne samoloty Tu-154, zamiast dotychczas eksploatowanych Il-18.



ZSRR

● Na moskiewskim lotnisku Domodedowo Aviaexport zademonstrował w czerwcu najnowszy sprzęt lotniczy. Pokazano: samolot transportowy Il-76 o ładowności 40 t i prędkości podróżnej 850 km/h, 120-miejscowy Jak-42 o prędkości 800 km/h i zasięgu 2000 km oraz samolot aerofotogrametryczny An-30 o możliwości pokrywania zdjęciami 5000 km²/h.

● Według Izwestii, radziecki aerobus Il-86 (300 ÷ 350 miejsc; zasięg 1000 ÷ 2500 km) znajduje się już w produkcji seryjnej. Projektanci zainteresowani są silnikiem Rolls-Royce'a RB-211. W radzieckim aerobusie będzie zastosowana zasada wchodzenia do samolotu wraz z bagażem.

● Jak podaje prasa brytyjska, firma Socan Aircraft, będąca w Kanadzie przedstawicielem radzieckiego Aviaexportu, oferuje samoloty Jak-40 w cenie 1,6 mln dol. za sztukę.

● Rakietą podziemna inż. Ciferowa w czasie 10 ÷ 25 s pokonuje odległość 10 ÷ 20 m, pozostawiając otwór średnicy około 1 m. Do napędu rakiety stosowany jest stały materiał pędny. W ciągu sekundy rakietą odrzuca 1,5 ÷ 2 t ziemi.

OGÓLNE

● W Europie największe krajowe przewozy lotnicze na mieszkańca wykazuje Norwegia i kraje skandynawskie. Przewieziono w Norwegii w ruchu wewnętrznym 620 pasażerów na tysiąc mieszkańców. Spośród krajów średniej wielkości w lotniczych przewozach wewnętrznych przoduje Hiszpania, Grecja i Portugalia. Wśród krajów socjalistycznych pierwsze miejsce, po ZSRR, zajmują Jugosławia i Czechosłowacja.

● Po wielu latach przewodniczenia Międzynarodowej Komisji Szybowcowej P'Al Szwajcar A. Gehriger zrezygnował z pełnienia funkcji. Na przewodniczącego CIVV wybrano Billa Iansa ze Stanów Zjednoczonych. W skład Biura weszli delegaci: Polski, Francji, Włoch, RFN, Norwegii i Szwajcarii. Aeroklub PRL reprezentowany jest nadal w CIVV w osobie wiceprezydenta, sekretarzem został Holender.



TAJWAN	
Sily Powietrzne	
B : Lockheed F-104	65
North American F-100	90
Northrop F-5/5E	70+(40)
Razem	225+(40)
R : Grumman S-2	10
Lockheed RF-104	8
Mc Donnell RF-101	4
Razem	22
Sz : Lockheed T-33	?
North American T-6	?
North American T-28	?
Pazmany PL-1	45
Razem	45
T : Boeing 720	1
Curtiss C-46	30
Douglas C-47	30
Douglas DC-6	1
Fairchild C-119	40
Fairchild C-123	15
Razem	117
H : Bell 47	5
Bell UH-1	50
Hughes 500M	6
Sikorsky UH-19	7
Razem	68
P : Grumman HU-16	10
Łącznie	487+(40)
Sily Lądowe	
H : Bell UH-1	50
Kawasaki KH-4	2
Sikorsky H-34	7
Razem	59
Ogółem	546+(40)

PAKISTAN	
Sily Powietrzne	
B : Dassault-Breguet Mirage	55
Lockheed F-104	12
Martin B-57	15
MiG-19	120
North American F-86	60
Northrop F-5	7+(40)
Razem	269+(40)
R : Dassault-Breguet Mirage	3
Breguet Atlantic	(3)
Grumman HU-16	4
Lockheed RT-33	4
Martin RB-57	2
Razem	13+(3)
Sz : Cessna T-37	30
Lockheed T-33	12
North American T-6	30
MiG-15	4
Razem	76
T : Dassault-Breguet Falcon 20	1
Fokker F.27	1
Lockheed C-130	10
Razem	12
H : Alouette	12
Bell 47	12
Kaman HH-43	10
Razem	34
P : Aero Commander	1
Beech L-23	?
Saab MFI-17	(40)
Razem	1+(40)
Łącznie	405+(83)
Sily Lądowe	
H : Alouette	20
Bell 47	20
Mi-8	12
Razem	52
P : Cessna O-1	50
Łącznie	102

PAKISTAN c. d.	
Lotnictwo Morskie	
H : Sikorsky H-19	2
Westland Sea King	3+(3)
Razem	5+(3)
Ogółem	512+(86)

TAJLANDIA	
Sily Powietrzne	
B : Fairchild AU-23	13+(20)
North American F-86	25
North American T-6	20
North American T-28	45
North American OV-10	30
Northrop F-5/F-5E	20+(30)
Razem	153+(50)
R : Lockheed RT-33	?
Sz : Cessna T-37	8
DH Chipmunk	10
Lockheed T-33	6
North American T-6	50
NZAI CT-4 Airtrainer	24
SLAI-Marchetti SF.260	12
Razem	110
T : Beech C-45	5
Douglas C-47	25
Douglas C-54	2
Fairchild C-123	15
HS.748	2
Razem	49
H : Bell UH-1	50
Boeing-Vertol CH-47	4
Boeing-Vertol 107	4
Kaman HH-42	3
Kawasaki KH-4	12
Sikorsky UH-19	12
Sikorsky CH-34	20
Razem	105
P : DHC Beaver	4
Helio Courier	5
Mc Donnell Douglas A4	(30)
Piper J-18	?
Razem	9+(30)
Łącznie	428+(80)
Sily Lądowe	
H : Bell Jet Ranger	3
Bell UH-1	20
Fairchild-Hiller FH-1100	15
Fairchild-Hiller OH-23	6
Razem	44
Lotnictwo Morskie	
R : Grumman HU-16	2
Grumman S-2	5
Razem	7
Ogółem	479+(80)

IRAK	
Sily Powietrzne	
B : MiG-17	30
MiG-19	20
MiG-21	80
HSA Hunter	60
Il-28	12
Su-7	50
Tu-16	8
Razem	260
R : HSA Hunter	4
Sz : Aero L-29	?
BAC Jet Provost	15
MiG-15	?
Jak-11/18	?
Razem	15
T : An-24	10
An-12	8
Il-14	12
Tu-124	2
Razem	32

IRAK c. d.	
H : Alouette	12+(60)
Mi-4	30
Mi-6	10
Mi-8	30
Westland Wessex	9
Razem	91+(60)
P : B-N Islander	3
Ogółem	405+(60)

KAMBODŻA	
Sily Powietrzne	
B : Cessna A-37	24
Douglas A-1	7
North American AT-28	20
Razem	51
Sz : Cessna T-41	12
Magister	?
SOCATA Horizon	4
Razem	16
T : DHC Otter	8
Douglas C-47	22
Douglas C-54	?
Fairchild C-123	40
Razem	71
H : Alouette	6
Bell UH-1	30
Razem	36
P : Cessna O-1	45
Cessna U-17	?
DHC Beaver	?
Helio Stallion	14
Razem	59
Ogółem	263

KOREA PŁD.	
Sily Powietrzne	
B : McDonnell Douglas F-4	36
North American F-86D/E	120
Razem	156
R : North American RF-86F	10
Sz : Lockheed T-33	25
Northrop F-5B	4
North American T-28	?
Razem	29
T : Curtiss C-46	20
Douglas C-47	10
Douglas C-54	4
Fairchild C-123	?
Razem	34
H : Bell UH-1	7
Bell 212	2
Sikorsky H-19	6
Razem	15
P : Aero Commander 500	?
Cessna O-1	?
Cessna UH-17	?
DHC Beaver	?
Ogółem	244

BANGLADESZ	
Sily Powietrzne	
B : MiG-21	10
North American F-86	4
Razem	14
Sz : Lockheed T-33	1
T : An-24/26	4
DHC Caribou	?
Fokker F.27	2
Razem	7
H : Alouette	5
Mi-8	4
Razem	9
Ogółem	31

Oznaczenia: B — samoloty bojowe, R — samoloty rozpoznawcze, S — samoloty treningowe, T — transportowe, H — śmigłowce, P — pozostałe, w nawiasach — zamówienia
 Źródła: Flight z 28.VIII.1975 r.; Interavia nr 1/1975.

TABLICA 2. Projektowana modernizacja śmigłowców [sztuk]

Wersja	do 1975 r.	1975 r.	1976 r.	1977 r.	1978 r.	1979 r.	1980 r.	1981 r.	Razem
AH-1G na AH-1Q	120	45							165
AH-1G na AH-1S			60	96	86	48			290
AH-1G na AH-1R		1			12	24	24	24	85
Razem	120	46	60	96	98	72	24	24	540

Oprac. na podst.: Forecast Association Inc., 'The market for light/intermediate helicopters, July 1975

by te — według opinii wojskowych rzeczoznawców RFN — zostały uznane za więcej niż dobre. W oparciu o zachodniemieckie orzeczenie, Amerykańskie Lądowe Siły Zbrojne przystąpiły do adaptowania pocisków TOW do zmodyfikowanych śmigłowców szturmowych AH-1G, wysoko ocenianych pod względem efektywności bojowej w czasie wojny wietnamskiej.

Realizacja nowego zespołu urządzeń do naprowadzania i odpalania pocisków TOW, przeznaczonych dla śmigłowców szturmowych Huey Cobra, oznaczonych jako XM65, została podjęta przez Hughesa wiosną 1972 r., a pierwsze próby poligonowe z XM65 rozpoczęto w 1973 r.

Równolegle z tymi próbami eksperci Amerykańskiego Lotnictwa Sił Lądowych przeprowadzili analizę przydatności operacyjnej tej broni, opierając się na doświadczeniach uzyskanych w trakcie działań wojennych w Wietnamie (wówczas na tamtejszym teatrze działań wojennych wprowadzono do akcji dwa śmigłowce UH-1B, wyposażone w poprzedni typ urządzeń do naprowadzania i odpalania TOW-ów, tj. już sprawdzony zespół XM26).

W okresie od 1973 r. do stycznia 1975 r. przeprowadzono dalsze próby poligonowe z ośmioma prototypami TOW/Cobra odpalając 347 pocisków TOW. Wobec pomyślnych wyników, Bell otrzymał od Pentagonu zaliczkę w wysokości 73 mln dolarów przeznaczoną na rekonwersję 101 śmigłowców AH-1G na typ AH-1Q, który mógł być uzbrojony w pociski TOW. Pierwszy AH-1Q został przekazany Siłom Lądowym USA w czerwcu 1975 r. a w grudniu 1975 r. dwa AH-1Q szwadronom lekkiej kawalerii powietrznej, wchodzącym w skład 1 i 7 korpusu 7 armii USA stacjonującej w RFN. Następne dostawy śmigłowców szturmowych AH-1Q są przekazywane w regularnych odstępach czasu do RFN począwszy od stycznia 1976 r., tak że ich ogólna liczba w połowie 1977 r. wyniesie ponad 150 sztuk.

Śmigłowce pochodzące z pierwszych dostaw będą służyły jako sprzęt treningowy, początkowo dla instruktorów, którzy z kolei będą prowadzili zajęcia z przyszłymi pilotami i strzelcami-nawigatorami tych śmigłowców szturmowych.

Należy jeszcze zaznaczyć, że tylko pierwsze dostawy będą się składały ze śmigłowców AH-1Q, następne zaś — z bardziej nowoczesnych, gdyż w trakcie końcowych prób nad tymi śmigłowcami stwierdzono, że dla efektywnego wykorzystania tej broni konieczne jest zwiększenie mocy silnika i zmiana przekładni. Projektowany nowy śmigłowiec powinien zabierać większą liczbę pocisków TOW, więcej paliwa i uzbrojenia pokładowego aniżeli uważany dotąd za dobry, starszy śmigłowiec szturmowy AH-1Q. Obecna odmiana śmigłowców AH-1Q może być wyposażona tylko w 2÷6 pocisków TOW (w zależności od warunków klimatycznych, wysokości strefy operacyjnej itp.) przy normalnym zapasie paliwa i uzbrojenia przeznaczonych dla danej operacji [3].

Amerykański plan rekonwersji szturmowych śmigłowców

Amerykański program modernizacji floty istniejących 740 śmigłowców szturmowych i bliskiego wsparcia ogniowego w celu podniesienia efektywności ich operacji bojowych zakładał, że lotnictwo wojsk lądowych USA przeprowadzi rekonwersję 290 śmigłowców AH-G, przekształcając je w odmianę AH-1Q. Okazało się jednak, jak było wyżej powiedziane, iż AH-1Q obciążone dodatkowo wyrzutniami rakiet i pocisków TOW wykazują znacznie gorsze osiągi niż tego wymagają współczesne warunki operacji na polu walki. W związku z tym opracowano nowy plan modernizacji śmigłowca, określony jako AH-1Q plus, którego wersja ostateczna otrzymała oznaczenie AH-1S. Osiągi tego śmigłowca — jak pisze pismo *Forecast Association Inc.* [4] *mają poziom do przyjęcia*, dzięki zastosowaniu m. in. silnika o większej mocy (1800÷1970 KM) oraz wymiany dotychczas stosowanej przekładni głównej na przekładnię o większej wytrzymałości, zamontowanej już na morskich śmigłowcach wsparcia ogniowego AH-1J, w które wyposażone są bataliony amerykańskiej piechoty morskiej (Marines Corps).

W związku ze zmianą planów modernizacji władze naczelne lotnictwa wojsk lądowych Stanów Zjednoczonych nakazały przerwanie w połowie wykonywanej konwersji śmigłowców AH-1G na AH-1Q i przekształcenie pozostałych maszyn bezpośrednio w odmianę AH-1S.

Oprócz złożonego zamówienia na przekształcenie 290 śmigłowców AH-1G na wersję AH-1Q i AH-1S, lotnictwo wojsk lądowych USA zamierza nabyć dalsze 305 śmigłowców, już budowanych jako AH-1S. W ten sposób liczba tych śmigłowców wyniesie do 1980 r. minimum 590 sztuk. Wówczas I etap modernizacji (uważany zresztą za przejściowy) śmigłowców AH-1G na śmigłowce AH-1Q i AH-1S zostanie zakończony, a do uzbrojenia lotnictwa wojsk lądowych wejdą najnowocześniejsze śmigłowce szturmowe AAH (*Advanced Attack Helicopters*).

Po konwersji 290 AH-1G w wyposażeniu wojsk lądowych USA pozostanie jeszcze około 450 śmigłowców tego typu. Możliwe jest, iż będą one wykorzystywane zarówno jako maszyny treningowe, jak i sprzęt szturmowy w ewentualnych operacjach o mniejszym znaczeniu lub też — w wyposażeniu ich w silniki o większej mocy (około 1500 KM) — jako ulepszone śmigłowce do bliskiego wsparcia ogniowego piechoty. W tym przypadku otrzymają one oznaczenie AH-1R. Śmigłowce te nie będą miały wyrzutni pocisków TOW.

Począwszy od 1975 r. US Army przeznaczą poważne kwoty na zakup śmigłowców AH-1S: preliminarz budżetowy na 1975 r. przewidywał zakup 6 sztuk AH-1S za 15 mln dol., a nakłady na ten cel w 1976 r. (60 sztuk AH-1S) wzrosły do 80 mln dol. [5].

Szturmowe śmigłowce wojsk lądowych Stanów Zjednoczonych (odmiany istniejące i rozwojowe)

- Przeznaczenie śmigłowców rodziny AH-1: bliskie wsparcie ogniowe, zwalczanie broni pancernej.
- Zespoły napędowe śmigłowców rodziny AH-1:
 - śmigłowce AH-1G i AH-1Q — 1 silnik Avco Lycoming T-53-L-13 o mocy 1400 KM;
 - śmigłowce AH-1R i pierwsze odmiany AH-1S — 1 silnik Avco Lycoming T-53-L-700 o mocy 1485 KM; rozwojowa odmiana AH-1S będzie wyposażona w nową wersję silnika T-53-L-703 o mocy 1825 KM lub w silnik Pratt Whitney USA T-400-WV-402 o mocy 1970 KM;
 - AH-1J, morska odmiana podstawowego śmigłowca AH-1G — 2 silniki Pratt Whitney of Canada T-400-CP-400 (wojskowa odmiana PW Twin Pac) o mocy 1800 KM;
 - AH-1J, odmiana eksportowa dla Iranu — 2 silniki Pratt Whitney USA T-400-WV-402 o mocy 1970 KM; ko-



Rys. 3. Morski śmigłowiec szturmowy Bell AH-1J, użytkowany przez Marines Corps

lejnę odmiany AH-1J dla Marines Corps również będą wyposażone w silniki o mocy 1970 KM.

● Ceny śmigłowców rodziny AH-1 (wartość dolara z 1974 r.): AH-1Q — 1 300 000 dol., AH-1J — 1 440 000 dol. [6].

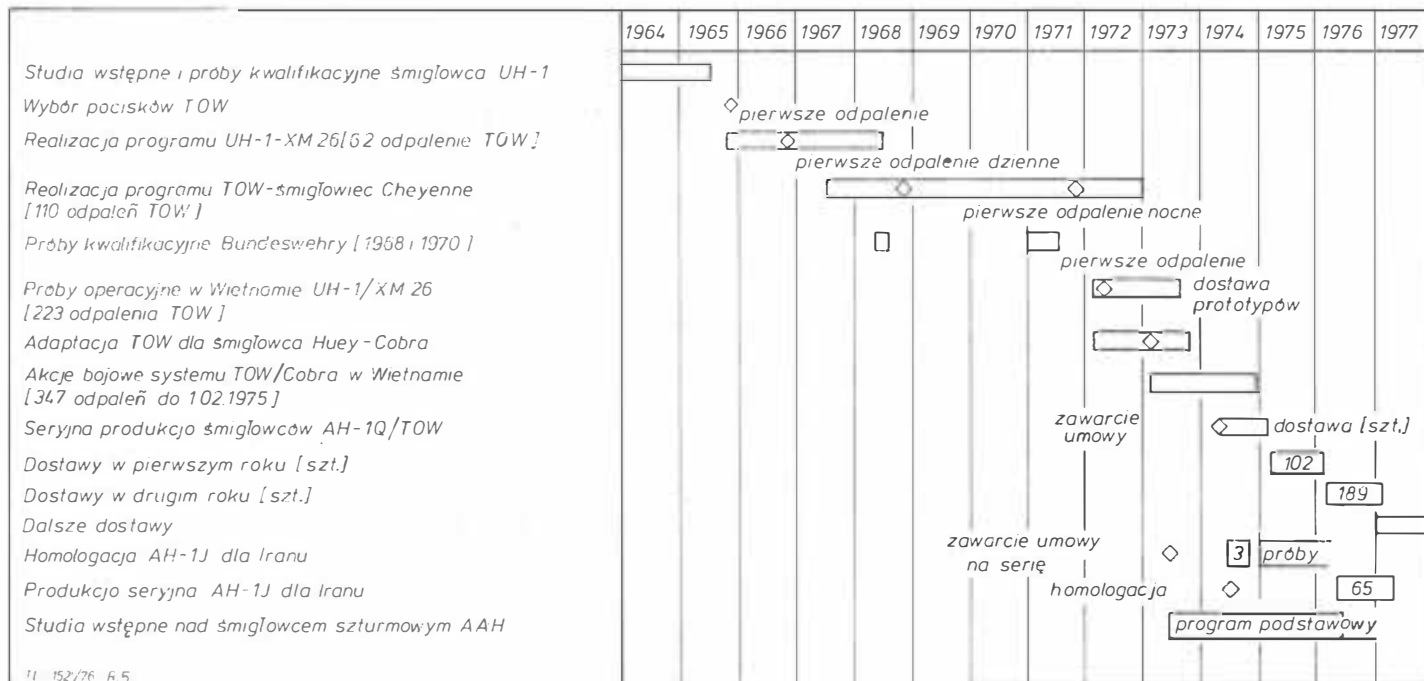
● Uzbrojenie śmigłowców rodziny AH-1:

AH-1G. Podstawowe uzbrojenie składało się z karabinów maszynowych z 8000 pocisków, dwu wyrzutni granatów z 300 granatami. Ponadto w zależności od rodzaju operacji mogło być zainstalowane inne uzbrojenie. Pod płatem znajdowały się zasobniki z wyrzutniami rakiet.

AH-1Q. Szturmowa odmiana poprzedniego do zwalczania broni pancernej ma 2 wyrzutnie dla przeciwpancernych pocisków TOW. Teoretyczny udźwieg wynosi 8 TOW, po cztery sztuki w każdej wyrzutni. Uzbrojenie strzeleckie jak w śmigłowcu AH-1G.



Rys. 4. Śmigłowiec szturmowy AH-1S, wyposażony w osiem przewodowo kierowanych pocisków TOW



Rys. 5. Harmonogram programu śmigłowców szturmowych AH/TOW

AH-1R. Udźwieg uzbrojenia strzeleckiego zwiększony o 250 kG. AH-1R nie jest uzbrojony w pociski TOW.

AH-1S. 8 pocisków TOW, 76 rakiet kaliber 70 mm, 2 działka kal. 20 mm.

A-1J i AH-1T. AH-1J ma podobnie uzbrojenie jak AH-1S, ale bez pocisków TOW; odmiana AH-1T ma być uzbrojona również w pociski TOW [7].

Prognoza eksportu śmigłowców rodziny AH-1

US Army wyraża przekonanie, iż nie tylko Stany Zjednoczone będą wyposażały swoje wojska lądowe w śmigłowce bliskiego wsparcia ogniowego i do zwalczania broni pancernej rodziny AH-1. Słuszność prognozy planistów US Army zdaje się potwierdzać napływ zamówień na ten sprzęt, zgłaszany przez zagranicę.

W 1972 r. producentów śmigłowców w krajach kapitalistycznych zaskoczyła wiadomość, że szach Iranu zamówił w amerykańskiej wytwórni Bella 489 śmigłowców wartości (w cenach z tamtego roku) ponad 500 mln dol. Zważywszy efekt inflacji, wartość zamówienia przekracza 900 mln dzisiejszych dolarów.

Z całkowitej puli zamówienia Bell miał dostarczyć 297 śmigłowców średnich Bell 214 A oraz 202 sztuki morskich bojowych AH-1J Sea Cobra. Iran zastrzegł jednak, że jego Sea Cobra powinny mieć silniki o mocy większej o 170 KM niż standardowe AH-1J, tj. 1970 KM, z uwagi na geograficzne położenie Iranu (wysoki płaskowyż, góry do 5000 m wysokości, gorący klimat itp.). Uzbrojenie irańskich Sea Cobra składa się z działka 20 mm i 4 wyrzutni rakiet. W późniejszym okresie Iran ma te śmigłowce wyposażać w kierowane pociski TOW. Rozpoczęcie dostaw dla Iranu nastąpiło w drugiej połowie 1976 r.

W celu przygotowania personelu latającego do prowadzenia operacji z pociskami TOW, Iran zakupił równocześnie od amerykańskiego Hughesa 65 najnowszych zespołów

naprowadzania na cel i odpalania TOW-ów, tj. MX-65. Sprzęt ten będzie zainstalowany na symulatorach lub na nie precyzowanych jeszcze śmigłowcach, prawdopodobnie na wielozadaniowych UH-1 Iroquois.

Drugim krajem, który zakupił Sea Cobra, jest Południowa Korea (8 sztuk AH-1J i 2 zespoły MX-65 do treningu przyszłych strzelców pokładowych, gdy te śmigłowce zostaną wyposażone w pociski TOW).

Również Włochy zakupiły dwa zespoły MX-65 do przeprowadzenia prób na wojskowej odmianie śmigłowców własnej produkcji Agusta A-109 Hirundo. Z tego faktu można wnosić, że również Włosi noszą się z zamiarem wyposażenia swych śmigłowców w pociski TOW [8].

Wreszcie Zachodnie Niemcy przeprowadzają badania porównawcze walorów eksploatacyjnych wojskowej odmiany śmigłowców Bo-105, uzbrojonych we francusko-zachodniemieckie kierowane pociski HOT i amerykańskich AH-1S.

Stany Zjednoczone — pragnąc rozszerzyć zbytnich śmigłowców na obszar europejskich krajów NATO — zaproponowały Zachodnim Niemcom dumpingową cenę, wynoszącą zaledwie 1 mln dol. za AH-1S, a więc o ponad 400 000 taniej niż płaci za nie US Marines Corps.

Autorowi niniejszego szkicu wydaje się jednak rzeczą bardziej niż wątpliwą, aby RFN zdecydowała się na zakup amerykańskich śmigłowców szturmowych (AH-1S), gdyż w połowie 1976 r. rząd RFN złożył Boelkowowi, producentowi Bo-105, zamówienie na dostawę kilkuset tych śmigłowców, które zostaną uzbrojone w pociski HOT [9]. Natomiast można zaryzykować wniosek, iż po wejściu do uzbrojenia wojsk lądowych Stanów Zjednoczonych najnowszych śmigłowców szturmowych — tj. AAH — oraz po moralnym zesterzeniu się na kontynencie amerykańskim produkowanych obecnie lub znajdujących się na etapie rekonwersji śmigłowców rodziny AH-1, będą one nabywane z amerykańskiego demobilu przez uboższe kraje kapitalistyczne.

Charakterystyka śmigłowców szturmowych AH-1G Huey Cobra i AH-1J Sea Cobra

	AH-1G	AH-1J
Silniki	1×T53-L-13	2×PW T-400-CP-400 (PT-6-T3-Twin Pac)
Moc start. [KM]	1:00	1800 (w 1975 r.)
Średnica wirnika gł. [m]	13,41	13,41
Ciężka wirnika gł. [mm]	686	686
Średnica wirnika ogonowego [m]	2,59	2,59
Ciężka wirnika ogonowego [mm]	213	292
Rozpiętość płata [m]	3,15	3,15
Długość kadłuba [m]	13,54	13,59
Wysokość [m]	4,10	4,15
Szerokość kadłuba [m]	0,965	0,980
Ciężar maks. start. [kG]	4309	4535
Ciężar (załoga — 160 kG, paliwo, awionika i uzbrojenie) [kG]	2754	3091
Ciężar operacyjny [kG]	4266	4371
Prędkość maks. [km/h]	352	333

Maks. prędkość wznoszenia [m/s]	6,45	5,5
Pułap użyteczny [m]	3,475	3,215
Zasięg		
— na poziomie morza		
maks. paliwa, 8% rezerwy [km]	574	
— bez rezerwy [km]		577

LITERATURA

1. Ch. GILSON: The soldiers helicopter. *Flight* 12.06.1976, s. 1560.
2. J. MACHURA, J. SAJAK: Bojowe śmigłowce szturmowe NATO. *Przegląd wojsk lotniczych i obrony powietrznej kraju* styczeń 1976, s. 53.
3. R. MELLER: L'Hélicoptère TOW Cobra de lutte antichar. *Revue Internationale de defence* juin 1975, s. 882.
4. Forcast Association Inc.: The market for light/intermediate helicopters July 1975, s. 18-22.
5. R. MELLER, op. cit., s. 883.
6. FORCAST, op. cit., s. 21.
7. New helicopters combat roles planned. *Aviation Week* 29.09.1975, s. 55.
8. R. MELLER, op. cit., s. 883.
9. Federal Germany: *Air International* August 1976, s. 54.

Turbinowe silniki odrzutowe samolotów szkolnych (I)

Mgr inż. JERZY KUCHARSKI

Analiza rozwoju turbinowych silników odrzutowych, które znalazły zastosowanie w samolotach szkolnych, treningowych i szkolno-bojowych. Typy opracowanych napędów jedno- i dwuprzepływowych oraz porównanie ich parametrów eksploatacyjnych, kosztów i wielkości produkcji.

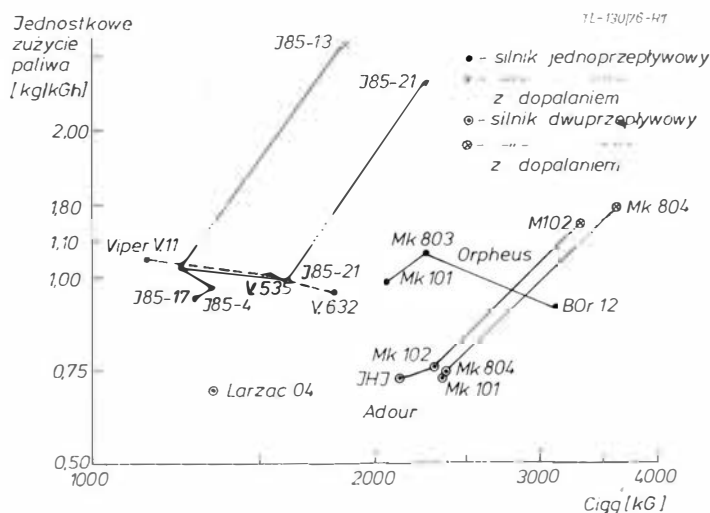
Analizując dotychczasowy rozwój i jego dalsze tendencje w zakresie odrzutowych silników turbinowych samolotów szkolnych, treningowych i szkolno-bojowych, trzeba choćby ogólnie prześledzić, jak powstawało zapotrzebowanie na nie oraz drogi, jakimi je realizowano w zakresie płatowców. W latach pięćdziesiątych, a nawet i później, płatowiec i silnik opracowywano niejednokrotnie niezależnie lub konstruowano płatowiec do istniejących napędów, czy też odwrotnie. W obecnym stanie techniki i wymagań eksploatacyjnych optymalny samolot, który miałby spełniać określone zadania, musi być analizowany i opracowywany jako sprzężony ściśle ze sobą zespół płatowca i silnika, a dla bardziej złożonych zadań, jako system płatowiec-napęd-osprzęt. Na całość tego systemu ze strony napędu ma wpływ nie tylko wartość takich parametrów, jak np. ciąg, zużycie paliwa, ciężar, wymiary, ale głównie ich zmiany w złożonych zadaniach eksploatacyjnych, wpływ na nie pozostałych elementów systemu: płatowca i osprzętu, czy też szereg innych cech jak: układ przepływowy, konstrukcyjny, technologiczny wykonawstwa, materiały, złożoność obsługi eksploatacyjnej, napraw itp.

Jest to prawda od dawna oczywista, jednak dopiero w ostatnim dziesięcioleciu bardziej uwzględniana w praktyce lotniczej. Stale powstawały i powstają jeszcze dziś nowe konstrukcje samolotów, w których te trzy elementy systemu (płatowiec-silnik-osprzęt) opracowywane są prawie niezależnie, a w najlepszym przypadku napęd wiążą z pozostałymi — płatowcem i osprzętem ogólne wymagania odnośnie ciągu, zużycia paliwa i ciężaru. Czasem do istniejącego napędu opracowywano możliwie optymalny płatowiec, co jednak z reguły daje mniejsze lub większe ograniczenia dla użytkownika, np. samolot mniej uniwersalny, gorzej spełniający wymagania techniczne, czy mniej ekonomiczny.

To nieuwzględnianie samolotu jako systemu w ubiegłych latach wynikało w pierwszym rzędzie z przyczyn naukowo-technicznych. Poziom wiedzy i doświadczenie w zakresie elementów samolotu nie zawsze pozwalały na techniczne optymalizowanie go jako systemu, szczególnie ze strony napędu. Silnik turbinowy jako napęd samolotu w ciągu dwudziestu lat powojennych przechodził gwałtowny rozwój i praktycznie dopiero w końcu lat sześćdziesiątych można mówić o pewnej stabilizacji — opanowaniu w dostatecznym stopniu problemów naukowych,

badawczych, materiałowych i wykonawczych tak, że możliwy jest do uzyskania optymalny dla danego samolotu napęd. Obecnie najnowsze programy samolotowe prowadzone są wyłącznie jako opracowania systemu płatowiec-napęd-osprzęt.

Rezultatem nietraktowania samolotu jako systemu latającego jest wiele konstrukcji, które „nie przyjęły się” — nie znalazły wielu użytkowników, często pomimo tego, że zawierają nowoczesne rozwiązania konstrukcyjne i technologiczne. O jakości samolotu decyduje w większym stopniu optymalne dobranie elementów systemu płatowiec-napęd-osprzęt, niż nawet bardzo nowatorskie opracowania poszczególnych zespołów. Często proste, nie najnowsze konstrukcyjnie i technologicznie samoloty, ale dobrze opracowane jako system spełniające wymagania użytkownika — są przez wiele lat produkowane i eksploatowane i zawsze znajdują chętnych nabywców. Charakterystycznym przykładem jest AN-2, czy angielski odrzutowy samolot szkolny Jet Provost, produkowany od około 20 lat jako wersja rozwojowa poprzednio eksploatowanego samolotu tłokowego. W technice nowoczesnej jest nie to, co najnowsze, a to, co najlepiej spełnia bieżące wymagania eksploatacyjne. Nowe rozwiązania zwykle znajdujemy w nowoczesnej konstrukcji, ale zwykle nie one decydują o tym, czy dany samolot jest najlepszy do



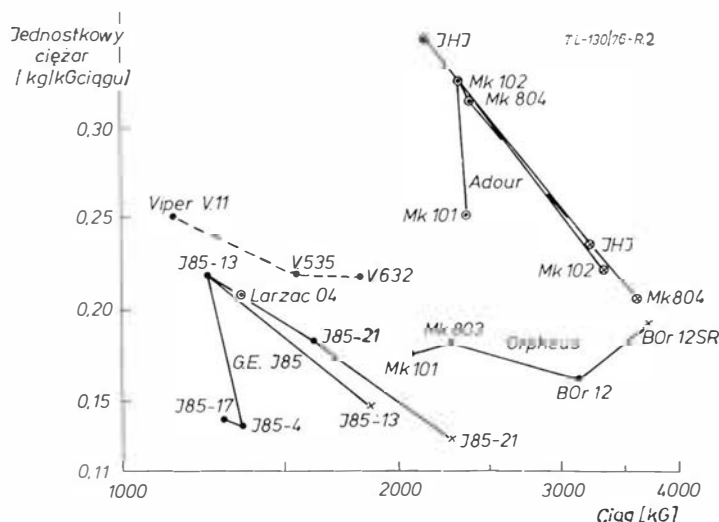
Rys. 1. Jednostkowe zużycie paliwa w funkcji ciągu

założonych warunków, lecz właściwa optymalizacja samolotu jako systemu.

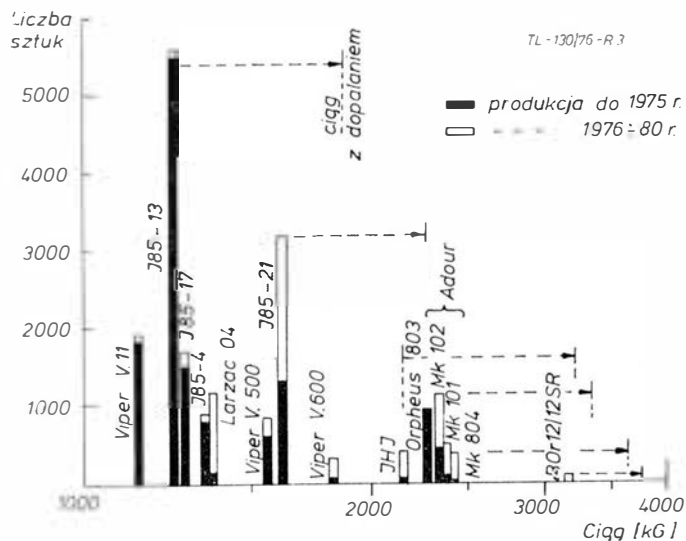
Rozwój odrzutowych samolotów szkolnych, treningowych i szkolno-bojowych jest przykładem powyższych stwierdzeń.

Ogólna charakterystyka rozwoju odrzutowych samolotów szkolnych, treningowych i szkolno-bojowych

Na rozwój odrzutowych samolotów szkolnych w krajach zachodnich miały wpływ przede wszystkim konstrukcje francuskie, angielskie i amerykańskie. W innych krajach wzorowano się na nich lub produkowano je z licencji. Pierwszy okres prac i produkcji tych samolotów trwał do połowy lat sześćdziesiątych. We Francji i Anglii cechowała go omówiona poprzednio niezależność tworzenia płatowców i napędów oraz zmieniające się poglądy na system szkolenia pilotów wojskowych. Opracowano wtedy (do połowy lat pięćdziesiątych) blisko 20 typów silników odrzutowych o ciągach od 160÷2000 kG z przeznaczeniem dla lekkich samolotów szkolnych i bojowych. Do produkcji weszło z nich kilka, a utrzymały się od lat sześćdziesiątych praktycznie trzy silniki. Samolot szkolny (i jego różne wersje rozwojowe) Fouga Magister oparto o silniki Turbomeca Marbore (400 kG ciągu). Ten sam napęd produkowany z licencji w USA zastosowała również amerykańska firma Cessna do swojego płatowca. W Anglii rozwinięto rodzinę silników Viper (tabl. 1) wywodzące się z opracowanego do sterowanego płatowca, krótkożywnego napędu Adder-Viper 3. Silniki Viper 5 i 8 zastosowano do szkolnego samolotu Jet Provost, opartego o jego poprzednią wersję tłokową. Dalsze wersje tego samolotu z silnikami rodzin Viper są do dzisiaj w eksploatacji.



Rys. 2. Ciężar jednostkowy w funkcji ciągu



Rys. 3. Liczba silników wyprodukowanych do 1975 r. i przewidywana produkcja w latach 1976 ÷ 80

W USA do wyższego stopnia szkolenia pilotów wojskowych opracowano samolot — zespół: płatowiec-napęd, dla prędkości przydźwiękowych. Jego dalsze wersje F5 (o prędkości do $M=1,4$) są także samolotami szkolno-bojowymi. Napędem tych samolotów jest specjalnie dla nich konstruowana i rozwijana rodzina silników G.E. J85 (o ciągu bez dopalania $\approx 1200\div 1350$ kG). Firma General Electric — wykonując ten napęd do określonych zadań samolotowych — opracowała silnik wysokiej jakości, którego wersje rozwojowe produkowane od blisko 20 lat (i przewidywane do dalszej produkcji — tabl. 1) wyparły inne napędy w wielu typach samolotów.

W drugiej połowie lat pięćdziesiątych powstał w Anglii samolot bojowo-treningowy Gnat ze specjalnie do niego opracowanym silnikiem Orpheus (o ciągu około 2000 kG — tabl. 1). Samolot ten w Anglii służy do obecnej chwili tylko do szkolenia i treningu wyższego stopnia. Produkowany z licencji w Indiach, zyskał sobie tam uznanie jako lekki samolot bojowy w lokalnym konflikcie zbrojnym z Pakistanem. Pierwszym samolotem szkolnym z dwuprzepływowym silnikiem był szwedzki Saab 105. Zastosowany w nim silnik Turbomeca Aubisque (o ciągu 750 kG i stosunku przepływów 2:1) nie mógł długo konkurować, pomimo niskiego zużycia paliwa (0,6 kg/kGh), z J85, którego wersja 17 ma ciąg dwa razy większy przy dwa razy mniejszym ciężarze.

W końcu lat sześćdziesiątych państwa zachodnie stanęły przed problemem opracowania nowej generacji samolotów szkolnych, treningowych z ewentualnymi wersjami bojowymi.

I znów trzy główne kraje: USA, Francja, Anglia poszły różnymi drogami.

W USA konsekwentnie rozwijano rodzinę F5 i jego silniki J85 (aż do obecnej wersji 21 z dopalaniem — tabl. 1). Uzyskano doskonały samolot szkolno-treningowy transdźwiękowy z możliwością stosowania go jako bojowy.

Ze współpracy francusko-niemieckiej powstał szkolny samolot Alpha Jet, którego wersję bojową (około 200 sztuk) buduje się tylko dla RFN, w celu zastąpienia tam gorszych G91. Do samolotu tego opracowano specjalnie wersję rozwojową dwuprzepływowego silnika Larzac 04 (o ciągu 1350 kG i wysokich parametrach pracy — tabl. 1).

W Anglii nowy samolot szkolny miał za zadanie zastąpić będące dotąd w eksploatacji: Jet Provost, Hunter, Gnat (użytkowanie ich ma stopniowo kończyć się od 1975 r.). Tworzą one pewien zespół spełniający warunki całego systemu szkolenia i treningu pilotów wojskowych w Anglii. W 1969 r. specjalna Komisja Ministerstwa Obrony opracowała nowy system szkolenia, redukując liczbę jego stopni i opracowała warunki na wielozadaniowy szkolny samolot odrzutowy (o żywotności 6000 godzin — 20 lat eksploatacji, w tym 40% czasu ma zajmować szkolenie i trening z uzbrojeniem).

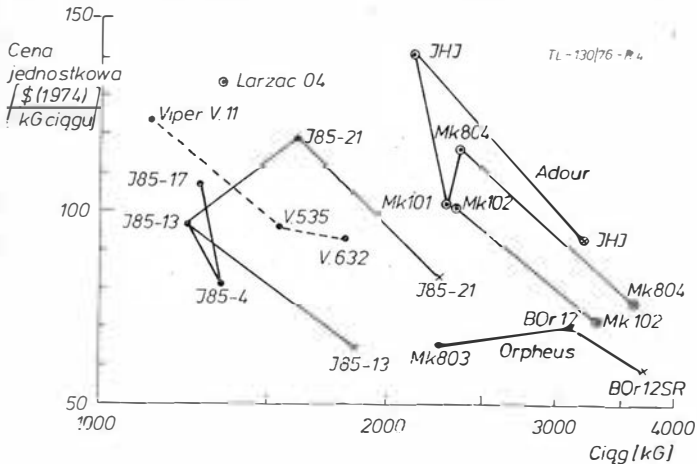
Na zlecenie Ministerstwa Obrony przygotowano dwa projekty HS 1182 i BAC P59, który przewidywał także wersję bojową. Obydwa spełniały warunki Ministerstwa. Wybrano HS 1182, głównie ze względu na duże obciążenie BAC zamówieniami wojskowymi. HS 1182-Hawk miał mieć początkowo silnik Viper serii 600 i 700 (zamierzony dalszy rozwój rodziny Viper). Rolls Royce zaniechał jednak dalszych prac rozwojowych nad rodziną Viper, jednocześnie dając na rynek wspólnie opracowany z Turbomeca dwuprzepływowym silnik Adour. Jego podstawowa wersja do dwusilnikowego samolotu bojowego Jaguar przewiduje dopalanie (włączane w sposób ciągły narastający do około 30% ciągu). W związku z tym wybrano w 1972 r. do samolotu Hawk wersję Adour bez dopalania. Ciąg jego o około 500 kG większy „przydał się”, ponieważ dla większych liczb M (0,7÷0,9) w dwuprzepływowym silniku następuje duży spadek ciągu w porównaniu z jednoprzepływowym (rys. 5). Większy o około 220 kG ciężar rekompensuje jego niższe o ok. 25% zużycie paliwa.

Tak więc do samolotu Hawk nie zastosowano specjalnie, optymalnie do niego opracowanego napędu. Wzięto silnik, który już był i będzie produkowany w dużych ilościach do innego samolotu, co zapewne z punktu widzenia ekonomii eksploatacji ogólnej, wojskowej w Anglii było słuszne. Na pewno zaś ze względów technicznych i ekonomicznych do samolotu szkolnego Hawk nie opracowano by napędu o parametrach Adoura. Z ogólnego przeglądu wpływu cech samolotu szkolnego na jego napęd w byłym i istniejącym stanie rzeczy nie można wyciągnąć jednoznacznych wniosków.

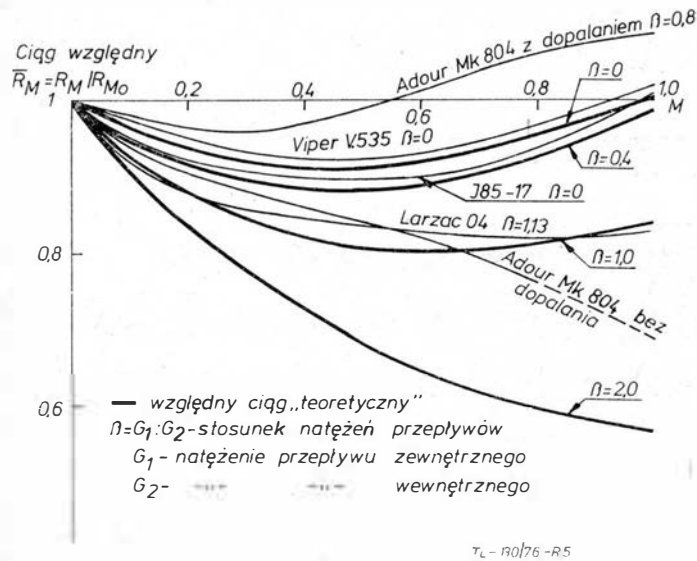
Na pewno (tak w okresie przeszłym jak i obecnie) o tym, jaki zostaje przyjęty napęd do odrzutowego samolotu szkolnego, decyduje wiele czynników, z których najważniejsze są koszty opracowania, produkcji, eksplo-

TABLICA 2

Firma	Nazwa	Ciąg [kG]
Turbomeca	Pallas	160
Turbomeca	Arbizou	250
Turbomeca	Souler	320
Turbomeca	Marbore	400
Turbomeca	Gourdon	640
Turbomeca	Gabizo	1100
SNECMA	R105-Vesta	1200
Hispano Suiza	R-800	1300
Siddeley	Viper 3/5/8	740/800
Rolls Royce	Soar	820
Bristol	Orpheus	2000
G. E.	J85	1200



Rys. 4. Cena jednostkowa ciągu



Rys. 5. Ciąg względny $\bar{R}_M = R_M/R_{M0}$ w funkcji liczby Macha M dla różnych β

tacji oraz przyjęty system szkolenia w danym kraju. Oczywiście największy wpływ na koszty ma zagadnienie optymalnego dobrania elementów zespołu płatowiec-napęd. W tej optymalizacji istotną rolę odgrywa prostota rozwiązania elementów. Raz przyjęte dobre rozwiązanie tego problemu trwa długo, czego przykładem jest rodzina amerykańskich samolotów szkolnych z wersjami rodziny silników J85. Najtaniej zresztą kosztuje rozwijanie danego samolotu czy napędu, a nie budowanie oraz to nowych prototypów. Najprostsze może się nadal okazać przyjęcie nie całkiem optymalnego napędu do płatowca, jak to ma miejsce w wypadku Hawka, gdy jest możliwy do przyjęcia gotowy, produkowany napęd — Adour (gdyby go nie było, na pewno firma Rolls Royce prowadziłaby dalszy rozwój Viperów, jak to zamierzała pierwotnie). Może także zdarzyć się, że przyjęto nieoptymalny napęd, licząc się z jego szerszym zastosowaniem, jak to ma miejsce w wypadku Alpha Jet i Larzac 04. Obecnie uniwersalność napędów czy ich zespołów, szczególnie w tym za-

kresie ciągów (1500÷1800 kG), okazuje się niewskazana. Silnik Larzac 04 jest technicznie świetną konstrukcją. Ale dla samolotów szkolnych za drogi i o za dużym stosunku wydatków (1,13:1), zaś dla cywilnych za mało ekonomiczny i „hałaśliwy”. Miał być napędem Corvette i Falcon’ów i został wyparty już w prototypach tych samolotów przez J15D i TFE731 — silniki dla nich optymalne (opracowane wyłącznie do tego typu samolotów).

Z doświadczeń amerykańskich czy też pierwotnych zamierzeń stosowania w samolocie Hawk silników Viper, a także z nieprzyjęcia się „nietrafionego” silnika Larzac 04, można by wyciągnąć wniosek, że silnik jednaprzepływowy w dotychczasowej praktyce jest napędem nadal bardzo atrakcyjnym dla odrzutowych samolotów szkolnych.

Drugim istotnym elementem wpływającym na dobór zespołu płatowiec-napęd jest ustalenie systemu szkolenia pilotów wojskowych i rodzaje samolotów wojskowych podstawowych przyjętych w danym państwie. W USA utrzymuje się system szkolenia na podstawowych wolnych maszynach szkolnych, a następnie na przyrdźwiękowych wersjach F5. Ostatnio mówi się o możliwości szkolenia na F5, który może być (dzięki komputeryzacji) przystosowany do symulowania cech dowolnych myśliwców (np. YF16). Szkolenie wtedy prowadzono by głównie na F5 i ograniczono do minimum etap ostatni — wyszkolenia na danej maszynie bojowej (obniżając bardzo koszty szkolenia).

W Anglii i Francji utrzymano nadal szkolenie główne do poddźwiękowych maszyn szkolnych (Hawk, Alpha Jet). Nie bierze się w rachubę ich wersji bojowych. Lekkimi bojowymi samolotami są Jaguar i F1 jako wyposażenie lotnictwa wojskowego. W RFN przyjęto nadal koncepcje maszyny szkolno-bojowej (G91 ma zastąpić wersja bojowa Alpha Jet). Jedynie Włosi utrzymują nadal linie maszyn szkolno-bojowych. Ewentualne wersje bojowe angielskich czy francuskich maszyn szkolnych brane są pod uwagę jedynie jako eksport płatowców przy licencji dla państw mniej rozwiniętych.

Rozwój napędów

W latach powojennych nawet małe silniki odrzutowe (150÷1500 kG ciągu) powstawały z reguły jako napęd samolotów wojskowych. Okres ten cechowało żywiłowe opracowywanie nowych prototypów, nawet bez określonego przeznaczenia. Były to poszukiwania nowych rozwiązań przepływowych, konstrukcyjnych, technologicznych — okres szkolny. Dla przykładu warto wymienić główne typy silników, jakie powstały do połowy lat pięćdziesiątych (tabl. 2).

Praktycznie do produkcji i szerszego zastosowania przeszły trzy silniki: Marbore, Viper i J85. Silnik Orpheus, o największym ciągu z tej grupy, znalazł zastosowanie tylko w samolocie Gnat. Koncepcją jego (dwułożyskowa) dawała lekki, prosty napęd, ale bez większych możliwości rozwoju (ze względu na sprężarkę i komorę spalania) i szerszego zapotrzebowania. Miał ciąg za duży do maszyny szkolnej i za mały do bojowej. Początkowo bardzo szerokie zastosowanie (w Europie i w USA) znalazł silnik Marbore oparty o dłuższe doświadczenie firmy Turbomeca rozwijającej napędy oparte o jednolitą koncepcję przepływową, konstrukcyjną i technologiczną. Jednak w miarę dojrzewania silników rodziny Viper, a później J85, został przez nie prawie całkowicie wyparty.

W latach sześćdziesiątych te dwie rodziny silników panowały niepodzielnie na rynku napędów samolotów szkolnych. Rodzina Viper cechuje się prostą, nie wyteżoną konstrukcją, pewną i taną, ale o dużym stosunkowo ciężarze jednostkowym (tabl. 1, rys. 2). Bez wersji z dopalaniem nadaje się do maszyn poddźwiękowych. Silnik J85 opracowywany był z góry (nie przypadkowo jak Viper) do samolotów przyrdźwiękowych na wyższe parametry pracy z dopalaniem.

Dobre dobrany w zespole płatowiec-napęd zachował swą atrakcyjność do chwili obecnej i na najbliższe lata. Jest silnikiem lekkim, o małych wymiarach, niezawodnym i trwałym.

Ostatnie wersje rozwojowe tych dwu rodzin (Viper 535/632 i J85-17-21) mają przed sobą dalszą przyszłość produkcyjną. Są to napędy o zbliżonych wartościach ciągów (bez dopalania) 1500÷1800 kG.

W wyniku doświadczeń lat ubiegłych napęd z dopalaniem w samolotach szkolnych poddźwiękowych (początkowo bardzo lansowany) okazał się zbędny eksploatacyjnie, a duże zużycie paliwa dopalacza obniżało jakość samolotu. W latach sześćdziesiątych rozpoczęła się ofensywa silników dwuprzepływowych, tak w lotnictwie cy-

wilnym (niskie zużycie paliwa) jak wojskowym (możliwość dużych przyrostów ciągu z zastosowaniem dopalania, przy stosunkowo niskim zużyciu paliwa). W samolotach szkolnych silnik dwuprzepływowy nie dawał widocznych zysków. Dopalenie było zbędne, a koszt i ciężar problematycznie rekompensowało niższe zużycie paliwa (rys. 1, 2, 4). Silnik Larzac powstał w pierwotnym założeniu do odrzutowych samolotów dyspozycyjnych i w wersji rozwojowej 04 o większym ciągu (1350 kG) do samolotu szkolnego. Ciąg jego jest wystarczający do maszyny szkolnej, lekkiej — jak Alpha Jet — ale za mały do szkolno-bojowej o większej prędkości ($M=0,90 \div 0,95$). Dlatego też nie można uważać go za napęd dobrany optymalnie, szczególnie, gdy weźmie się pod uwagę jego duży wzrost jednostkowego zużycia paliwa i spadek ciągu z prędkością — szczególnie dla $M \geq 0,7$ (rys. 4, 5). Dzięki zastosowaniu w samolocie HS 1182-Hawk można mówić także o nowym silniku dwuprzepływowym Adour jako napędzie samolotów szkolnych.

Należy jednak traktować to raczej jako przypadek. Silnik ten o ciągu 2450 kG nadaje się wyłącznie do samolotu szkolnego, jednosilnikowego. To, czy samolot szkolny powinien być jedno- czy dwusilnikowy nie jest zagadnieniem decydującym w przyjęciu napędu (jak o tym świadczy podejście Anglików; Jet Provost, Gnat, Hawk to maszyny jednosilnikowe). Ciąg silnika Adour bez dopalania jest jednak nieco za mały do poddźwiękowego samolotu szkolno-bojowego o dużych prędkościach poddźwiękowych. Ze względu na swoje wady jako silnik dwuprzepływowy (duży przyrost zużycia paliwa i spadek ciągu z M) nadaje się raczej do samolotów o prędkości $M \leq 0,8$.

Stan obecny napędów do odrzutowych samolotów szkolnych nie wskazuje żadnej wyraźnej tendencji rozwojowej. Praktycznie na tym rynku znajdują się wersje dwu rodzin silników jednoprzepływowych Viper i J85, których wyprodukowano bardzo duże liczby w stosunku do innych i których produkcja będzie nadal przeważać do 1980 r. (rys. 3) oraz silniki Larzac 04 i Adour 172-06. Tych ostatnich najnowszych, dwuprzepływowych — ze względu na sposób ich wyboru do samolotów szkolnych (omówiony poprzednio) nie można traktować jako wynik tendencji rozwojowych.

Z wyżej podanych rozważań tak o rozwoju samolotów jak i ich napędów można wyciągnąć wniosek, że silnik do płatowca szkolnego ze względu na specjalne wymagania nie może być napędem uniwersalnym, jeśli ma być optymalny.

Trudno także brać pod uwagę możliwość wykorzy-

stania całego silnika lub jego zespołów jako podstawy innych napędów, np. dwuprzepływowych o większym stosunku wydatków.

Tego rodzaju nowoczesne silniki muszą mieć część wysokoprężną (wirnik wysokoprężny) opracowaną na duże sprężenie całkowite i wysokie temperatury przed turbiną, a komory spalania o dużych natężeniach cieplnych, aby uzyskać możliwie niskie zużycie jednostkowe paliwa (najistotniejsze dla tego typu silników). Do napędów samolotów szkolnych, których konstrukcja powinna być prosta, nie wyętzona, wystarczają sprężenie całkowite i temperatury średnich wartości, by uzyskać sprawny dla tych zadań silnik. Tak np. niecelowe byłoby stosowanie wysokich temperatur wymagających chłodzenia łopatek turbiny, bardzo komplikujących konstrukcję.

Dla samolotów szkolnych o dużych prędkościach poddźwiękowych ($M=0,90 \div 0,95$) i ew. centralnym zastosowaniu bojowym potrzebne ciągi kształtują się w zakresie $2 \times (1500 \div 1800)$ kG. Dla silnika dwuprzepływowego (1500 \div 1800 kG ciągu) o optymalnym $\beta \approx 0,6$ stosunku wydatków, do samolotu szkolnego, przy opracowaniu w oparciu o jego część wysokoprężną napędu o stosunku wydatków 2 \div 3 otrzyma się silnik o ciągu rzędu 2500 \div 3500 kG, dla którego w lotnictwie cywilnym nie widać zapotrzebowania. Podobnie np. nie przewiduje się rozwijania na bazie wirnika wysokoprężnego Larzac 04 (1350 kG ciągu) silnika dwuprzepływowego o większym stosunku wydatków, gdyż w zakresie ciągów ≈ 2000 kG jest w tej chwili na zachodzie konkurent nie do pokonania — TFE 731.

Rozpatrując problem napędu odrzutowych samolotów szkolnych od strony zagadnień silnikowych można wyciągnąć wniosek o dalszej atrakcyjności (w tym zakresie) jednoprzepływowego silnika odrzutowego.

Na pewno niezbędna jest głęboka analiza optymalizacyjna systemu płatowiec-napęd, z punktu widzenia zadań, jakie dany samolot ma spełniać w szkoleniu, treningu czy dodatkowym zastosowaniu bojowym, jego niezawodności, ceny, łatwości obsługi, kosztów eksploatacji itd.

Trzeba także zwrócić uwagę na to, że jak wynika z powyższej analizy, najkorzystniejszą formą opracowania nowego napędu jest również oparcie się o wytwarzaną rodzinę silników. Przykładem tego są omówione wyżej silniki Viper i J85. Tak np. ostatnia wersja J85-21, będąca poważnym rozwojem wersji 13 (ciąg o ok. 23% większy i ok. 4% niższe zużycie jednostkowe paliwa), zawiera 70% części wersji poprzedniej silnika i 90% elementów układu sterowania. c.d.n.

Badania wpływu temperatury starzenia na własności wytrzymałościowe stopu EJ437B

Dr inż. ZYGMUNT RACZYŃSKI

JÓZEF BRYKCYŃSKI

Określenie — na podstawie badań własnych i literatury — wpływu temperatury i czasu starzenia na strukturę stopu EJ437B, stosowanego do produkcji łopatek i tarcz turbin gazowych w silnikach lotniczych.

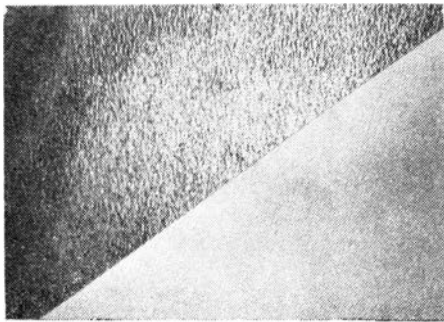
Własności mechaniczne żarowytrzymałych stopów na osnowie niklu zależą od liczby i wielkości cząstek fazy γ' fazy $Ni_3(Al,Ti)$ utwardzającej dyspersyjnie te stopy.

Przy ochładzaniu tych stopów z temperatury wyższej niż temperatura rozpuszczania fazy utwardzającej stop do temperatury pokojowej, z szybkością większą od krytycznej, przechłodzony roztwór stały nie zdąży ulec rozkładowi. Zatem w temperaturze pokojowej, z szybkością większą od krytycznej, przechłodzony roztwór stały nie zdąży ulec rozkładowi. Zatem w temperaturze pokojowej ustala się niestabilny stan przesyconego roztworu stałego. Jak wykazał Boczwart [1],

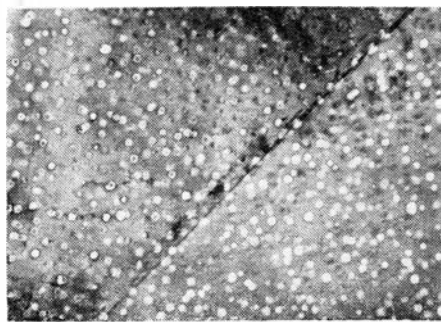
jest to możliwe, ponieważ zmiany strukturalne nie zachodzą w stopach momentalnie, ale w pewnym okresie czasu.

Ustalenie przesyconego stanu roztworu stałego przy niskich temperaturach jest możliwe wtedy, gdy szybkość studzenia jest większa od szybkości wydzielania wprowadzonego w nadmiarze pierwiastka stopowego z roztworu stałego. Przy tym temperatura, do której chłodzimy stop, powinna być dostatecznie niska, ponieważ wówczas nieznaczna ruchliwość przeszkadza przejściu stopu ze stanu niestabilnego w stan stabilny. Przemiana stanu stabilnego w przesycony niestabilny zachodzi bez dyfuzyjnego przemieszczania atomów. Przy szybkim obniżaniu temperatury rozpuszczalność wprowadzonych pierwiastków stopowych w Ni zmniejsza się. Niemniej ze względu na krótki okres czasu nie wydzielają się one z roztworu stałego, którego osnowę stanowi nikiel.

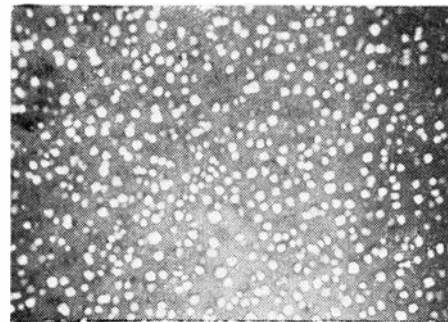
W wyniku tego w niskich temperaturach w sieci niklu znajduje się więcej atomów wprowadzonych pierwiastków stopowych niż powinno być zgodnie z warunkami równowagi. Roztwór stały staje się przesycony, a jego sieć krystaliczna zniekształca się. Zarówno zniekształcenia sieci krystalicznej jak i jednofazowy stan struktury charakteryzują przesycony stan stopu. Twardość stopu przesyconego jest niższa niż starzonego. Nie wszystkie pierwiastki tworzące z niklem przesycone roztwory stałe jednakowo wpływają na twardość stopu. Największy wpływ wywierają te pierwiastki, których promienie atomowe znacznie różnią się od promienia atomowego niklu. Twardość żarowytrzymałych stopów Ni-Cr z dodatkiem Al i Ti po przesycaeniu zmniejsza się, ponieważ rozpuszczeniu w roztworze stałym, ulegają fazy międzymetaliczne utworzone przez Al i Ti z niklem. Na twardość stopów na osnowie Ni



Rys. 3. Struktura stopu EJ437B. Roztwór stały na osnowie niklu. Wydzielenia cząstek fazy γ' . Próbkę nr 2. Pow. 27400 X



Rys. 4. Struktura stopu EJ437 B. Roztwór stały na osnowie niklu. Wydzielenia cząstek fazy γ' . Próbkę nr 5. Pow. 27400 X



Rys. 5. Struktura stopu EJ437B. Roztwór stały na osnowie niklu. Wydzielenia cząstek fazy γ' . Próbkę nr 7. Pow. 27400 X

duży wpływ ma także szybkość studzenia: wzrost szybkości studzenia powoduje obniżenie twardości tych stopów. Niemniej ochłodzenie ze zbyt dużą szybkością powoduje wytworzenie się dużych naprężeń wewnętrznych, w wyniku których w strukturze stopów tworzą się bliźniaki odkształcenia. Wzrost szybkości chłodzenia zmniejsza liczbę fazy γ' . Estulin [2] stwierdził, że stop EJ437A po przesycaaniu w wodzie, tzn. z prędkością przewyższającą krytyczną, cechuje się zwiększoną kruchością.

Teoretycznie stan przesycony powinien charakteryzować się równomiernym rozłożeniem atomów rozpuszczonych pierwiastków będących w nadmiarze w sieci osnowy. Niemniej z badań struktury prostych przesyconych roztworów stałych Al i Ti w niklu prowadzonych przez Bagariackie-

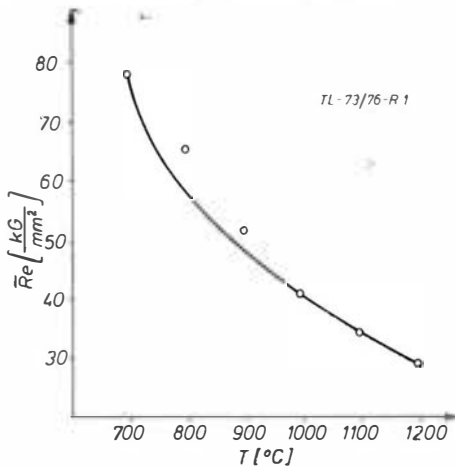
go i Tiapkina przy pomocy rentgenowskiej analizy strukturalnej wynika, że w stopach tych istnieje niejednorodność w rozłożeniu atomów Al i Ti [3]. Niejednorodność tę wykryto także w stopach bardziej złożonych, np. w stopach Ni-Cr-Al i Ni-Cr-Ti [4]. Po przesycaaniu stop Ni-Cr ma strukturę jednofazowego roztworu stałego. Wielkość energii swobodnej przesyconego roztworu stałego jest większa od energii swobodnej stopu składającego się z dwóch faz.

W temperaturze pokojowej nie następuje przejście ze stanu nietrwałego w stan bardziej trwały. W rozpatrywanych stopach nie obserwuje się naturalnego starzenia. Rozpad przesyconego roztworu stałego w żarowytrzymałych stopach na osnowie niklu jest wynikiem dyfuzji w procesie starzenia doipero przy wysokich temperaturach wyżarzania. Według Bielačkajej, Liwsiyca [5] oraz Betteridge'a [6] proces wydzielenia się fazy γ' z roztworu stałego zachodzi w czterech stadiach.

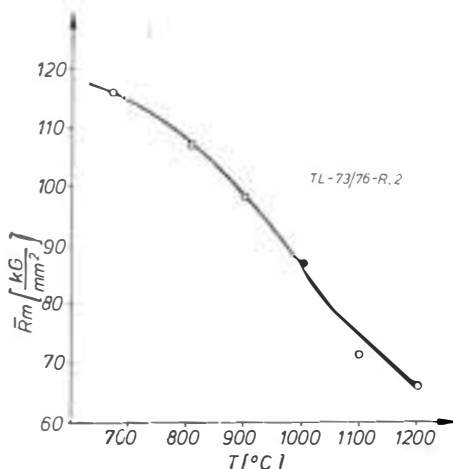
W pierwszym stadium zachodzi przegrupowanie atomów Al i Ti w wyniku dyfuzji oraz tworzenie się obszarów wzbogaconych w atomy tych pierwiastków. Obszary roztworu stałego wzbogacone w Al o rozmiarach 50-100 Å wykryli Maniens [7] oraz Bagarackij i Tiapkin [4] bezpośrednio po przesycaaniu. Podczas krótkotrwałego starzenia w zakresie temperatur od 500 do 700°C zachodzi dyfuzja atomów Al i Ti na dużą odległość i tworzą się obszary wzbogacone w te pierwiastki. Skład obszarów zbliżony jest do $Ni_3(Al,Ti)$, a grubość ich wynosi 150 do 200 Å.

Podczas drugiego stadium zachodzi rozrost tych obszarów oraz budowa sieci fazy γ' . W stopach Ni-Al po starzeniu w czasie 100 h w temperaturze 800°C rozmiary fazy Ni_3Al osiągają wielkość 500-1000 Å. Cząstki tej fazy można zobaczyć pod mikroskopem elektronowym [3]. Natomiast z badań rentgenowskich wynika, że między siecią wydzielonej fazy i siecią roztworu stałego istnieje koherencja.

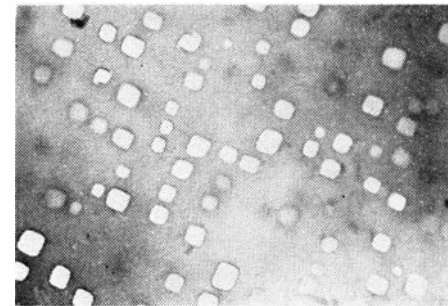
Podczas trzeciego stadium następuje utrata spójności między siecią wydzielonej fazy i siecią roztworu stałego. W badaniach rentgenostrukturalnych stopów Ni-Al [3] starzonych w temperaturze 800°C w czasie 1000 h stwierdza się istnienie dwóch sieci przestrzennych. Jednej o parametrze sieciowym 3.556kX, odpowiadającym wydzielonej fazie, i drugiej o parametrze 3.545kX, odpowiadającym podstawowemu roztworowi stałemu. Według Zimina i Pridancewa [8] cząstki fazy Ni_3Al mają w stopach Ni-Al kształt sześciątów. Kształt sześć-



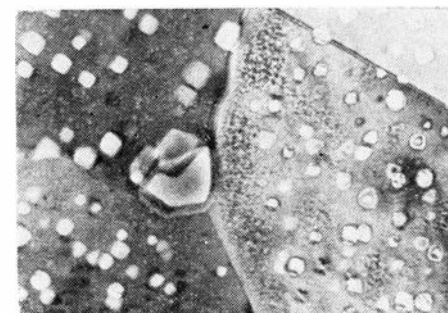
Rys. 1. Zależność granicy plastyczności R_e od temperatury starzenia



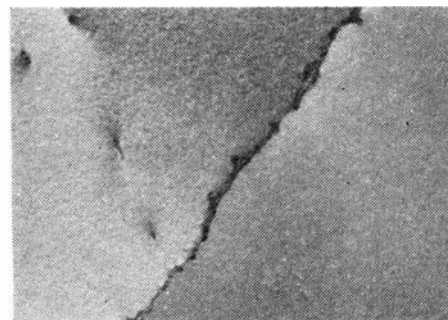
Rys. 2. Zależność wytrzymałości doraźnej R_m od temperatury starzenia



Rys. 6. Struktura stopu EJ437B. Roztwór stały na osnowie niklu. Wydzielenia cząstek fazy γ' . Próbkę nr 11. Pow. 27400 X



Rys. 7. Struktura stopu EJ437B. Roztwór stały na osnowie niklu. Wydzielenia cząstek fazy γ' na granicach ziarn oraz w miejscu styku 3 ziarn. Próbkę nr 11. Pow. 27400 X



Rys. 8. Struktura stopu EJ437B. Roztwór stały na osnowie niklu. Próbkę nr 14. Pow. 27400 X



Rys. 9. Struktura stopu EJ437B. Roztwór stały na osnowie niklu. Próbkę nr 18. Pow. 27400 X

TABLICA 1. Parametry obróbki cieplnej odcinków pręta wykonanego ze stopu EJ437B

Numer próbki	Przesycanie	Starzenie
1,2,3	temp. — 1080°C czas — 8 h chłodzenie w powietrzu	temp. — 700°C czas — 16 h chłodzenie w powietrzu
4,5,6	temp. — 1080°C czas — 8 h chłodzenie w powietrzu	temp. — 800°C czas — 16 h chłodzenie w powietrzu
7,8,9	temp. — 1080°C czas — 8 h chłodzenie w powietrzu	temp. — 900°C czas — 16 h chłodzenie w powietrzu
10,11, 12	temp. — 1080°C czas — 8 h chłodzenie w powietrzu	temp. — 1000°C czas — 16 h chłodzenie w powietrzu
13,14, 15	temp. — 1080°C czas — 8 h chłodzenie w powietrzu	temp. — 1100°C czas — 16 h chłodzenie w powietrzu
16,17, 18	temp. — 1080°C czas — 8 h chłodzenie w powietrzu	temp. — 1200°C czas — 16 h chłodzenie w powietrzu

cianów obserwuje się zawsze w początkowych stadiach wydzielenia fazy, gdy sieci krystalograficzne podstawowego roztworu stałego i wydzielającej się fazy są tego samego typu, mają zgodne orientacje i podobne parametry sieciowe. W późniejszych stadiach rozpadu przesyconego roztworu stałego (w wyższych temperaturach starzenia lub w dłuższym czasie starzenia) cząstki międzymetalicznej fazy zmieniają postać z sześcienną w kuliście. Sferoidyzacja cząstek międzymetalicznych związana jest ze zmniejszeniem ich energii powierzchniowej.

Podczas czwartego stadium zachodzi koagulacja wydzielonej fazy γ' . W procesie rozpadu roztworu stałego ustala się stan równowagi między roztworem i cząstkami wydzielonej fazy. Cząstki wydzielonej fazy mogą mieć różne rozmiary — mogą być duże lub drobne. Jeżeli skład roztworu stałego w całej objętości stopu jest w przybliżeniu stały, wówczas roztwór stały może być nieznacznie przesycony w odniesieniu do cząstek dużych i nienasycony w odniesieniu do cząstek małych. Wskutek tego duże cząstki będą rosły, powodując zubożenie roztworu stałego. Zatem roztwór stały staje się jeszcze bardziej nienasycony w odniesieniu do cząstek małych i dlatego będą się one w nim rozpuszczały. W wyniku tego koagulacja będzie zachodzić na drodze wzrostu dużych cząstek fazy γ' i rozpuszczania się małych. Na szybkość wydzielenia się fazy γ' wpływają także dodatki stopowe. Np. dodatek molibdenu i wolframu opóźnia procesy wydzielenia i koagulacji tej fazy.

W niniejszej pracy przebadano wpływ temperatury starzenia na strukturę i własności wytrzymałościowe stopu EJ437B, stosowany on jest do produkcji łopatek i tarcz turbin gazowych w silnikach turbinowych. Stop ma najwyższe własności wytrzymałościowe po obróbce składającej się z przesycań w temperaturze 1080°C w czasie 8 h, chłodzenia w powietrzu oraz starzenia w temp. 700°C w czasie

TABLICA 2. Wartości wytrzymałości doraźnej R_m i granicy plastyczności Re badanych próbek oraz wartości średnich arytmetycznych \bar{Re} i \bar{R}_m .

Nr próbki	Re [kg/mm ²]	\bar{Re} [kg/mm ²]	R_m [kg/mm ²]	\bar{R}_m [kg/mm ²]
1	70,5	77,7	119,1	118,8
2	76,0		118,1	
3	77,0		118,2	
4	64,5	65,3	105,1	106,9
5	66,0		108,0	
6	65,5		107,8	
7	54,5	51,5	101,8	97,9
8	47,0		95,0	
9	53,0		97,0	
10	44,0	40,8	86,8	86,6
11	39,4		86,6	
12	39,0		86,6	
13	34,6	34,1	74,5	72,3
14	32,7		70,0	
15	35,2		72,5	
16	27,9	29,3	68,0	67,3
17	31,0		66,5	
18	29,0		67,3	

16 h i chłodzenia w powietrzu [9]. Dla zakładów stosujących ten stop bardzo ważna jest znajomość wielkości zmian jego własności wytrzymałościowych oraz struktury spowodowanych wyższymi niż 700°C temperaturami starzenia.

Badania wpływu temperatury na własności wytrzymałościowe i strukturę przeprowadzono na stopie o następującym składzie chemicznym: C — 0,10%, Cr — 20,00%, Co — 2,00%, Ti — 2,20%, Al — 1,20%, Fe — 0,05%, B — 0,009%, Ni — osnowa. Materiałem wyjściowym do badań był pręt o średnicy 26 mm. Pręt pocięto na 18 części o długości 60 mm każda. Następnie obrobiono je cieplnie. W tablicy 1 zamieszczono parametry obróbki cieplnej odcinków wyciętych z pręta.

Po przeprowadzeniu obróbki cieplnej odcinków wyciętych z pręta wykonano z nich próbki do badań wytrzymałościowych. Badania wytrzymałościowe przeprowadzono na maszynie wytrzymałościowej typu 123IV-10 prod. ZSRR. Wykonano je w temperaturze pokojowej. Wartości wytrzymałości doraźnej R_m i granicy plastyczności Re zestawiono w tabl. 2.

Średnie arytmetyczne \bar{Re} i \bar{R}_m skorelowano z temperaturą starzenia (rys. 1 i 2). Po przeprowadzeniu badań próbek wytrzymałościowych z główek próbek wykonano cienkie folie, które poddano badaniom z użyciem mikroskopu elektronowego Tesla BS6 13. Mikrofotografie struktur niektórych próbek pokazano na rys. 3÷8.

Wzrost temperatury starzenia spowodował zmniejszenie się wytrzymałości doraźnej (rys. 2) oraz granicy plastyczności (rys. 1). Spadek wytrzymałości doraźnej w zakresie temperatur od 700°C do 1200°C wynosił ~ 56%, a granicy plastyczności ~ 38%. Jak wiadomo, własności wytrzymałościowe materiałów polikrystalicznych zależą od wielkości ziarn, stopnia zbliżenia (w przypadku występowania granic bliźniaczych) oraz liczby i wielkości cząstek fazy wydzielonej z roztworu stałego. W badanym stopie wielkość ziarn oraz stopień zbliżenia zostały zdefiniowane temperaturą przesycań (oprócz próbek nr 13–18). Natomiast zachodziły zmiany polegające na rozpuszczaniu

małych i wzroście dużych cząstek fazy γ' . Zjawisko to zachodziło w zakresie temperatur od 700°C do 1000°C (rys. 3÷6). W temperaturze 1000°C stwierdzono także, że oprócz rozpuszczania się cząstek fazy w roztworze stałym, cząstki tej fazy zaczynają bardzo intensywnie wydzielać się głównie w miejscach styku trzech ziarn i na granicach ziarn (rys. 7).

Uprzywilejowanego wydzielenia się cząstek fazy γ' na granicach ziarn w temperaturach niższych od 1000°C nie stwierdzono. Obecnie w Politechnice Rzeszowskiej trwają badania, których celem jest wyjaśnienie tego zjawiska. W temperaturze wyższej od 1100°C cząstki fazy uległy całkowitemu rozpuszczeniu się w roztworze stałym (rys. 8÷9).

Z obserwacji zmian strukturalnych prowadzonych za pomocą mikroskopu elektronowego wynika, że obniżenie się własności wytrzymałościowych badanego stopu w zakresie temperatur od 700°C do 1200°C związane jest głównie z procesem wydzielenia, koagulacji i rozpuszczania cząstek fazy γ' .

LITERATURA

1. A. A. BOCZWAR: Metalowiedzenie. Metalurgizdat 1956.
2. L. W. PIETRASZ: Zakalocznyje sriedy. Maszgin 1959.
3. J. A. BAGARIACKIJ, J. D. TIAPKIN: Rentgenograficeskoje izuczenieje starzenia spławow na osnowie Ni i Sb. Problemy metalowiedzenia i fiziki metalow. Metalurgizdat 1958.
4. J. A. BAGARIACKIJ, Z. M. PIETROWA, L. M. UTIEWSKIJ: Diagrama sostojanija sistemy Ni-Cr-Ti-Al. Problemy metalowiedzenia i fiziki metalow. Metalurgizdat 1958.
5. J. S. BIELACKAJA, B. G. LIWSZCZ: Issledowanije kinetyki fazowych prewraszczenij zaropocznowo spławow EJ617. Izv. Wyssz. Uczeb. Zaw. Czornoja Metalurgija nr 1 1960.
6. W. BETTERIDGE: The nimonic alloys. D.Sc.F. London 1965.
7. A. M. BORZDYKA, W. Z. CEJTKIN: Termiceskaja obrabotka zaropocznych stalej i spławow. Moskwa 1964.
8. L. M. ZIMIN, M. W. PRIDANCEW: Strukturnyje prewraszczenija w spławach na osnowie Ni. Sb. Issledowanija po zaropocznyj spławow. Izd. AN SSSR 1959.
9. F. F. CHIMUSZIN: Zaropocznyje stali i spławow. Izd. Metalurgija, Moskwa 1969.

Samolot akrobacyjny

KONSTRUKCJA. Jednosilnikowy, jednomiejscowy, całkowicie metalowy dolnopłat ze stałym podwoziem.

Skrzydło niedzielone, o obrysie trapezowym, konstrukcji całkowicie metalowej, dwudźwigarowe z pracującym pokryciem. Wznios minimalny — wynika tylko ze zmiany grubości profilu wzdłuż rozpiętości, powierzchnie górne w widoku z przodu są poziome. Nieznaczne skrócenie geometryczne. Profil symetryczny: u nasady NACA 0018 przechodzący w NACA 0012 na końcu. Na lewym skrzydle przy końcu rurka Pitota. Na górnej powierzchni lewego skrzydła u nasady chodnik. Kłap brak. Na prawie całej rozpiętości kłapolotki konstrukcji całkowicie metalowej, pokryte blachą żłobkową. Lewa kłapolotka zewnętrzna i prawa wewnętrzna wyposażone w kłapki wyważające. Kłapolotki są wyważone masowo (masa skupiona na końcu kłapolotki zewnętrznej). Wychylenia kłapolotek $\pm 20^\circ$ zgodnie lub przeciwnie. W przypadku wychylenia zgodnego (zmiana siły nośnej skrzydła) działanie kłapolotek jest sprężone z działaniem steru wysokości. Końcówki skrzydeł są przystosowane do zawieszania na nich dodatkowych zbiorników paliwa (dla wersji przelotowej).

Kadłub: konstrukcja całkowicie metalowa, półskorupowa. W części środkowej wycięcie dla kesonu skrzydła. Przekrój kadłuba owalny. Oprofilowanie skrzydło-kadłub jest integralną częścią konstrukcji nośnej. Tylna część kadłuba płynnie przechodzi w statecznik, stanowiący z nią jedną całość. Kabina specjalnie przystosowana do lotów akrobacyjnych. Podłogę kabiny stanowi górne pokrycie kesonu środkowej części skrzydła. Fotel pilota o regulowanym położeniu jest przystosowany do spadochronu plecowego. Regulowane jest także położenie pedałów. Kabina jest wentylowana (wlot w przedniej części osłony). Osłona kabiny jednoczęściowa, tłoczona ze szkła organicznego (produkcja szwajcarska), zaopatrzona w odsuwane okienko z lewej strony. Osłona jest otwierana w prawą stronę, może też być zrzućcana awaryjnie.

Usterzenie: konstrukcja metalowa. Stateczniki poziome podparte zastrzałami w kształcie litery T. Stateczniki częściowo kryte płótnem. Szkielet sterów metalowy, pokrycie płócienne. Wszystkie stery zaopatrzone w bardzo skuteczne kłapki wyważające. Stery odciążone rogowo. Wychylenia steru wysokości: $28,5^\circ$ w górę i 31° w dół, wychylenia steru kierunku $\pm 30^\circ$. Integralny z kadłubem statecznik pionowy jest konstrukcyjnie dzielony w płaszczyźnie symetrii i częściowo pokryty płótnem.

Podwozie: stałe, dwukołowe z kółkiem ogonowym. Golenie podwozia głównego sprężyste, stanowią jedną całość, są wykonane z tytanu i mocowane w dwóch punktach do kadłuba. Wymiary kół głównych 350×135 mm, ciśnienie w pneumatykach 2,5 atm. Kółko ogonowe o wymiarach 122×60 mm pochodzi z samolotu Wilga i osadzone jest również na goleni sprężystej. Może ono być blokowane podczas startu i w locie w położeniu neu-



Fot. K. Masojtek

tralnym, podczas manewrów na ziemi jest samonastawne. Kola podwozia głównego mają hamulce mechaniczne. Przewiduje się zastosowanie w przyszłości kropłowych owiewek kół podwozia głównego.

Wyposażenie: zestaw podstawowych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych i silnikowych. Radiostacja LUN 3524. Instalacja elektryczna — alternator współpracujący z akumulatorem, możliwość uruchamiania silnika po zatrzymaniu w locie. Instalacja paliwowa specjalnie przystosowana do akrobacji. Główny zbiornik paliwowy półintegralny o pojemności 60 l mieści się w kadłubie przed tablicą przyrządów. W wersji przelotowej można zastosować dodatkowe zbiorniki mocowane na końcach skrzydeł. Łączna pojemność dodatkowych zbiorników — 50 l. Wskaźnik poziomu paliwa zbiornika głównego znajduje się przed kabiną, obok wlewu do zbiornika. Układ olejowy wyposażony jest w chłodnicę, pary oleju z chłodnicy są odprowadzane rurką wzdłuż goleni podwozia aż do piasty koła, ma to na celu wyeliminowanie możliwości zanieczyszczenia osłony kabiny.

Zespół napędowy: 6-cylindrowy płaski chłodzony powietrzem wtryskowy (bezzgaznikowy) silnik Lycoming AEIO-540-D4 B5. Moc startowa i nominalna trwała — 230 KM (przy 2700 obr./min, nominalna 75% — 195 KM (przy 2400 obr./min i ciśnieniu ładowania 0,82 atm), ekonomiczna 60% — 155 KM (przy 2350 obr./min i ciśnieniu ładowania 0,71 atm), maksymalne dopuszczalne obroty krótkotrwałe — 2755 obr./min. Śmigło o stałych obrotach, trójłopatowe, przestawiane hydraulicznie Hoffman HO-V 123 K/200 AH. Średnica śmigła — 2,00 m. Konstrukcja łopatek mieszana: rdzeń drewniany pokryty laminatem, krawędź natarcia metalowa. Taka konstrukcja śmigła pozwoliła na wyraźne obniżenie jego momentu bezwładności i momentów żyroskopowych w porównaniu ze śmigłem o łopatkach metalowych. Poza tym śmigło trójłopatowe odznacza się niższym poziomem hałasu niż śmigło dwułopatowe dla tej samej mocy silnika. Osłony silnika laminatowe, dzielone w płaszczyźnie syme-

trii samolotu. Oś ciągu nieznacznie odchylona w prawo (w kierunku obrotów śmigła). Pierwsze prototypy samolotu miały rury wydechowe wyprowadzone bezpośrednio z cylindrów na zewnątrz osion, dalsze egzemplarze otrzymały kolektory spalin po obu stronach silnika (jeden kolektor dla 3 cylindrów z każdej strony), a wyloty spalin wyprowadzono pod kadłub.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Decydujący wpływ na rozpoczęcie prac nad nowym typem samolotu akrobacyjnego miało to, że dotychczas produkowane Zliny miały parametry wyraźnie gorsze od najnowszych konstrukcji w innych krajach. Prace konstrukcyjne rozpoczęto w 1973 r. w zespole kierowanym przez inż. J. Mikulę, wykorzystując doświadczenia wynikające z dotychczas opracowanych samolotów (m. in. Z-42 i Z-43). Pierwszy prototyp gotów był w około półtora roku od momentu rozpoczęcia prac. Pierwszy lot prototypu odbył się 18 lipca 1975 r. We wrześniu tego samego roku samolot wystawiono na Międzynarodowych Targach Maszynowych w Brnie, gdzie wzbudził duże zainteresowanie. W dniach 11 + 14 maja 1976 r. samolot przeszedł próby z udziałem pilotów CSRS, Polski, NRD, ZSRR, Kanady i Wielkiej Brytanii, zyskując bardzo wysoką ocenę wszystkich uczestników (uwagi dotyczyły głównie spraw drugorzędnych). Zdaniem pilotów, latających na Z-50 L w ramach tych prób, zorganizowanych przez redakcję czasopisma Letectví + Kosmonautika, jest to samolot, który w najbliższych latach stanowić będzie sprzęt mistrzów świata. Na szczególną uwagę ich zdaniem zasługuje wyjątkowa poprawność, łatwość i bezpieczeństwo pilotażu, sprawiające, że mogą na nim latać stosunkowo mało doświadczeni w akrobacji piloci, co nie byłoby możliwe na dotychczas eksportowanych samolotach, takich jak Z-526 A.P.S. Pitts Special czy Acrostar. Według opinii uczestników prób, możliwe jest pełne opanowanie pilotażu na tym samolocie w czasie 10 + 50 godzin, zależnie od doświadczenia i klasy pilota. Samolot Z-50 L konstruowano z myślą o mistrzostwach świata w akrobacji w 1976 r., stąd też godna

DANE TECHNICZNE

Wymiary

Rozpiętość	8,58 m
Rozpiętość usterzenia wysokości	9,03 m
Długość	6,51 m
Wysokość postojowa	1,86 m
Rozpiętość usterzenia wysokości	3,26 m
Rozstaw kół podwozia głównego (postojowy)	1,86 m
Srednia cieżciwa aerodynamiczna (SCA)	1,49 m
Powierzchnia skrzydła	12,5 m ²
— kłapolotek	2 × 1,4 m ²
— usterzenia wysokości	2,82 m ²
— statecznika poziomego	1,66 m ²
— steru wysokości	1,16 m ²
— usterzenia pionowego	1,40 m ²
— statecznika pionowego	0,59 m ²
— steru kierunku	0,81 m ²

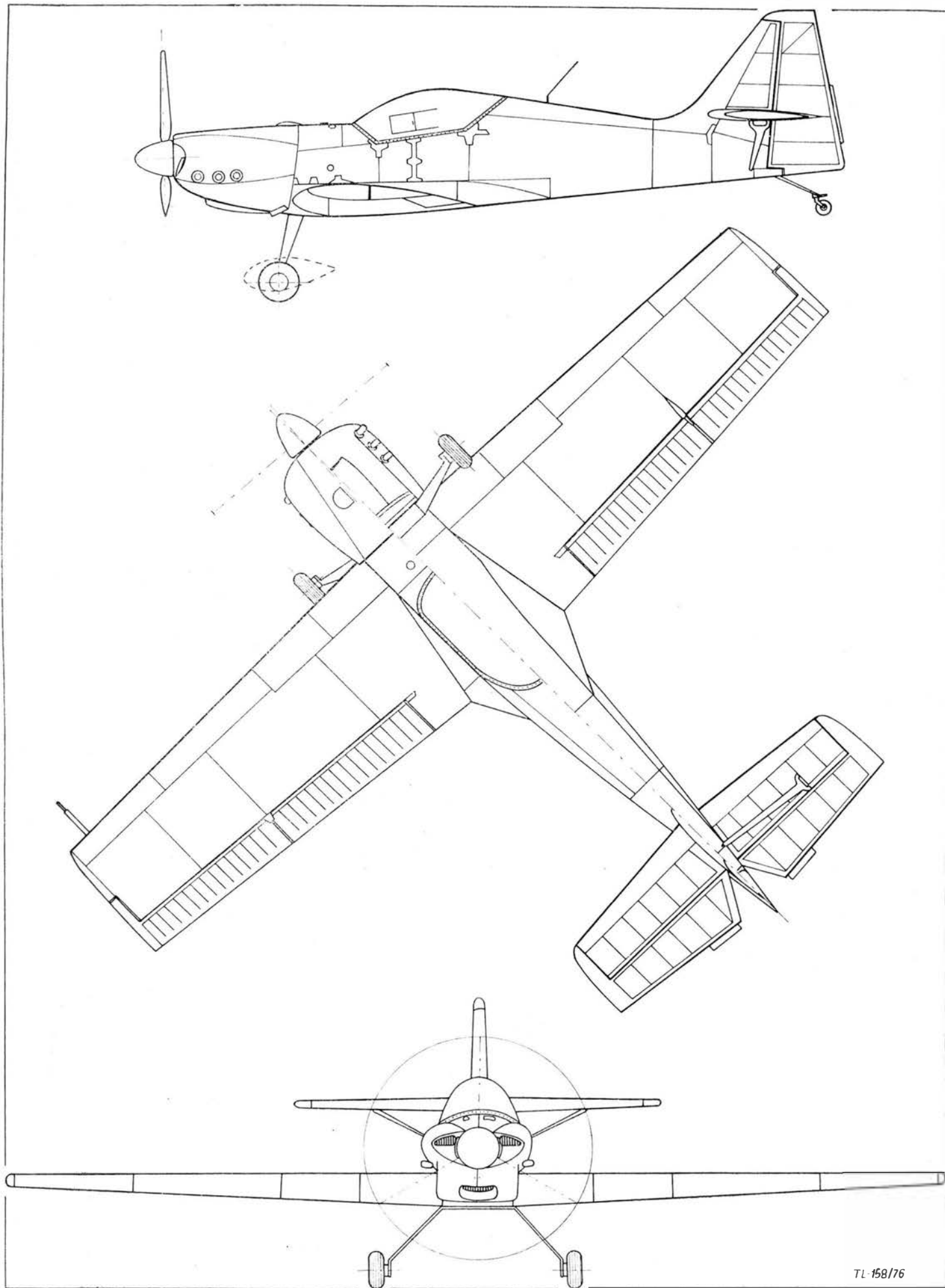
Masy

Własna w wersji akrobacyjnej	570 kg
Własna w wersji przelotowej	580 kg
Maks. startowa w wersji akrobacyjnej	720 kg
— w wersji przelotowej	800 kg
Obciążenie mocy w wersji akrobacyjnej	2,77 kG/KM
— w wersji przelotowej	3,08 kG/KM
Obciążenie powierzchni w w. akrobacyjnej	57,6 kG/m ²
— w w. przelotowej	64,0 kG/m ²

Osiągi w wersji akrobacyjnej

Prędkość maks. dopuszczalna	337 km/h
-----------------------------	----------

— maks. pozioma	280 km/h
— przelotowa	255 km/h
— startu	130 km/h
— lądowania	90 km/h
— maks. w akrobacji z użyciem lotek	253 ÷ 260 km/h
— maks. w figurach autorotacyjnych	234 ÷ 240 km/h
— wprowadzania w korkociąg normalny	110 km/h
— wprowadzania w korkociąg odwrócony	120 km/h
Zakres prędkości wprowadzania do pozostałych figur akrobacji	140 ÷ 230 km/h
Dozwolona liczba zwitek korkociągu	6
Czas lotu odwróconego	do 3 min
Prędkość wznoszenia	15 m/s
Pałap praktyczny	6000 m
Zasięg maksymalny	180 km
Współczynnik obciążenia dopuszczalnego	+9/-5
Wyważenie	22,5 ÷ 28,5 SCA
Rozbieg	100 m
Długość startu na 15 m	220 m
Długość lądowania z 15 m	300 m
Dobieg	200 m
Osiągi w wersji przelotowej	
Prędkość maks. dopuszczalna	328 km/h
— startu	140 km/h
— lądowania	100 km/h
— wznoszenia	12 m/s
Zasięg maksymalny	6 ⁰⁰ km
Współczynnik obciążenia dopuszczalnego	+3,8/-1,5



TL-158/76

uwagi szybkość i sprawność wszystkich prac konstrukcyjnych, wykonawczych i prób. Dotychczas zademonstrowane samoloty nie są jeszcze wersją ostateczną; w wyniku trwających jeszcze badań biuro

konstrukcyjne wprowadza stale udoskonalenia. Dotychczasowe wyniki potwierdzają słuszność założeń konstrukcyjnych i świadczą o tym, że Z-50 L stanie się udaną następcą Z-526 AFS, a równocześnie bę-

dzie lepszy od innych samolotów swei klasy (Acrostar, Acromaster, Pitts, Special). Obok wymienionych zalet samolot wyróżnia się wyjątkowo zgrabną i udaną sylwetką. T.M.

Beechcraft T-34C Turbo Mentor

● USA ●

KARTOTEKA TLiA

Samolot szkolno-treningowy

KONSTRUKCJA: jednosilnikowy, całkowicie metalowy, dwumiejscowy, wolnonośny dolnopłat.

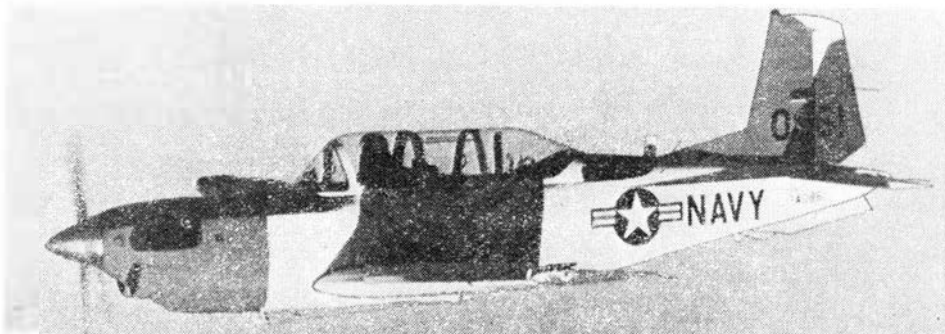
Skrzydło dwudzielne o obrysie trapezowym. Konstrukcja dwudźwigarowa półskorupowa, całkowicie metalowa. Dźwigar przedni prosty, tylny ze skosem do przodu. W nosku skrzydła zbiornik paliwowy, sięgający do połowy rozpiętości. Za przednim dźwigarem drugi zbiornik wkładany od dołu, sięgający od łuku podwozia do 3/4 rozpiętości i zajmujący połowę szerokości kesonu. Między dźwigarami u nasady skrzydła lub podwozia. Oś obrotu podwozia podparta na dźwigarach. Pokrycie skrzydła gładkie. Końcówki skrzydeł na krawędzi natarcia lekko zaokrąglone, mieszczą światła pozycyjne uzupełnione białymi światłami błyskowymi oraz nadajnik busoli magnetycznej. U nasady dźwigarów na górnej powierzchni skrzydła małe grzebienie aerodynamiczne. Kłapy szczelinowe NACA. Kłapy i lotki zawieszane na tylnym dźwigarze. Konstrukcja lotek i klap całkowicie metalowa, z pokryciem usztywnionym przetłoczeniami. Obie lotki wyposażone w kłapki wyważające. Rurka Pitota i wskaźnik kąta natarcia na lewym skrzydle w 3/4 rozpiętości.

Kadłub: konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa. Przekrój — u dołu prostokątny, u góry półkolisty. W środkowej części kadłuba kabina załogi z miejscami umieszczonymi jedno za drugim (instruktor-uczeń). Dwie tablice przyrządów. Za fotelami ucznia dostępny z lewej strony przedział wyposażenia elektronicznego. Na górnej ścianie tego przedziału anteczka. Osłona kabiny czteroczęściowa. Osłony kabiny odsuwane do tyłu. Istnieje możliwość otwarcia osłon kabiny z zewnątrz. Kadłub zakończony stożkową owiewką mieszczącą tylne światło pozycyjne. W przedniej części kadłuba pod silnikiem mieści się łuk podwozia przedniego. Po obu stronach łuku znajdują się wloty powietrza do silnika. Przed przegrodą ogniową miejsce dla agregatów silnikowych, chłodnicy oleju i akumulatora.

Usterzenie wolnonośne o obrysie trapezowym. Konstrukcja całkowicie metalowa. Stateczniki dwudźwigarowe, pokryte blachą usztywnioną przetłoczeniami na kesonach. Przed statecznikami przy kadłubie długie grzebienie aerodynamiczne, poprawiające własności usterzenia podczas bocznego ślizgu. Statecznik kierunku uzupełniony dwiema długimi brzechwami tylną częścią kadłuba. Stery konstrukcji całkowicie metalowej, pokryte z blachy usztywnionej przetłoczeniami. Stery wyważone rogowo. Na wszystkich sterach kłapki wyważające. Wszystkie sterzy zawieszane w trzech punktach. Na sterzy statecznika kierunku światło antykollizyjne.

Sterowanie: sterownice złowione z drążkami sterowymi. Sterowanie lotkami, sterem wysokości i sterem kierunku linkowe. Napęd kłapek wyważających linkowy z przekładniami ślimakowymi. Napęd kłau elektryczny.

Wyposażenie: klimatyzacja kabiny, przeciwpożarowa instalacja ostrzegawcza, wskaźnik kąta natarcia, radiostacja UKF Collins TCN-40, TACAN odbiornik VOK.



transponder z automatycznym przekazywaniem wysokości lotu, rozmównica pokładowa, nadajnik awaryjny.

Podwozie chowane, trójkołowe z kołem przednim. Podwozie główne chowane w skrzydła w kierunku do kadłuba, podwozie przednie chowane ku tyłowi. Zasadnicze zespoły podwozia identyczne z samolotem Beechcraft Bonanza. Golenie podwozia głównego zawieszane na osiach podpartych na dźwigarach skrzydła. Osłony podwozia głównego jednoczęściowe, drzwi łuku podwozia przedniego dwuczęściowe. Golenie podwozia przedniego wyposażona w tłumik drgań poprzecznych typu „shimmy”. Wypuszczanie i chowanie podwozia elektryczne. Kola podwozia głównego wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne. Golenie podwozia przedniego samonastawna z blokadą w położeniu neutralnym podczas chowania.

Zespół napędowy: silnik turbinowy Pratt-Whitney PT6A-25 z reduktorem produkcyjnym kanadyjskiej o mocy równoważnej 715 KM zdlawionej do 400 KM na wysokości od 0 do 5500 m. Śmigło trójłopatowe o zmiennym skoku metalowe Hartzell o średnicy 2,29 m z możliwością odwracania ciągu. Dysze wylotowe silnika z obustron kadłuba. Zasilanie powietrzem przez dwutunelowy wlot w przedniej części kadłuba. Wlot powietrza do silnika wyposażony w filtr. Instalacja paliwowa pozwala na wykonywanie lotów odwróconych w czasie do 2 minut. Całkowita pojemność zbiorników paliwowych — 473 l.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI: samolot T-34C jest modyfikacją konstrukcji z roku 1948 — T-34 Mentor. Był to samolot napędzany silnikiem tłokowym Continental E-185-8 o mocy 205 KM (prototyp) lub Continental E-225-8 o mocy 225 KM. Służył on do szkolenia i treningu pilotów wojskowych USA. W roku 1953 opracowano ulepszoną wersję oznaczoną T-34 A z silnikiem 0-470-13 o mocy 225 KM, wyposażoną w radiostację VHF ARC-12. Kolejną modyfikację przeprowadzono w roku 1954, wyposażając samolot w silnik 0-470-4. Tę wersję oznaczono T-34 B. T-34 B był przez okres ponad 20 lat używany jako samolot do podstawowego szkolenia i treningu pilotów morskich USA. Samoloty te eksploatowane były dość intensywnie — na przykład jeden z nich przebywał w powietrzu 5115 godzin, wykonano na nim

16 459 lądowań, 3401 korkociągów i 4604 pętle. Samoloty T-34B były również eksportowane do krajów Ameryki Łacińskiej. Zakupiła je Wenezuela, Chile, Kolumbia, Salwador, Meksyk i Argentyna. Po 23 samolotów zakupiły także Filipiny i Indonezja. W ramach programu pomocy rządowej USA przekazały pewną liczbę tych samolotów Ekwadorowi, Peru, Urugwajowi i Hiszpanii. Od roku 1954 typ T-34 A, z którego armia amerykańska zrezygnowała, był produkowany w Kanadzie przez firmę Canadian Car and Foundry Co. Pewna liczba wyprodukowanych w Kanadzie samolotów została przekazana Turcji. Rok wcześniej licencyjna produkcja samolotu T-34 została podjęta w Japonii (początkowo oznaczenie B-34) przez zakłady Fuzji. Produkowane tam samoloty były również eksportowane. Odbiorcami były Filipiny i Indonezja. W roku 1955 w zakładach Fuji na bazie samolotu T-34 opracowano wersję LM-1 Nikko, a następnie wersję LM-2. Obie wersje — zmodyfikowane na życzenie armii japońskiej — otrzymały oznaczenia KM-1 i KM-2. Wersje LM-1, LM-2, KM-1 i KM-2 napędzane były silnikami Lycoming o mocy 340 KM. Ostatnia modyfikacja wersji KM-2, oznaczona KM-2B z silnikiem Lycoming IGSO-A1A6 o mocy 340 KM, jest produkowana i używana do Japonii do chwili obecnej. Wersje LM-1, LM-2, KM-1 i KM-2 różniły się od samolotu T-34 osłonami kabiny (miały osłony z dachem typu samochodowego), natomiast KM-2B ma osłony kabiny podobne jak T-34.

Łącznie zbudowano 1245 Mentorów. 21 września 1973 r. oblatano prototyp wersji T-34 C napędzanej silnikiem turbinowym PT6A. Samolot ma ciężar o 450 kg większy od Mentora w związku ze zwiększeniem wytrzymałości usterzenia i kadłuba. W 1975 r. wytwórnia przystąpiła do budowy 18 T-34 C. Przewidywane jest zamówienie na 400 sztuk Turbo Mentorów.

Trwałość zmęczeniowa konstrukcji opisywanego samolotu pozwala na jego eksploatację w łącznym czasie 16 000 godzin (przy użytkowaniu po 800 godzin rocznie daje to 20-letni okres eksploatacji) i wykonanie 30 000 lądowań (dopuszczalna składowa pionowa prędkość lądowania wynosi 5,1 m/s). Model samolotu T-34C był sprawdzany w tunelu korkociągowym NASA w Langley.

DANE TECHNICZNE

Wymiary

Rozpiętość	10,15 m
Długość	8,74 m
Wysokość	3,02 m
Raza podwozia	2,41 m
Rozstaw podwozia	2,91 m
Powierzchnia skrzydła	16,71 m ²

Ciężary

Własny	1335 kG
Maks. paliwa	381 kG
Ładunek użytkowy	617 kG
Maks. ciężar do startu i lądowania	1952 kG

Obciążenie powierzchni	117 kG/m ²
Obciążenie mocy	2,73 kG/KM
Osiągi	
Prędkość maks. na poziomie morza	648 km/h
Prędkość na wys. 6100 m	518 km/h
Prędkość przelotowa na poz. morza	342 km/h
— na wys. 3050 m	385 km/h
— na wys. 5338 m	418 km/h
Wznoszenie na poz. morza	7,27 m/s
— na wys. 5338 m	6,40 m/s
Pułap	9150 m
Długość startu na 15 m (z klapami)	387 m
Długość lądowania z 15 m (z klapami, bez hamowania śmigłem)	550 m

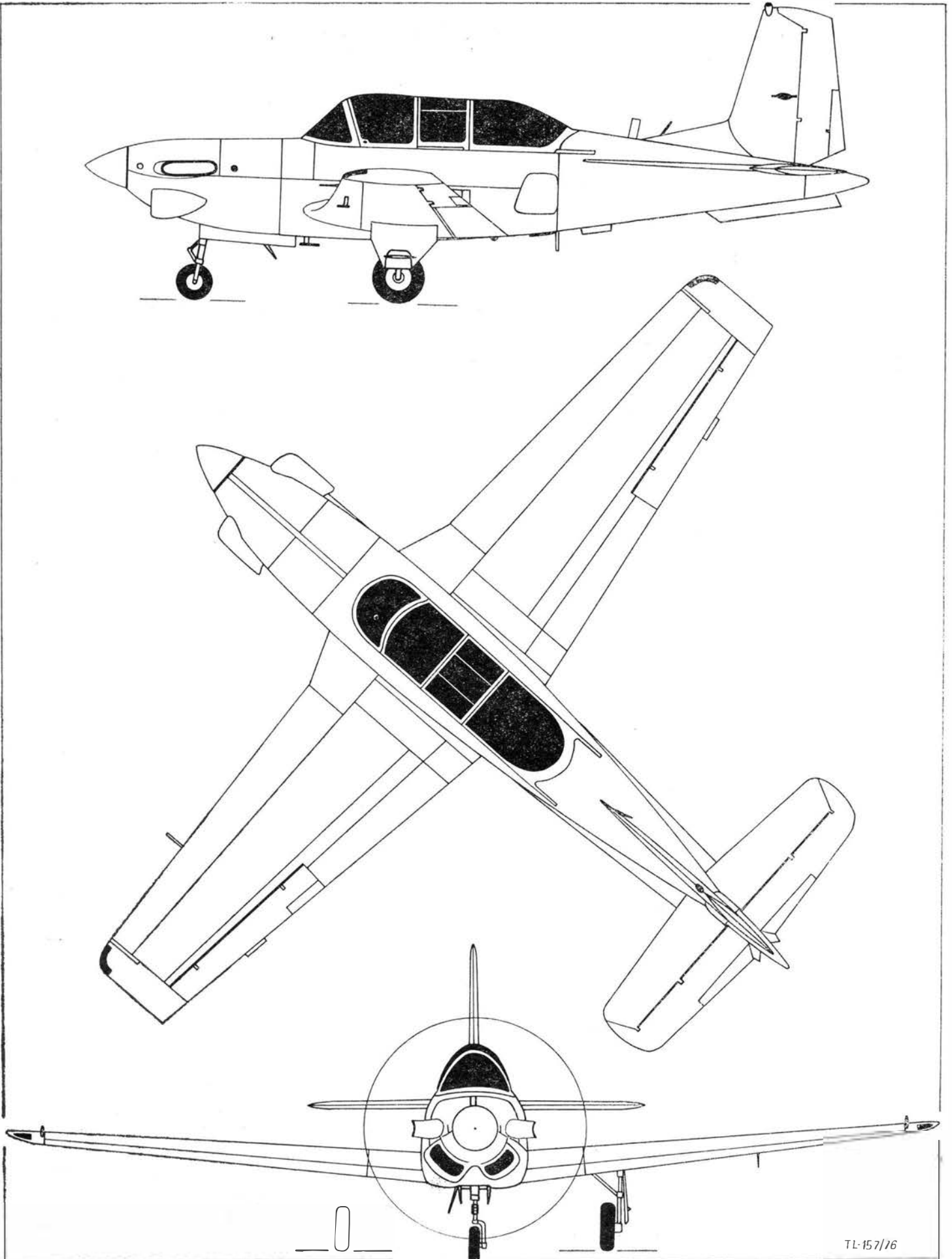
ERRATA

W KARTOTECE TLiA nr 11'76 (na s. 19) właściwa nazwa samolotu brzmi: Partenavia P 68 B Victor. Przepraszamy.

Zasięg (rezerwa 5% ■ 20 min)
 — przy prędkości
 — na wysokości
 Zasięg

1265 km — przy prędkości
 354 km/h — na wysokości
 5338 m Współczynniki obciążeń konstrukcji
 1470 km

357 km/h
 7625 r
 +6/-3
 T.M.



TL-157/16

Obliczanie łożyskowania kół samolotów

Do łożyskowania kół samolotów stosuje się zazwyczaj łożyska stożkowe, które pracują w warunkach znacznie odbiegających od typowych. Specyfika pracy tych łożysk polega na tym, że przenosząc wysokie obciążenia promieniowe i osiowe powinny zarazem wytrzymać bardzo wysokie obciążenia o charakterze udarowym, występujące w czasie startu i lądowania. Łożyska te pracują ze zmienną prędkością obrotową, która przy starcie rośnie od zera do maksimum, a przy lądowaniu maleje od maksimum do zera. Ogólnie stosowanymi metodami nie sposób określić rzeczywistą trwałość łożyskowania pracującego w takich warunkach. Niniejsza metoda obliczeniowa została opracowana w ZSRR specjalnie do projektowania kół samolotów.

W obliczeniach rozpatruje się trzy przypadki obciążeń łożysk, odpowiadające startowi, lądowaniu i kołowaniu.

Oznaczenia

- A_1, A_2, A_3 [kG] — składowe osiowe obciążenia łożyska dla różnych przypadków obciążeniowych,
- A_{max} [kG] — krótkotrwałe osiowe obciążenie o charakterze udarowym,
- C [kG] — nośność ruchowa łożyska,
- C_0 [kG] — nośność statyczna łożyska (wg katalogu),
- d_R [mm] — średnia średnica rolki (rys.),
- f — liczba cykli obciążenia łożyska (w jeden cykl wlicza się start, lądowanie i kołowanie),
- h [godz] — trwałość łożyska,
- k_D — współczynnik dynamiczny (dla kół samolotów $k_D = 1.8 \div 2.5$),
- k_K — współczynnik uwzględniający, który z pierścieni łożyska obraca się; dla ruchomego pierścienia zewnętrznego $k_K = 1.35$; dla ruchomego pierścienia wewnętrznego $k_K = 1.00$,
- k_T — współczynnik uwzględniający, wpływ temperatury pracy na trwałość łożyska (tabl. 1),
- l_R [mm] — długość rolki (rys.),
- L_1, L_2, L_3 [m] — długość dróg, jakie przebywa samolot w określonych przypadkach obciążeniowych (długość rozbiegu, dobiegu i kołowania),
- m — współczynnik przeliczeniowy obciążenia osiowego na zastępcze promieniowe (tabl. 2); $m = 1/2.6tg\beta$,
- $n_{1max}, n_{2max}, n_{3max}$ [obr./min] — maksymalne prędkości obrotowe dla określonych przypadków obciążeniowych,
- $n_{1sr}, n_{2sr}, n_{3sr}$ [obr./min] — średnie prędkości obrotowe dla określonych przypadków obciążeniowych,
- n_{zast} [obr./min] — obliczeniowa zastępcza prędkość obrotowa łożyska,
- P [kG] — maksymalne oddziaływanie rolki na wewnętrzną bieżnię,
- P_B [kG] — maksymalna siła boczna wywierana przez rolkę na kołnierzyk oporowy łożyska (rys.),
- P_N [kG/mm²] — nacisk jednostkowy na kołnierzyk oporowy łożyska,
- Q_1, Q_2, Q_3 [kG] — zastępcze obciążenie promieniowe dla określonych przypadków obciążeniowych,
- Q_{zast} [kG] — zastępcze obliczeniowe obciążenie promieniowe,

- r_{min} [mm] — minimalny promień styku rolki z kołnierzykiem oporowym (rys.),
- R_1, R_2, R_3 [kG] — składowe promieniowe obciążenia łożyska dla różnych przypadków obciążeniowych,
- R_k [mm] — promień koła samolotu,
- R_{max} [kG] — krótkotrwałe promieniowe obciążenie o charakterze udarowym,
- R_{KASmin} [mm] — minimalny promień styku kołnierza oporowego z rolką (rys.),
- R_w [mm] — promień toczenia średniej średnicy rolki (rys.),
- S_{kon} [mm²] — pole powierzchni styku rolki z kołnierzykiem oporowym (rys.),
- t_1, t_2, t_3 [min] — czasy pracy łożyska w określonych przypadkach obciążeniowych w ramach jednego cyklu,
- T_0 [°C] — temperatura robocza
- T [min] — całkowity czas trwania jednego cyklu,
- z — liczba rolek w łożysku,
- β — kąt między tworzącą rolki a osią łożyska (rys.),
- γ — kąt pomiędzy punktem styku rolki z powierzchnią wewnętrzną bieżni a punktem styku z kołnierzykiem oporowym (rys.),
- θ — kąt pomiędzy maksymalną średnicą rolki a tworzącą rolki (rys.),
- ξ — kąt styku rolki z wewnętrznym kołnierzykiem oporowym (rys.),
- σ_{max} [kG/cm²] — maksymalne naprężenia w punkcie styku rolki z powierzchnią wewnętrzną bieżni,
- φ — kąt pomiędzy tworzącymi rolki (rys.).

Dla parametrów $A_i, L_i, n_{imax}, n_{isr}, Q_i, R_i, t_i$ indeks i oznacza przypadek obciążenia, do którego odnoszą się te parametry; dla startu $i = 1$; dla lądowania $i = 2$; dla kołowania $i = 3$.

W obliczeniach stosuje się następujące dane: dla startu: A_1, L_1, n_{1max}, R_1 ; dla lądowania: A_2, L_2, n_{2max}, R_2 ; dla kołowania: A_3, L_3, n_{3max}, R_3 oraz dodatkowo $A_{max}, f, R_k, R_{max}, T_0$.

Łożyska dobiera się w oparciu o niezbędną nośność ruchową C , którą można obliczyć w oparciu o następujące wzory:

TABLICA 1

Temperatura robocza łożyska [°C]	125	150	175	200	225	250
Wartość współczynnika k_T	1.05	1.1	1.15	1.25	1.35	1.4

TABLICA 2. Wartości współczynnika m dla łożysk stożkowych produkcji GPZ (ZSRR)

Typ i seria łożyska	m
7100	1.5
7200	1.5
7500	1.5
7300	1.8
7600	1.8

$$Q_1 = \frac{2}{3} R_1 + mA_1; \quad Q_2 = \frac{2}{3} R_2 + mA_2; \quad Q_3 = R_3 + mA_3;$$

$$n_{1sr} = \frac{n_{1max}}{2}; \quad n_{2sr} = \frac{n_{2max}}{2}; \quad n_{3sr} = \frac{n_{3max}}{2};$$

$$t_i = \frac{1000 L_i}{2 R_k n_{i sr}}; \quad \text{dla } i = 1, 2, 3$$

$$T = t_1 + t_2 + t_3;$$

$$n_{zast} = \frac{n_{1sr} t_1 + n_{2sr} t_2 + n_{3sr} t_3}{T}$$

$$Q_{zast} = \sqrt[3.33]{a_1 \delta_1 Q_1^{3.33} + a_2 \delta_2 Q_2^{3.33} + a_3 \delta_3 Q_3^{3.33}}$$

gdzie: $a_1 = \frac{t_1}{T}; \quad \delta_i = \frac{n_{i sr}}{n_{zast}}; \quad \text{dla } i = 1, 2, 3$

$$C = Q_{zast} k_D k_K k_T \left[\frac{f(L_1 + L_2 + L_3)}{377 R_k} \right]^{0.3}$$

Dokonawszy wyboru łożyska, należy określić jego rzeczywistą trwałość oraz sprawdzić jego wytrzymałość:

$$h = \left(\frac{C}{Q_{zast} k_D k_K k_T} \right)^{3.33} \cdot \frac{1}{n_{zast}}$$

gdzie: C — nośność ruchowa wybranego łożyska wg danych katalogowych.

Liczba cykli obciążeń, którą może wytrzymać dane łożysko, wynosi:

$$f = \frac{60 h}{T}$$

W czasie pracy łożysko poddawane jest krótkotrwałym, bardzo wysokim obciążeniom o charakterze uderowym:

$$Q_{max} = R_{max} + mA_{max}$$

Dla tych obciążeń musi być spełniony warunek:

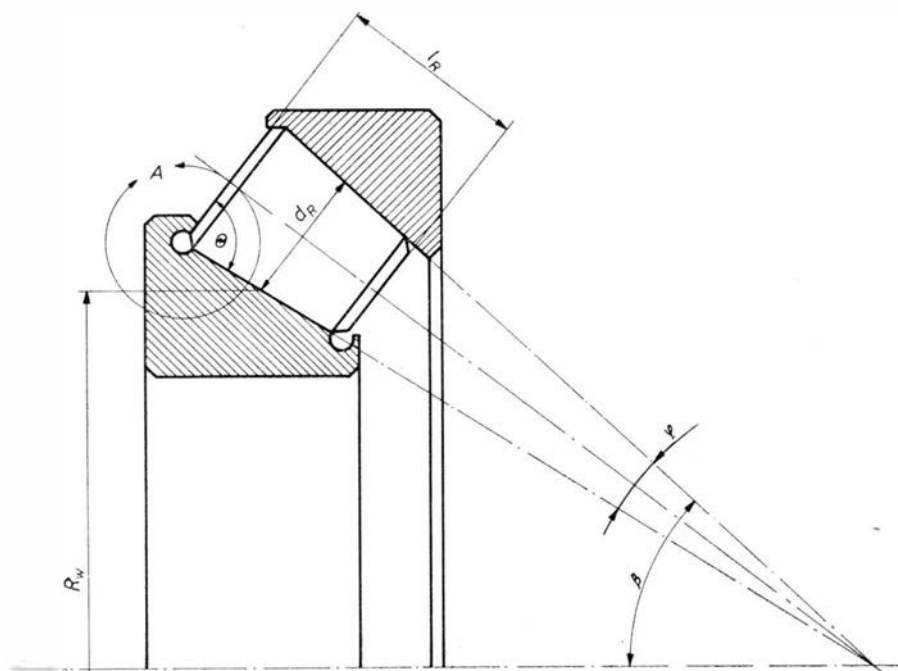
$$\frac{Q_{max}}{C_0} \leq 5$$

Maksymalne naprężenia w punkcie styku rolki z powierzchnią wewnętrzną bieżni określone są zależnością:

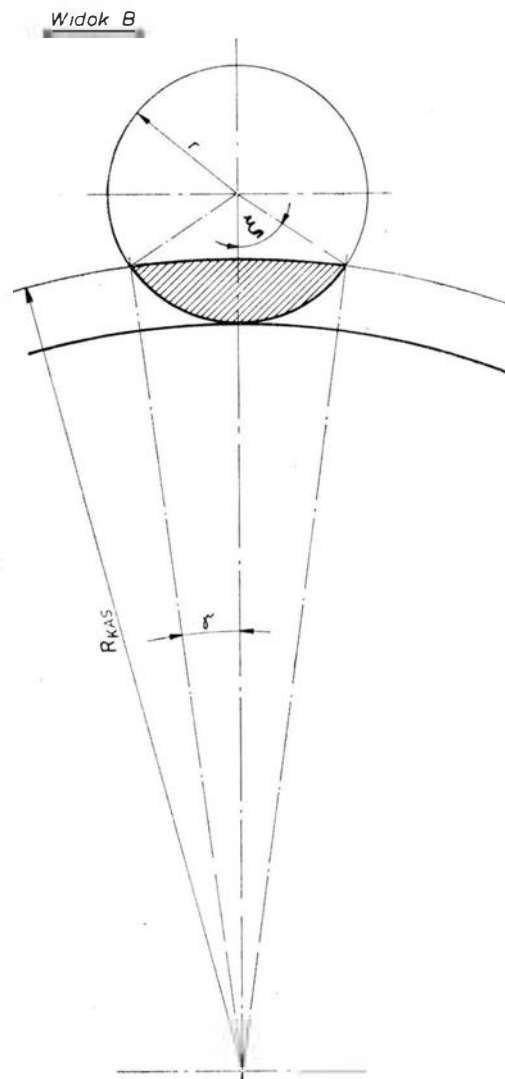
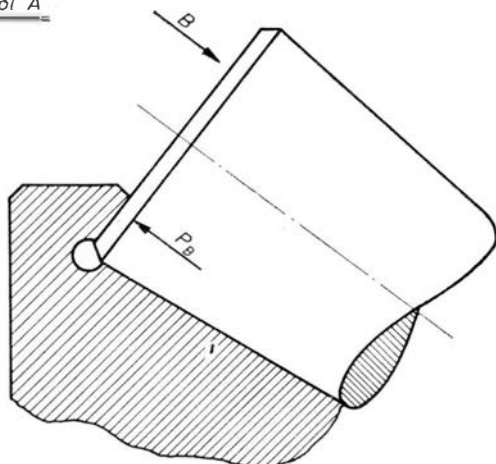
$$\sigma_{max} = 610 \sqrt{\frac{P}{l_R} \left(\frac{z}{d_R} + \frac{1}{R_w} \right)}$$

(w tym wzorze parametry l_R, d_R, R_w podano w cm) gdzie:

$$P = \frac{\sin(180 - \varphi - \theta)}{z \sin \theta} \left(\frac{4 \cdot 6 R_{max}}{\cos \beta} \cdot \frac{A_{max}}{\sin \beta} \right)$$



Szczegół A



TL-114/76-R.1

MATERIAŁY. TECHNOLOGIA
MATÉRIAUX. TECHNOLOGIE

1 — le métal	73 — le outil de tournage	1 — metal	76 — frezowanie
2 — la fonte (de deuxième fusion)	74 — le tour revolver	2 — żeliwo	77 — frez
3 — le acier moulé, a. coulé	75 — le t. automatique	3 — staliwo	78 — frezarka
4 — le acier	76 — le fraisage	4 — stal	79 — f.-kopiarka
5 — le a. au carbone, a. ordinaire	77 — la fraise	5 — s. węglowa	80 — wiercenie
6 — le a. allié, a. special	78 — la fraiseuse, la machine à fraiser	6 — s. stopowa	81 — wiertarka
7 — le a. de cémentation	79 — la f. à copier, f. à reproduire	7 — s. do nawęglania	82 — wiertło
8 — le a. de nitruration	80 — le perçage, forage	8 — s. do azotowania	83 — tulejka wiertarska
9 — le a. de traitement	81 — la perceuse	9 — s. do ulepszenia	84 — rozwiercanie
10 — le a. soudable, le fer à souder	82 — le foret, la mèche	10 — s. spawalna	85 — rozwiertak
11 — le a. à ressort	83 — le canon de perçage	11 — s. sprężynowa	86 — gwintowanie
12 — le a. inoxydable, a. inattaquable	84 — le alésage	12 — s. nierdzewna	87 — gwintownik
13 — le a. résistant au fluage aux températures élevées	85 — le alésoir, la fraise à aléser	13 — s. żarowytrzymała	88 — narzynka
14 — le alliage réfractaire	86 — le filetage, taraudage	14 — stop żaroodporny	89 — przeciąganie
15 — le alliage au nickel	87 — le taraud	15 — stop niklowy	90 — przeciągacz
16 — le a. cobaltique	88 — la filière	16 — s. kobaltowy	91 — pilowanie (piłą)
17 — le a. titanique	89 — le brochage	17 — s. tytanowy	92 — pilowanie (pilnikiem)
18 — le a. molybdique	90 — la broche (de traction)	18 — s. molibdenowy	93 — piła taśmowa
19 — le a. résistant aux acides	91 — le sciage	19 — s. kwasoodporny	94 — piła tarczowa
20 — le a. fritté	92 — le limage	20 — proszek spiekany	95 — pilnik
21 — le a. léger	93 — la scie à lame sans fin, la scie à ruban	21 — stop lekki	96 — szlifowanie
22 — le a. de fonderie, a. de moulage	94 — la scie circulaire	22 — s. odlewniczy	97 — szlifierka
23 — le a. à laminer et à tréfiler	95 — la lime	23 — s. do przeróbki plastycznej	98 — tarcza szlifierska, t. ścierna
24 — le a. au magnesium	96 — la rectification, le meulage	24 — s. magnezowy	99 — docieranie
25 — le électron, elektron	97 — la rectifieuse	25 — elektron	100 — polerowanie
26 — le alliage au aluminium	98 — la meule (abrasive), le disque abrasif	26 — stop aluminiowy	101 — polerka
27 — le duralumin	99 — le lapping, rodage	27 — dural	102 — piaskowanie
28 — le alliage cuivreux	100 — le polissage	28 — stop miedzi	103 — szrotowanie
29 — le laiton, le cuivre jaune	101 — le touret à polir, polissoir	29 — mosiądz	104 — trawienie
30 — le bronze	102 — le sablage	30 — brąz	105 — cięcie
31 — le cuprobéryllium	103 — le grenailage	31 — b. berylowy	106 — nożyce
32 — le cermet	104 — le décapage, gravage, fraisage chimique	32 — cermet	107 — gięcie
33 — le bois	105 — le coupage, la coupe	33 — drewno	108 — krawędziarka
34 — le hêtre	106 — les cisailles, les cisaux	34 — buk	109 — wyoblanie
35 — le aune, aune, vergne, verne	107 — le cintrage, pliage, ployage	35 — olcha	110 — wyoblarka
36 — le frêne	108 — la plieuse	36 — jesion	111 — tłoczenie
37 — le pin	109 — le repoussage, fluotournage	37 — sosna	112 — prasa
38 — le bois densifié, b. comprimé, b. lamellé, b. amélioré	110 — la repousseuse, le tour à repousser	38 — lignofol, drewno ulepszone	113 — tłocznik, stempel
39 — la (matière) plastique	111 — le emboutissage, le formage	39 — tworzywo sztuczne	114 — matryca
40 — le polymère	112 — la presse	40 — polimer	115 — foremnik
41 — le polychlorure de vinyle, le chlorure de polyvinyle	113 — le outil d'emboutissage, le poinçon	41 — polichlorek winylu	116 — wykrawanie
42 — le polycarbonate	114 — la matrice, le moule femelle	42 — poliwęglan	117 — w. gumą
43 — le polyamide	115 — le étampe	43 — poliamid	118 — wykrojnik
44 — le polyuréthane	116 — le découpage	44 — poliuretan	119 — kucie
45 — le téflon	117 — le d. sur caotchouc	45 — teflon	120 — młot
46 — le (matériau) composite	118 — le outil de découpage	46 — kompozyt	121 — kuźniarka
47 — la matière stratifiée, le stratifié	119 — le forgeage	47 — laminat	122 — odkuwka
48 — la matière armé	120 — le marteau, mouton	48 — materiał zbrojony	123 — o. prasowana
49 — la fibre de verre, la verre filé, la soie de verre	121 — la forgeuse, machine à forger	49 — włókno szklane	124 — obciążanie
50 — le epoxyde, la résine e.	122 — la pièce forgée	50 — żywica epoksydowa	125 — odlewanie
51 — le polyester, la résine p.	123 — la p. matricée, la p. estampée	51 — ż. poliestrowa	126 — odlew
52 — le vernis	124 — le étirage-emboutissage	52 — lakier	127 — forma
53 — le v. nitrocellulosique	125 — la coulée	53 — l. nitro	128 — rdzeń
54 — le v. epoxyde	126 — la pièce coulée, la moulage	54 — l. epoksydowy	129 — spawanie
55 — le v. polyuréthane	127 — le moule	55 — l. poliuretanowy	130 — s. gazowe
56 — le v. silicone	128 — le noyau	56 — l. silikonowy	131 — s. elektryczne
57 — le caotchouc, la gomme	129 — le soudage, s. par fusion, la soudure	57 — guma	132 — palnik
58 — la gomme végétale	130 — le soudage aux gaz	58 — g. kauczukowa	133 — elektroda
59 — la g. synthétique	131 — le s. électrique	59 — g. syntetyczna	134 — spawanie atomowe
60 — la colle, le adhésif, la glu	132 — le chalumeau	60 — klej	135 — s. w osłonie gazów obojętnych
61 — le verre	133 — le électrode (à souder)	61 — szkło	136 — spoina, spaw
62 — le v. organique, orgaverre, plexiglas	134 — le soudage à l'hydrogène atomique	62 — s. organiczne	137 — zgrzewanie punktowe
63 — le travail, traitement, usinage	135 — le s. à l'arc en atmosphère inerte	63 — obróbka	138 — z. rolkowe, z. punktowe elektrodami krążkowymi
64 — le usinage (par enlèvement de copeaux)	136 — la soudure	64 — o. skrawaniem, o. wiórowa	139 — zgrzeina
65 — le travail par déformation	137 — le soudage par points	65 — o. plastyczna	140 — zgrzewarka
66 — le traitement chimique	138 — le s. à la molette, s. au galeit	66 — o. cieplna	141 — lutowanie
67 — le t. thermique	139 — la soudure	67 — o. zgrubna	142 — lutownica, kolba lutownicza
68 — le ébauchage, dégrossissage	140 — la machine à souder, la soudeuse	68 — o. wykańczająca	143 — lut, lutowie
69 — le traitement de finition, la finition	141 — le brasage, brasement	69 — o. obrabiarka	144 — klejenie
70 — la machine-outil	142 — le fer à souder	70 — toczenie	
71 — le tournage	143 — la soudure	71 — tokarka	
72 — le tour	144 — le collage	72 — tokarka	
		73 — nóż tokarski	
		74 — rewolwerówka	
		75 — automat tokarski	

Dla niezawodnej pracy łożyska konieczne jest, aby $\delta_{max} \leq 50\ 000\ \text{kg/cm}^2$.

Nacisk jednostkowy na kołnierzu oporowym łożyska oblicza się w następujący sposób:

a) określa się pole powierzchni styku rolki z kołnierzem oporowym:

$$S_{kon} = \left(\frac{\pi}{180} 2\xi - \sin 2\xi \right) \frac{r_{min}^2}{2} + \left(\frac{\pi}{180} 2\gamma - \sin 2\gamma \right) \frac{R_{KASmin}^2}{2}$$

b) Znajduje się wielkość siły bocznej, z jaką oddziałuje rolka na kołnierze oporowy:

$$P_B = \frac{4 \cdot 6 R_1}{z} \frac{\sin \varphi}{\cos \beta \sin \theta} + \frac{A_1}{z} \frac{\sin \varphi}{\sin \beta \sin \theta}$$

c) Oblicza się wielkość nacisku jednostkowego rolki na kołnierze oporowym:

$$P_N = \frac{P_B}{S_{kon}}$$

Wartość dopuszczalna nacisku P_N wynosi $3 \div 4\ \text{kg/mm}^2$.

Opracowano wg: R. W. Korostaszewskij, A. M. Zajcew: *Awiacjonnyje podszpyniki kaczenija. Oborongiz, Moskwa 1963 r.*

WCT/56/K/76

Projektowany system zbierania informacji o uszkodzeniach nawierzchni lotniskowych

Metoda zbierania, gromadzenia i analizowania informacji o uszkodzeniach nawierzchni lotniskowych. Analiza pracy nawierzchni, pozwalająca na podjęcie nowych rozwiązań technicznych nawierzchni lotniskowych oraz usprawnienie obsługi obiektów lotniskowych.

Służby lotniskowe mają za zadanie między innymi utrzymanie lotnisk w gotowości eksploatacyjnej. Zagadnienie to jest bardzo istotne, ponieważ większość lotnisk, jakimi dysponujemy, zostało wybudowane w latach ubiegłych.

Nawierzchnie tych lotnisk ulegają procesom niszczenia. Znajomość procesów powstawania zniszczeń oraz ustalenie ich przyczyn pozwoli na racjonalne zagospodarowanie środków finansowych przyznawanych na cele eksploatacji i remontów.

Koncepcja i zakres opracowanej metody

Mając na uwadze zadania stojące przed służbami lotniskowymi opracowano metodę systematycznego zbierania informacji o uszkodzeniach nawierzchni lotniskowych podczas ich użytkowania oraz sposób statystycznego porządkowania i wyciągania wniosków. Opracowana metodyka zbierania informacji pozwoli na:

- określenie rozmiaru i ustalenie najczęściej występujących uszkodzeń nawierzchni lotniskowych,
- ustalenie przyczyn występujących uszkodzeń,
- ocenę stanu nawierzchni i jej walorów eksploatacyjno-użytkowych,
- ukierunkowanie prac badawczych dotyczących utrzymania nawierzchni.

W zaproponowanej metodzie zbierania informacji o uszkodzeniach nawierzchni lotniskowych uwzględniono podstawowe rodzaje nawierzchni wykonanych z betonu cementowego, betonu asfaltowego i innych nawierzchni bitumicznych. Wzięto także pod uwagę następujące czynniki:

- rodzaj uszkodzeń nawierzchni, tj. złuszczenia powierzchniowe i wgłębne, pęknięcia, ich charakter i przebieg, osiadanie płyt, wykruszenia, wysadziny, pęcherze, wyłuskiwanie ziarn kruszywa, kraterzy marglowe;
- stan eksploatacyjny nawierzchni: szorstkość nawierzchni, wklęsnięcia profilów itp.;
- częstość zbierania informacji i ich przetwarzanie.

Stan wiedzy w zakresie zbierania informacji o uszkodzeniach nawierzchni lotniskowych

Do tej pory w Polsce nie zajmowano się zagadnieniami eksploatacji lotnisk w takim ujęciu. Przyczyny tego stanu rzeczy należy upatrywać między innymi w dużej liczbie czynników charakteryzujących pracę i mających wpływ na stan eksploatacyjny nawierzchni lotniskowej.

Obecnie znanymi i funkcjonującymi systemami zbierania informacji o uszkodzeniach nawierzchni lotniskowych są systemy opracowane w Czechosłowacji i Kanadzie. Metoda stosowana w Czechosłowacji za podstawowy nośnik informacji przyjmuje specjalnie opracowany wykaz inwentaryzacyjny nawierzchni. W dokumencie tym uwzględniono takie rodzaje uszkodzeń nawierzchni, jak wyboje, korozja (złuszczenia) i pęknięcia, z podaniem ich wielkości w jednostkach miar powierzchni. Wprowadzono również informację o ważności elementu w odniesieniu do jego położenia na drodze startowej, przypisując tej ważności pewną wartość liczbową. I tak wartość 1 odpowiada elementom drogi startowej, na których silniki pracują przy obciążeniu 80÷100%, a wartość 4 odpowiada elementom nawierzchni rzadko użytkowanym przez samoloty. Metoda ta ma ograniczone możliwości i może służyć tylko do planowania remontów nawierzchni.

Natomiast metoda zbierania informacji wprowadzona w Kanadzie stosowana jest w sposób ciągły do kontroli stanu technicznego i warunków eksploatacyjnych nawierzchni lotniskowych. System oceny uwzględnia wytrzymałości-

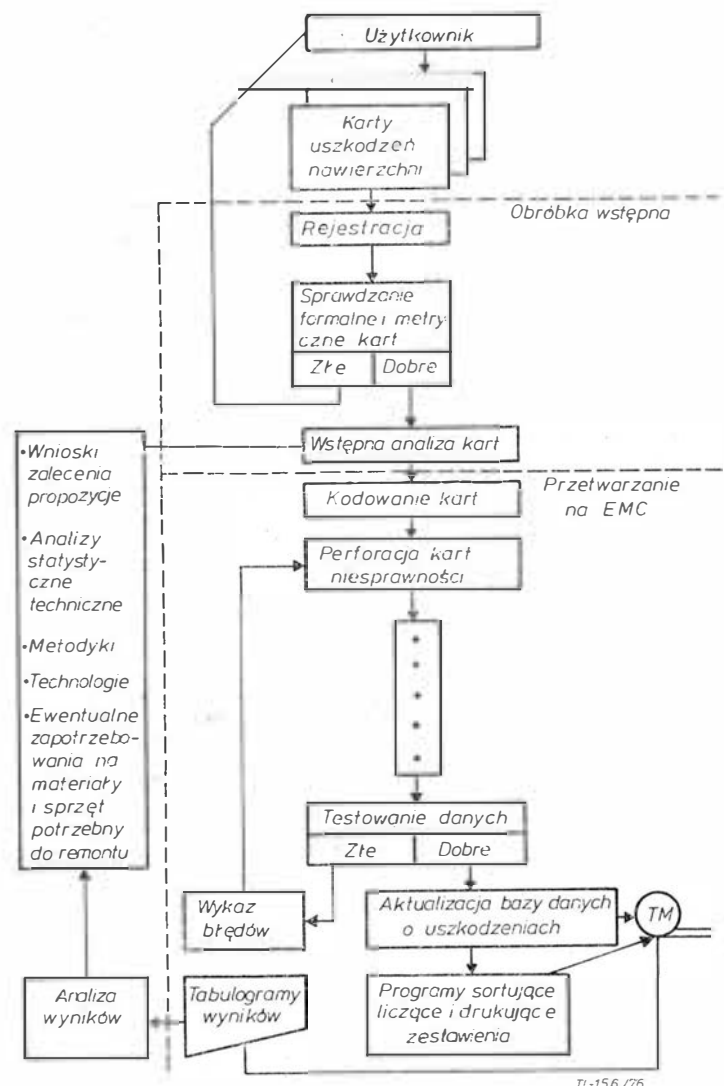
we parametry nawierzchni, uzyskane przy statycznych obciążeniach próbnym, oraz parametry eksploatacyjne.

Nośnikiem informacji w tym systemie są karty uszkodzeń nawierzchni, opracowane oddzielnie dla nawierzchni podatnych i sztywnych. Zawarte na karcie informacje są odpowiednio kodowane. Kodowanie polega na przyporządkowaniu odpowiednich symboli cyfrowych określonym cechom niesprawności nawierzchni, zarejestrowanym w karcie. Ocenie w tej metodzie podlegają następujące rodzaje uszkodzeń:

- rysy i pęknięcia, ze szczegółową ich lokalizacją i charakterem,
- rozwarstwienia, odpryski, wyboje, koleiny od kół,
- odkształcenia i osiadania podłoża.

Wymienione uszkodzenia ocenia się pięciostopniową skalą ocen. Uwzględnia się także równość nawierzchni oraz powierzchniowy wpływ wody i system drenażowy podłoża.

Poza wymienionymi czynnikami prowadzi się ewidencję sumy obciążeń dróg startowych i liczbę startów i lądowań różnych rodzajów samolotów w poszczególnych miejscach nawierzchni. Szczegółowo przeanalizowano również wypracowany w roku 1963 system zbierania informacji o



Rys. Ideowy blokowy schemat obiegu, zbierania i przetwarzania kart niesprawności nawierzchni w zaproponowanym systemie

uszkodzeniach sprzętu lotniczego. Informacje te zostały wykorzystane przy opracowaniu przedstawionej metody.

System ten ma najbardziej rozwiniętą formę funkcjonowania oraz naukowe podstawy; został wykorzystany również w czasie tworzenia metody opisanej w niniejszej publikacji.

TABLICA 1

KARTA USZKODZEŃ NAWIERZCHNI NR _____
I. DANE OGÓLNE O NAWIERZCHNI

Poz.		Kod
1	Obiekt	
2	Przeznaczenie nawierzchni	
3	Rodzaj nawierzchni	
4	Liczba lat od początku eksploatacji	
5	Liczba lat od ostatniego remontu kapitalnego	
6	Liczba remontów kapitalnych	

II. DANE O USZKODZENIACH NAWIERZCHNI

CZĘŚĆ A — DOTYCZY NAWIERZCHNI Z BETONU CEMENTOWEGO

Poz.	Wyszczególnienie uszkodzenia	Kod
7	Liczba płyt pękniętych 1 raz	
8	Liczba płyt pękniętych 2 razy	
9	Liczba płyt pękniętych wielokrotnie	
10	Liczba płyt z odlamanymi i zapadniętymi narożami	
11	Liczba płyt zapadniętych	
12	Liczba płyt ze spękaniem przykrawędziowym	
13	Liczba płyt z odlamaniami lub wykruszeniami przykrawędziowymi	
14	Liczba płyt ze złuszczeniami płytkimi do 3 mm i powierzchni zluszczonej do 1 m ²	
15	j.w. lecz o powierzchni większej od 1 m ²	
16	Liczba płyt ze złuszczeniami głębokimi (powyżej 3 mm) i powierzchni zluszczonej 1 m ²	

CZĘŚĆ B — DOTYCZY NAWIERZCHNI BITUMICZNYCH

Poz.	Wyszczególnienie uszkodzenia	Kod
17	Liczba metrów bieżących pęknięć podłużnych i poprzecznych nad szczelinami dylatacyjnymi podbudowy	
18	j.w. lecz poza zarysem szczelin podbudowy	
19	Powierzchnia skupisk pęcherzy na ścieku i ich liczba przypadająca na 1 m ² nawierzchni w metrach kwadratowych	
20	j.w. lecz poza ściekiem	
21	Powierzchnia wykruszeń lub odspojeń dywanika w metrach kwadratowych	
22	Zrakowacenia nawierzchni w miejscach styku pasm roboczych maszyn rozścielających w metrach bieżących	
23	Wysadziny i przelomy w metrach kwadratowych	

CZĘŚĆ C — INFORMACJE DODATKOWE

24	Nadmierna ślizkość	
25	Liczba uszkodzonych elementów prefabrykowanych, przekrywających ścieki przykrawędziowe	
26	Powierzchnia w metrach kwadratowych stałych zastoiśk wody opadowej na nawierzchni (zlokalizować na ścieku)	
27	Odladzanie nawierzchni maszyną cieplną	
28	Odladzanie nawierzchni za pomocą środków chemicznych	

III. DODATKOWE OPISY, UWAGI I SZKICE POMOCNICZE

Poz. 29

Wypełnił _____

Podpis: _____

Wypełnił: _____

Podpis: _____

Proponowana metoda zbierania informacji o uszkodzeniach nawierzchni lotniskowych

W metodzie przyjęto następujące założenia:

— wprowadzenie kart niesprawności nawierzchni jako elementu źródłowego w systemie i podstawowego nośnika informacji o nawierzchni oraz w procesie ich przetwarzania i gromadzenia,

— zbieranie, przetwarzanie i gromadzenie informacji o uszkodzeniach nawierzchni dróg asfaltowych, placów postoju samolotów oraz głównych dróg kołowania,

— zarejestrowanie informacji w karcie uszkodzeń nawierzchni oraz — w miarę potrzeby — w karcie napraw nawierzchni,

— zbieranie informacji dwa razy w roku: wiosną i jesienią.

W celu wdrożenia metody do użytku zaproponowano zbieranie informacji na kilku wytypowanych obiektach w okresie trzech lat. Postulat ten obecnie jest realizowany.

Podstawowym dokumentem tej metody jest karta uszkodzeń nawierzchni przedstawiona w tabl. 1. Dokument ten wypełniałaby służba lotniskowa na badanym obiekcie. Natomiast gromadzenie i przetwarzanie informacji zawartych w karcie odbywać się będzie w jednostce centralnej. Informacjom tym przyporządkowane zostaną odpowiednie wartości liczbowe, które w zależności od liczby kart podawane zostaną obróbce statystyczno-technicznej. Do tego celu wykorzystuje się elektroniczną technikę obliczeniową lub metodę tradycyjną.

Już pierwszy okres wprowadzania tej metody do poszczególnych obiektów pozwoli na zorganizowanie swobodnego banku danych o nawierzchniach lotniskowych. Liczba informacji będzie stale wzrastać. Pozwoli ona na wyróżnienie elementów stałych i zmiennych występujących w procesie przetwarzania informacji. Wprowadzenie ETO w okresie późniejszym będzie koniecznością, a programy funkcjonujące w tym systemie powinny umożliwić:

— tworzenie tablic statystycznych uszkodzeń nawierzchni,

— oszacowanie funkcji wiodącej rozkładu,

— oszacowanie funkcji intensywności uszkodzeń itp.

Ideowy schemat obiegu zbierania i przetwarzania danych przedstawiono na rysunku. W pierwszym okresie informacje zbierane będą metodą tradycyjną, tj. przez pomiar uszkodzeń, oględziny danego rodzaju nawierzchni i naniesienie tych danych na obowiązujące dokumenty źródłowe. Metoda ta jest pracochłonna, uciążliwa i częściowo subiektywna. Mając to na uwadze, rozważa się możliwość otrzymania potrzebnych informacji ze zdjęć lotniczych wy-

TABLICA 2

KARTA KONSTRUKCJI NAWIERZCHNI NR _____

I. DANE OGÓLNE O NAWIERZCHNI

1	Obiekt	
2	Przeznaczenie nawierzchni	
3	Rodzaj nawierzchni	

II. DANE KONSTRUKCYJNE

1. Typowy przekrój poprzeczny nawierzchni: _____
2. Dane o warunkach gruntowo-wodnych: _____
3. Dane o podbudowie: _____
4. Dane o poszczególnych warstwach nawierzchni: _____
5. Dane o sposobie łączenia płyt: _____
6. Inne informacje o nawierzchni: _____

TABLICA 3

KARTA NAPRAWY NAWIERZCHNI NR _____

I. DANE OGÓLNE O NAWIERZCHNI

1	Obiekt	
2	Przeznaczenie nawierzchni	
3	Rodzaj nawierzchni	
4	Termin naprawy nawierzchni	

II. DANE O NAPRAWIE NAWIERZCHNI

1. Rodzaj naprawy: _____
2. Wielkość naprawy (powierzchnia, długość, grubość): _____
3. Metoda naprawy: _____
4. Uwagi i spostrzeżenia dotyczące wykonanej pracy: _____

konywanych w technice czarno-białej lub zdjęć w podczerwieni.

Wprowadzenie tej metody będzie możliwe po opracowaniu klucza fotointerpretacyjnego.

Prace przygotowawcze do wprowadzenia metody

Karta konstrukcji nawierzchni

Każdy rodzaj nawierzchni, o którym zbierane będą informacje, powinien mieć kartę konstrukcyjną nawierzchni. Liczba tych kart odpowiada liczbie odcinków dróg startowych, dróg kołowania i placów postojów samolotów. Dodatkowe podziały tych nawierzchni dokonywane będą w miarę potrzeby, gdy na którymś z odcinków występować będą zmiany konstrukcyjne.

Wzór karty konstrukcji nawierzchni przedstawiono w tabl. 2.

Karta napraw nawierzchni

Karty napraw nawierzchni należy prowadzić według podziału jak dla karty konstrukcji nawierzchni. Wzór tej karty przedstawiono w tabl. 3.

Wstępna inwentaryzacja nawierzchni

Wstępna inwentaryzacja nawierzchni przed systematycznym stosowaniem metody stanowić będzie odniesienie w

stosunku do występujących na nawierzchni zmian w późniejszym okresie eksploatacji.

W inwentaryzacji wstępnej należy określić te same uszkodzenia, które zawarte są w dokumentach podstawowych metody i uzupełnić je informacjami podanymi w dokumentach pomocniczych. W czasie wstępnej inwentaryzacji należy ustalić jednoznaczną numerację występujących odcinków nawierzchni, oznakować i zlokalizować występujące uszkodzenia.

Wnioski

Zaproponowana w niniejszej publikacji metoda zbierania informacji o uszkodzeniach nawierzchni lotniskowych i jej pierwszy okres stosowania pozwoli na wypracowanie pewnej bazy wyjściowej, która umożliwi kompleksowe analizowanie najczęściej występujących uszkodzeń nawierzchni i sposobu zapobiegania im. Potrzeba analizowania niekorzystnych zjawisk występujących w trakcie eksploatacji nawierzchni w takim ujęciu i ewentualnie w jego modyfikowanych wersjach w miarę udołkonienia metody jest na obecnym etapie konieczna.

Takie spojrzenie może zmienić pogląd na rolę i istotę prac profilaktycznych wykonywanych na nawierzchniach, a analiza pracy nawierzchni może zainspirować nowe rozwiązania techniczno-projektowe nawierzchni.

Przedstawiona metoda może być wykorzystywana również przez służby lotniskowe lotnictwa cywilnego.

WCT/51/K/76

Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ

Samoloty pasażerskie polskiej konstrukcji (1924—1939)

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

W latach międzywojennych w Polsce zbudowano 12 typów samolotów pasażerskich, z których tylko jeden wszedł do produkcji. W artykule przedstawiono dzieje powstania tych prototypów oraz przeanalizowano przyczyny zbudowania tak dużej ich liczby.

Budowa samolotów pasażerskich w kraju podejmowana była w okresie międzywojennym na zamówienie Ministerstwa Komunikacji, które zakupywało sprzęt dla PLL LOT. Początkowo stosowana była forma konkursów na projekt samolotu, w wyniku których dwa (czasem jeden) najlepsze samoloty były budowane na zamówienie, później uzgadniano z wytwórniami warunki techniczne na samolot określonej kategorii i składano nań zamówienie. Pierwszą inicjatywą budowy samolotu komunikacyjnego w Polsce był konkurs na projekt takiego samolotu, ogłoszony w 1924 r. przez Ministerstwo Komunikacji; nie przyniósł on jednak żadnego projektu nadającego się do realizacji. W 1927 r. Ministerstwo to ogłosiło konkurs na 8-10 miejscowy (w tym 2 osoby załogi) samolot pasażerski wyposażony w jeden silnik Lorraine Dietrich o mocy 450 KM lub dwa silniki Wright Whirlwind po 220 KM. Do konkursu zgłoszono 7 projektów. Najlepszą ocenę uzyskał projekt samolotu

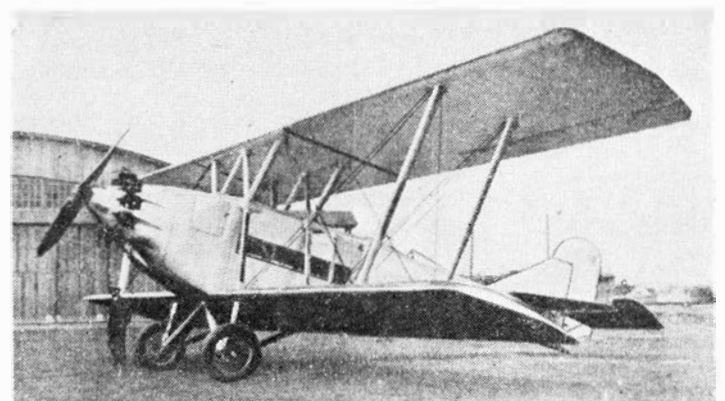
jednosilnikowego PWS-20. Zamówiona została budowa tego samolotu, zaś wytwórnia Plage i Laśkiewicz z pomocą LOPP przystąpiła do budowy samolotu Lublin R-IX, będącego pasażerską odmianą wojskowego samolotu liniowego R-VIII. Równocześnie w 1929 r. rozpoczęto rozmowy z wytwórniami Fokker na temat zakupu licencji samolotu F-VII/3M.

W konkursie na samolot trój-silnikowy zwyciężył projekt T-600, zrealizowany następnie jako PZL-4.

W 1928 r. został ogłoszony konkurs na samolot pasażerski zabierający 2 osoby załogi i 4 pasażerów, mający zastąpić samolot Junkers F-13. Do konkursu stanęły w 1930 r. dwa samoloty PWS-21bis i Lublin R-XI. Samoloty polecono wytwórniom poprawić, w wyniku czego powstały w 1932 r. prototypy PWS-24, Lublin R-XVI, a ponadto w PZL wykonano prototyp PZL-16. Zwyciężył PWS-24, który wszedł do produkcji.



Rys. 1. Dziesięciomiejscowy PWS-20 bis z 1929 r., ustępujący Fokkerowi F-VII A/1M



Rys. 2. Zbudowany z inicjatywy wytwórni Lublin R-IX (1929 r.), nie spełniający wymagań LOT-u

Następnie Ministerstwo Komunikacji zamawiało samoloty określając warunki jakim ma samolot odpowiadać. Charakter konkursu miało współzawodnictwo między samolotami PZL-27 i RWD-11 w latach 1935—1937.

PWS-20T

Prototyp PWS-20T Gniezno, zbudowany przez Podlaską Wytwórní Samolotów w Białej Podlaskiej, został oblatany 12.03.1929 r. PWS-20T miał skrzydła drewniane, a kadłub z rur duralowych i stalowych. Kabina załogi była dwumiejscowa, a fotele pasażerskie były ustawione w dwóch szeregach po cztery (razem 8 miejsc pasażerskich). W 1930 r. LOT otrzymał dwa prototypy PWS-20T do prób. Nosiły one znaki SP-AAZ i SP-AAY oraz otrzymały odpowiednio imiona Zula i Yaga. Na wniosek LOT-u wytwórnia wprowadziła wiele ulepszeń w samolotach, m. in. zmieniła podwozie na bezosiowe. Po modyfikacji zmieniono oznaczenie samolotów na PWS-20bis. W 1931 r. samoloty PWS-20 zakończyły próby, wykonując łącznie około 130 godzin lotu. Podczas prób służyły do przewozu towarów, m. in. ciastek Zalewskiego ze Lwowa do Warszawy oraz wyrobów fabryki Wedla. Oceniano je jako zbliżone pod względem aerodynamicznym do Fokkerów F-VII/1M, lecz równocześnie jako poważnie ustępujące Fokkerom pod względem eksploatacyjnym. Ponieważ nie dorównywały Fokkerom — nie wprowadzono ich do użytku i odstawiono do Poznania do hangaru z samolotami wycofanymi z użytku.

Samolot miał chłodzony wodą, rzędowy 12-cylindrowy o układzie W silnik Skoda Lorraine-Dietrich LD-12Eb, o mocy nominalnej 450 KM i mocy startowej 487 KM. Zapas paliwa 600 l. Samolot był malowany na srebrno z ciemnoniebieskim przodem i spodem kadłuba i takimiż krawędziami natarcia płata.

Lublin R-IX

Samolot Lublin R-IX zbudowany w wytwórni Plage i Laśkiewicz w Lublinie wykonał pierwszy lot w kwietniu 1929 r., a następnie został pokazany na Powszechnej Wystawie Krajowej w Poznaniu. Był on drewnianym dwupłatowcem z silnikiem gwiazdowym Gnôme-Rhône Jupiter 9A o mocy 480 KM. Pojemność zbiornika paliwa wynosiła 600 l. Samolot zabierał dwie osoby załogi (w otwartej kabine za kabiną pasażerów) i sześciu pasażerów. Ponieważ samolot nie odpowiadał warunkom stawianym przez PLL LOT, nie został przyjęty do komunikacji lotniczej i został odstawiony do Poznania na przechowanie, a następnie skasowany. Samolot malowany był na kolor kremowy.

PWS-21 bis

W 1928 r. zostały określone warunki konkursowe na samolot, który miał zastąpić Junkersa F-13. Miał to być samolot również zabierający dwie osoby załogi i czterech pasażerów jak F-13, lecz wyposażony w silnik Wright Whirlwind o mocy 220 KM. Budowę samolotów konkursowych podjęły wytwórnie PWS oraz Plage i Laśkiewicz. W 1929 r. w Podlaskiej Wytwórni Samolotów został opracowany projekt samolotu PWS-21 bis o mieszanej konstrukcji. Samolot ten miał wolnonośne skrzydła i układ zbliżony do Fokkera F-VII/1M. Prototyp PWS-21 bis o znakach SP-AEC został oblatany w 1930 r., a następnie był wypróbowywany przez LOT w 1931 r. Samolot nie był udany i miał niskie osiągi. Prototyp został zwrócony wytwórni z zamówieniem ulepszonej odmiany tego samolotu nazwanej PWS-24. Samolot PWS-24 wszedł do produkcji i na linii LOT-u.

Samolot napędzany był silnikiem chłodzonym powietrzem, 9-cylindrowym, gwiazdowym, Skoda Wright Whirlwind J-5, o mocy nominalnej 220 KM i mocy startowej 240 KM. Zapas paliwa — 250 l. Samolot był malowany na biało-granatowo, a płat — lakierowany bezbarwnie — był koloru drewna.

Lublin R-XI

Konkurencyjnym do samolotu PWS-21 bis był Lublin R-XI wytwórni Plage i Laśkiewicz. Prototyp jego, o znakach SP-AAC, został oblatany 8.02.1930 r. Był to, podobnie jak PWS-21 bis, górnopłat mieszanej konstrukcji, zabierający dwie osoby załogi i czterech pasażerów. Został on w 1930 r. przekazany do prób w PLL LOT. Wkrót-



Rys. 3. Lublin R-XI z 1930 r., konkurujący z PWS-21 bis

ce próby zostały przerwane, gdyż samolot został uszkodzony przez samolot sportowy, który nań wpadł. Po remoncie R-XI wykonał w 1931 r. kilka lotów i w lipcu 1931 r. został rozbity wskutek utraty prędkości po starcie.

Samolot miał silnik chłodzony powietrzem, 9-cylindrowy, gwiazdowy, Wright Whirlwind J5, o mocy nominalnej 220 KM i mocy startowej 240 KM. Zbiorniki paliwa o pojemności 300 l. Kadłub i usterzenie malowane były na srebrno z czerwonymi krawędziami, płat koloru sklejki, lakierowany bezbarwnie.

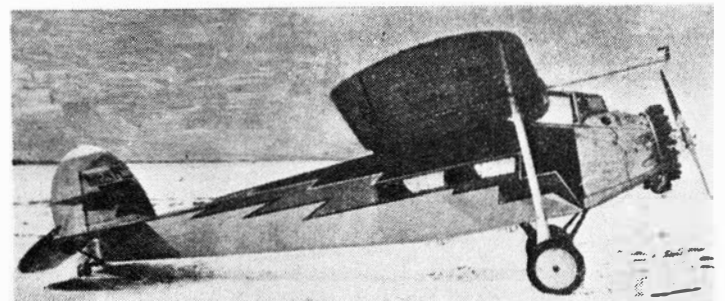
Lublin R-XVI

Na podstawie wniosków z prób samolotu R-XI polecono wytwórni Plage i Laśkiewicz w Lublinie budowę ulepszonej odmiany tego samolotu, która otrzymała oznaczenie Lublin R-XVI. Prototyp samolotu R-XVI wykonał pierwszy lot w lutym 1932 r. i w tym samym roku przeszedł stugodzinne próby w PLL LOT. Samolot pod względem osiągnął i cech eksploatacyjnych był równorzędny z PWS-24. Ponieważ miał przekroczony ciężar własny — mógł zabierać mniejszy ładunek (niż przewidziany) przy wymaganej współczynniki wytrzymałości. Samolot zwrócony wytwórni do celu wzmocnienia. W 1933 r. w wytwórni samolot otrzymał silnik Wright o mocy 365 KM. Gdy samolot powrócił do LOT-u, nie był użytkowany i w 1936 r. prototyp skasowano. Wytwórnia w oparciu o tę konstrukcję zbudowała prototyp samolotu sanitarnego R-XVIb, który otrzymał pierwszą nagrodę na Międzynarodowym Kongresie Lotnictwa Sanitarnego w Madrycie w 1933 r. Następnie wyprodukowano dla wojska 5 sanitarnych R-XVIb.

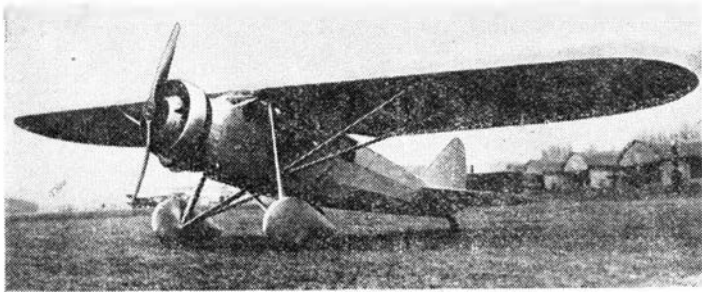
R-XVI był konstrukcji mieszanej (płat drewniany, kadłub spawany z rur stalowych). Zabierał 2 osoby załogi i 4 pasażerów. Napęd samolotu stanowił silnik Skoda Wright Whirlwind J-5 o mocy nominalnej 220 KM i mocy trwałej 240 KM, później — Wright 365 KM. Zbiorniki paliwa 250 l, normalny zapas paliwa 180 l. Samolot ma-



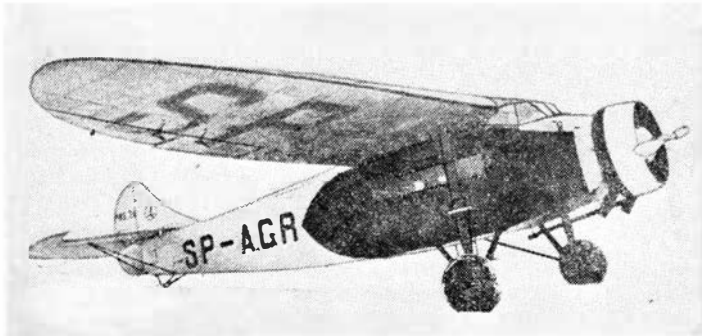
Rys. 4. PWS-21 bis z 1930 r. o niskich osiągnięciach



Rys. 5. Lublin R-XVIa (1932 r.) o zbyt małym ładunku użytecznym



Rys. 6. PZL-16 (1932 r.), konkurent PWS-24 i R-XVI. rozbity w próbach



Rys. 7. Zwycięski PWS-24 (1931 r.) zbudowany wraz z PWS-24 bis w serii 11 sztuk

lowany był w pióra beżowe, kawowe i brązowe. Płat koloru sklejki, lakierowany bezbarwnie.

PZL-16

W 1931 r. rozpoczęto w Państwowych Zakładach Lotniczych na zamówienie Ministerstwa Komunikacji opracowanie pod kierunkiem inż. Stanisława Praussa projektu modelu samolotu PZL-16 — konkurencyjnego do PWS-24 i R-XVI. PZL-16 był jednosilnikowym górnopłatem ze skrzydłami wspartymi zastrzałami, zabierającym pilota i czterech pasażerów. Został on zbudowany w oparciu o gotowe elementy (skrzydła, usterzenie, podwozie itp.) wyprodukowanego w małej serii samolotu łącznikowego PZL Ł-2. Konstrukcja samolotu była duralowo-stalowa, pokrycie płócienne. Prototyp PZL-16 został w 1932 r. podczas startu rozbity wskutek omyłkowego skrzyżowania linek lotek podczas montażu. Po wypadku prac nad tym typem zaniechano.

Samolot miał silnik chłodzony powietrzem Skoda Wright Whirlwind J-5 o mocy nominalnej 220 KM i mocy startowej 240 KM. W płacie zbiorniki paliwa o pojemności 280 l. Samolot malowany był na srebrno.

PWS-24

Samolot PWS-24 był jedynym typem polskiego samolotu pasażerskiego, który wszedł do produkcji seryjnej i przez wiele lat służył na liniach LOT-u. Samolot powstał w Podlaskiej Wytwórni Samolotów w Białej Podlaskiej. Projekt samolotu opracował inż. Stanisław Cywiński, wykorzystując doświadczenia zdobyte przy próbach prototypu PWS-21bis oraz adaptując płat od tegoż samolotu. Prototyp PWS-24 o znakach rejestracyjnych SP-AGR oraz imieniu Roman (nadanym przez LOT) został oblatany w sierpniu 1931 r. Jesienią 1931 r. samolot przeszedł próby w

Instytucie Badań Technicznych Lotnictwa w Warszawie, a w 1932 r. — stugodzinną próbę eksploatacyjną w PLL LOT.

Samolot został dodatkowo oceniony i wygrał konkurs na następcę samolotu Junkers F-13 dla LOT-u. Konkurentem samolotu PWS-24 był Lublin R-XVI, którego osiągi nie były zadowalające. Wytwórnia PWS otrzymała zamówienie na 5 samolotów PWS-24. LOT otrzymał te samoloty na początku 1933 r. i wprowadził je na linie krajowe 1.05.1933 r. Po zebraniu doświadczeń z eksploatacji samolotów PWS-24 zamówiono dalsze 5 samolotów, lecz w wersji PWS-24 bis — wyposażonej w silnik Pratt Whitney Wasp Junior TB o mocy nominalnej 400 KM. Pierwszy egzemplarz LOT otrzymał pod koniec 1934 r. a ostatni na wiosnę 1935 r. Trzy PWS-24 z silnikami Wright zostały w 1935 r. przerobione na aerofotogrametryczne. Cztery samoloty PWS-24 skasowano w końcu 1936 r., a jeden w 1938 r.

Samoloty PWS-24 bis używane były na liniach przez 1935 r. oraz pierwsze dwa miesiące 1936 r. Dwa w 1936 r. odsprzedano wojsku i jeden skasowano w 1937 r. Dwa PWS-24 bis zostały przerobione na fotogrametryczne. Służyły one do wybuchu wojny, wykonując po około 700 h lotu każdy podczas nowego życia. We wrześniu 1939 r. jeden PWS-24 bis został rozbity koło Brześcia podczas ewakuacji, a drugi dostał się do Bukaresztu, gdzie zatrzymały go władze rumuńskie, wykorzystując następnie do celów aerofotogrametrycznych.

Samoloty PWS-24 i -24 bis użytkowane były w okresie, gdy LOT posiadał nadmiernie dużą liczbę małych samolotów. Nie zastąpiły one Junkersów F-13, lecz wyszły z użytku niemal równocześnie z Junkersami. Trwałość PWS-24 była niższa niż Fokkerów F-VIIA o analogicznej konstrukcji.

PWS-24 był jednosilnikowym górnopłatem mieszanej konstrukcji. Płat miał drewniany, kryty sklejka, kadłub i usterzenie spawane z rur stalowych — kryte płótnem. Kabina załogi była 2-miejscowa. Kabina pasażerska miała 4 fotele. Tapicerka kabiny — granatowa.

W PWS-24 silnik chłodzony powietrzem, 9-cylindrowy, gwiazdowy, Skoda Wright Whirlwind J5, o mocy nominalnej 220 KM i startowej 240 KM. Śmigło dwułopatowe, metalowe, przestawialne. Zbiorniki na 260 l paliwa w środkowej części płata. W PWS-24 bis silnik chłodzony powietrzem, 9-cylindrowy, gwiazdowy, Pratt Whitney Wasp Junior TB o mocy nominalnej 400 KM i mocy startowej 420 KM. Śmigło dwułopatowe, metalowe, przestawialne.

Samoloty używane przez LOT były malowane na srebrno z ciemnobłękitnym przodem kadłuba. Płat był koloru drewna malowanego lakierem bezbarwnym. Znaki rejestracyjne i znak LOT-u — czarne.

PWS-54

W 1931 r. Ministerstwo Komunikacji ogłosiło warunki na szybki samolot pasażerski i pocztowy. Spośród projektów PZL-17 i PWS-54 wybrano do realizacji drugi z nich. Samolot PWS-54 zaprojektował inż. Zbysław Ciołkosz. Prototyp tego samolotu o znakach SP-AHY został oblatany w 1933 r. Był to jednosilnikowy wolnonośny górnopłat konstrukcji mieszanej, zabierający dwuosobową załogę i czterech pasażerów. W drugiej połowie 1933 r. został on przekazany do prób w PLL LOT. Po kilkunastu godzinach lotów próbnych został przekazany do wytwórnicy w celu dokonania poprawek. Po powrocie do LOT-u był wykorzystywany, w niedużym stopniu, do przewozu towarów. Samolot miał długi start i lądowanie oraz nie najlepsze własności w locie. Zbyt mały ciężar użyteczny samolotu przy czterech pasażerach pozwalał mu na zasięg tylko 500 km, podczas gdy wymagane minimum na liniach LOT-u wynosiło 700 km — ze względu na konieczność, w razie potrzeby, powrotu na miejsce startu. Samolot nie został zakwalifikowany do przewozu pasażerów i był dość szybko wycofany z użytku, a następnie skasowany.

Silnik chłodzony powietrzem, 9-cylindrowy, gwiazdowy, Skoda-Wright Whirlwind J-5, o mocy normalnej 220 KM i startowej 240 KM. Zapas paliwa — maksymalny 320 l, normalny 250 l. Przelotowe zużycie paliwa 60 l/h.

Samolot malowany był na srebrno z ciemnobłękitnym przodem i podwoziem. Osłona silnika — koloru blachy duralowej. Płat koloru drewna, lakierowany bezbarwnie. Znaki rejestracyjne czarne.



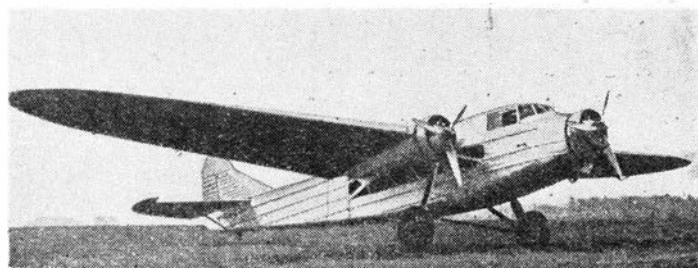
Rys. 8. Szybki pocztowy PWS-54 (1933 r.) o zbyt małym zasięgu

Nazwa	Rok	Miejsce załoga + pasaż.	Silnik [KM]	Rozpiętość [m]	Powierzchnia nośna [m ²]	Ciężar [kg]			Prędkość [km/h]			Wznoszą. [m/s]	Pułap [m]	Zasięg [km]	
						własny	użytk.	całk.	maks.	przelot.	min.				
I. Jednosilnikowe 6-miejscowe;															
Junkers F-13ca	1921	2 + 4	240	17,7	41	1150	700	1850	170	140	95	4	4000	700	
PWS-21 bis	1930	2 + 4	240	15,0	31,7	1317	683	2000	167	140	93	1,3	1300	600	
Lublin R-XI	1930	2 + 4	240	15,0	30,0	1210	733	1943	185	168	90	1,8	2800	730	
Lublin															
R-VVfa	1932	2 + 4	240	14,9	30,5	1054	546	1600	191	160	80	1,0	4460	220	
PZL-16	1932	1 + 4	210	14,1	25,8	780	670	1450	200	175	75	1	4000	800	
PWS-24	1931	2 + 4	240	15,0	31,7	1167	700	1867	185	160	85	2,2	3350	750	
PWS-54	1933	2 + 4	240	13,3	21,7	940	560	1500	231	200	102	4,5	4000	500	
Junkers F-13de	1926	2 + 4	310	17,7	44	1480	920	2400	195	155	104	4	5100	800	
PWS-21 bis	1933	2 + 4	420	15,0	31,7	1220	780	2000	225	180	95	4,2	5000	750	
II. Jednosilnikowe 8-10 miejscowe;															
Fokker F-VII															
A/IM	1925	2 + 8	487	19,3	58,5	1970	1530	3500	188	162	90	3	3600	900	
PWS-20T	1929	2 + 8	487	17,6	52,9	1940	1260	3200	178	160	93	3,4	1000	800	
Lublin R-IX	1929	2 + 6	480	17,0	76	1814	1286	3100	175	145	85	3,5	4000	700	
III. Trójcilnikowe 10-12 miejscowe;															
Fokker F-VIIB/3M															
/3M	1926	2 + 8	3 × 240	21,7	67,6	2600	1900	4500	185	162	95	3,2	3800	900	
PZL-4	1932	2 + 10	3 × 210	24,4	77	4081	1505	5586	190	170	105	2,3	2800	800	
IV. Wielocilnikowe 7-8 miejsc.															
PZL-27	1934	2 + 5	3 × 130	13,6	25,1	1470	870	2300	266	238	90	3,8	4000	700	
RWD-11	1936	2 + 6	2 × 215	15,2	25,0	1740	910	2650	305	255	95	3,8	4100	800	
V. Dwucilnikowe 14-18 miejscowe;															
DC-2	1934	2 + 14	2 × 775	25,9	87,3	5590	2260	8250	330	261	96	5,3	7090	1770	
PZL-44 Wicher	1938	4 + 14	2 × 1000	23,8	75	5990	3510	9500	374	316	110	6,1	6000	1800	
L-14 II	1937	3 + 12	2 × 850	19,9	51,2	4850	3090	7940	365	300	111	6,1	6500	2800	

PZL-4

W 1928 r. Ministerstwo Komunikacji określiło wymagania stawiane samolotowi pasażerskiemu z trzema silnikami Wright Whirlwind po 220 KM mocy, zabierającemu dwuosobową załogę i dziesięciu pasażerów. Miał to być następca Fokkera F-VIIB/3M. Z dwóch projektów — PZL-4 (oznaczonego początkowo PZL T-600) i PWS-23T — wybrano pierwszy. PZL-4 był metalowym (duralowym konstrukcji) górnopłatem, zbliżonym swą klasą do samolotów Junkers G-24 i Ford Trimotor. Samolot według projektu inż. Z. Brunera opracował zespół pod kierunkiem inż. S. Praussa. Prototyp PZL-4 o znakach SP-AGY został oblatany 8.01.1932 r. w 1933 został przekazany LOT-owi do prób. Przechodził je w latach 1933—1935. Samolot był zbyt ciężki w stosunku do założeń i nie był udany. W 1937 r. został skasowany.

Samolot napędzany był trzema silnikami 9-cylindrowymi, gwiazdowymi, chłodzonymi powietrzem, Skoda-Wright J-5A o mocy nominalnej 220 KM, a mocy startowej 240 KM. Normalny zapas paliwa 915 l. Przelotowe zużycie paliwa 180 l/h. Samolot był koloru duralu, znaki rozpoznawcze czarne.

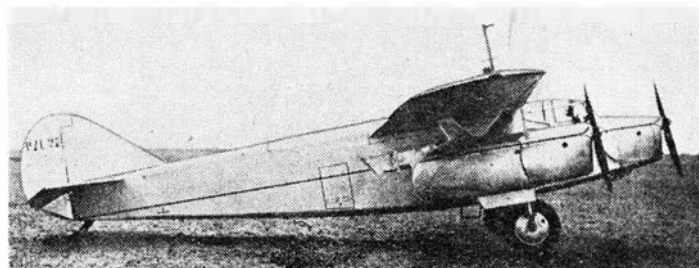


Rys. 9. Prototyp samolotu trójcilnikowego PZL-4 (1932 r.) o zbyt ciężkiej konstrukcji

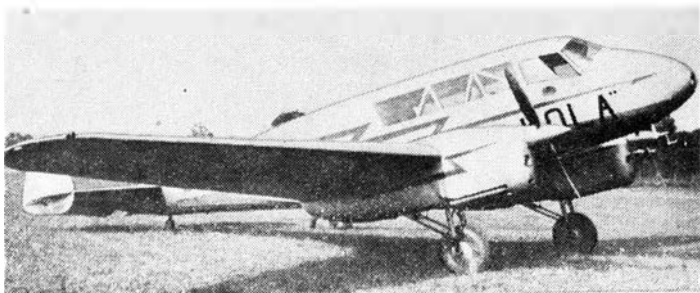
PZL-27

W 1932 r. na zamówienie Ministerstwa Komunikacji rozpoczęto w Państwowych Zakładach Lotniczych pod kierunkiem inż. Zbysława Ciołkosza projektowanie szybkiego samolotu pasażerskiego z wciąganiem podwoziem, wyposażonego w 3 silniki i zabierającego 5÷6 pasażerów. We wrześniu 1934 r. został oblatany prototyp tego samolotu o znakach rejestracyjnych SP-ANP. Był to górnopłat mieszanej konstrukcji z wciąganiem podwoziem.

Kabina załogi miała dwa fotele, pasażerska — pięć, wszystkie ustawione w jednym rzędzie w celu uzyskania dużej smukłości kadłuba. PZL w latach 1935÷1936 przeszedł 70 godzinne próby eksploatacyjne, które wykazały, że samolot ten jest przestarzały pod względem osiągnięć, ekonomii i komfortu oraz konstrukcja jego ma wady. W 1937 r. został on sprzedany wojsku dla Instytutu Technicznego Lotnictwa i wkrótce uległ rozbiciu pod Piaszcznem. Napęd stanowiły silniki de Havilland Gipsy Major po 120 KM mocy nominalnej, 130 KM mocy startowej, z drewnianymi śmigłami. Normalny zapas paliwa — 350 l. Przelotowe zużycie paliwa — 84 l/h.



Rys. 10. Siedmiomiejscowy PZL-27 z 1934 r., niezbyt udany



Rys. 11. Udany ośmiomiejscowy RWD-11 (1936 r.)

RWD-11

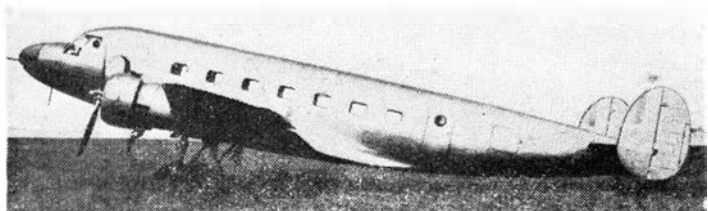
W 1933 r. w Doświadczalnych Warsztatach Lotniczych przystąpiono do opracowania projektu samolotu konkurującego z PZL-27. Samolot otrzymał oznaczenie RWD-11. Prototyp jego o znakach SP-ASX został oblatany na początku 1936 r. Był to dwusilnikowy dolnopłat z wciągającym podwoziem, zabierający dwuosobową załogę i sześciu pasażerów. Fotele ustawione były w dwa rzędy. Po próbach przeprowadzonych w Instytucie Technicznym Lotnictwa prototyp otrzymał metalowe śmigła przestawialne zamiast drewnianych, podwójne usterzenie pionowe zamiast pojedynczego oraz zmienioną tablicę przyrządów. W wyniku przeprowadzonych przeróbek samolot uzyskał prawidłową stateczność oraz sterowność, a jego własności pilotażowe i eksploatacyjne osiągnęły wysoki poziom. Samolot przeszedł ponowne próby w ITL i został uznany za bardzo udany, nowoczesny i ekonomiczny. Przewyższał on swymi własnościami samolot PZL-27. Jednakże nie został zakupiony dla LOT-u i nie przeszedł prób w PLL LOT. Był to swoisty rewanż Dowództwa Lotnictwa (od którego zależny był Departament Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji) za to, że konstruktorzy RWD nie chcieli swej wytwórni włączyć do przemysłu państwowego (podlegającego Dowództwu Lotnictwa), ani też objąć kierownictwa upaństwowionej w tym czasie wytwórni samolotów w Lublinie. Prototyp RWD-11 pozostał w wytwórni. Nie był we wrześniu 1939 r. ewakuowany do Rumunii z powodu uszkodzenia podwozia. Został on uruchomiony przez Niemców i przetransportowany do Berlina.

Samolot napędzają dwa, chłodzone powietrzem, 4-cylindrowe, rzędowe silniki Walter Major 6 po 200 KM mocy nominalnej i 215 KM mocy startowej. Normalny zapas paliwa 280 l.

PZL-44 Wicher

W 1935 r. Państwowe Zakłady Lotnicze w Warszawie otrzymały zamówienie na nowoczesny metalowy dwusilnikowy samolot pasażerski, zabierający 14 pasażerów, przewyższający trochę swymi osiągnięciami samolot Douglas DC-2. Miał rozwijać prędkość przelotową 324 km/h na wysokości 4000 m. Według tych wymagań został zaprojektowany pod kierunkiem inż. W. Jakimiuka samolot PZL-44 Wicher. Wykonanie prototypu, planowane na 1 września 1937 r., opóźniło się. Pierwszy lot Wichra o znakach SP-BPJ odbył się 12 marca 1938 r. Po przejściu prób w ITL-u samolot otrzymał wykończenie wnętrza kabiny pasażerskiej.

PZL-44 był metalowym dolnopłatem z wciągającym podwoziem i podwójnym usterzeniem pionowym. Kabina załogi czteromiejscowa (dwóch pilotów, radiotelegrafista i mechanik). Samolot miał komplet wyposażenia radiowego i nawigacyjnego do lotów bez widoczności oraz był wyposażony w autopilota. Nowocześnie wyposażona kabina pasażerów miała nastawne fotele w dwóch rzędach po 7 sztuk. Za kabiną pasażerską znajdował się bufet i toaleta. Kabina była ogrzewana, wentylowana oraz oświetlana. Samolot miał klapy do lądowania.



Rys. 12. Osiemnastomiejscowy PZL-44 Wicher (1938 r.)

Na wiosnę 1939 r. Wicher rozpoczął próbną eksploatację w PLL LOT. We wrześniu 1939 r. podczas ewakuacji został z powodu lekkiego uszkodzenia podwozia pozostawiony na lotnisku we Lwowie. Uruchomiony przez pilotów radzieckich został przetransportowany do Moskwy. Prototyp Wichra nie spełnił wszystkich postawionych mu wymagań. Prędkość przelotu była mniejsza o 30 km/h od przewidywanej. Osiągami swymi przewyższał Douglasa DC-2, a ustępował Lockheedowi L-14 H. LOT zamówił 4 Wichry z terminem dostawy w 1940 r. Cena samolotu miała wynosić 600 000 zł, gdyż budowa tak małej serii nigdy nie jest opłacalna. Równocześnie firma Lockheed zaproponowała Polsce licencję samolotów Lockheed L-14H z prawem wyłącznej sprzedaży na Europę oraz sprzedaż PLL LOT dalszych samolotów L-14 H po 450 000 zł i ponadto rabat 25%. Były to niewątpliwie propozycje atrakcyjne z ekonomicznego punktu widzenia. LOT starał się w tej sytuacji wycofać zamówienie na Wichry, a polskie władze lotnicze zgodziły się nie obciążać zamówienie serijnych Wichrów kosztami opracowania prototypów (co obniżyło ich cenę do 372 000 zł), by poprzeć polską produkcję. LOT rozpoczął wówczas starania o zgodę na wycofanie zamówienia na Wichry. PZL przyjął te propozycje przed samym wybuchem wojny ze względu na duże obciążenie zamówieniami dla wojska.

Napęd samolotu stanowiły dwa silniki Wright Cyclone GR-1820 G2 po 850 KM mocy nominalnej i 1000 KM mocy startowej, ze śmigłami somoprzestawialnymi. Normalny zapas paliwa 180 l, maksymalny 2200 l. przelotowe zużycie paliwa 320 l/h.

Samolot był koloru srebrnego blachy duralowej. Znaki rejestracyjne czarne.

Przy spojrzeniu na całokształt polskich poczynąń w dziedzinie konstrukcji samolotów pasażerskich zwraca uwagę niewspółmiernie duża liczba prototypów w stosunku do liczby typów wprowadzonych do produkcji i użytkowania. Zazwyczaj w przemyśle lotniczym około 30% prototypów staje się wzorcami do produkcji. W tym wypadku mamy tylko 9%. Złożyło się na to kilka czynników. W okresie międzywojennym prototypy zamawiał Departament Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji, dając pod wpływem Dowództwa Lotnictwa do korzystania ze sprzętu krajowej produkcji. Polityka zamówień nie była dostatecznie przemyślana. Warunki stawiane konstruktorom nie wybiegały dostatecznie naprzód w stosunku do sprzętu użytkowanego. Nie przewidywano — występującej w rzeczywistości — zmiany klasy samolotów służących do obsługi linii krajowych i zagranicznych oraz stałego wzrostu liczby miejsc pasażerów w samolocie. Ponadto nie dążono do stałego doskonalenia samolotów jednej klasy, lecz niemal przy każdym zamówieniu zamawiano inny rodzaj samolotu. Tymczasem rzadko zdarza się, by prototyp był od razu udaną konstrukcją i zazwyczaj dopiero następna wersja rozwojowa jest samolotem spełniającym stawiane przez użytkownika wymagania. Taka droga rozwoju typu została zrealizowana u nas tylko w wypadku samolotu PWS-24 i dała dobry rezultat. O losach udanego samolotu RWD-11 zdecydowały czynniki uboczne. Problem Wichra — mającego dane ku temu, by być dobrym samolotem — też był niełatwy, ze względów ekonomicznych. PLL LOT przed wojną niechętnie odnosiły się do krajowych konstrukcji, chcąc użytkować maksymalnie bezpieczny sprzęt. LOT wymagał by sprzęt był:

- dopracowany już w stadium pierwszego prototypu,
- dostatecznie pewny i wypróbowany,
- miał bardzo dobre własności pilotażowe i eksploatacyjne (które m. in. są wynikiem doświadczeń zebranych przez użytkownika samolotu),
- dorównywał konstrukcją zagranicznym ze względu na konkurencję między przewoźnikami lotniczymi.

Można jednak zauważyć, że w stosunku do kupowanych samolotów zagranicznych nie zawsze w pełni był przestrzegany warunek nabywania sprzętu dostatecznie wypróbowanego (np. Lockheed L-14H).

Oceniając polskie samoloty pasażerskie dwudziestolecia międzywojennego należy też mieć na uwadze fakt, że nasze konstrukcje z lat 1929—1934 należały do pierwszego pokolenia samolotów opracowanych przez nasz przemysł lotniczy i były zarazem pierwszymi samolotami pasażerskimi projektowanymi przez naszych konstruktorów.

Natomiast samoloty z lat 1936—1938 — RWD-11 i PZL-44 Wicher — były wytworami biur konstrukcyjnych o dużym doświadczeniu. Dlatego poziomem technicznym odpowiadały samolotom zagranicznym z tych lat.

Roczny spis treści TLiA 1976

Tematyczny spis treści

	Nr	Str.		Nr	Str.
Aerodynamika i mechanika lotu					
Oslabienie fali uderzeniowej przy prędkościach przydźwiękowych — oprac. W. Zaremba	1	30	Grob G-102 Astir CS	7-8	23
Skrzydło o wysuwanej naddźwiękowej krawędzi natarcia — oprac. W. Zaremba	3	40	Boeing 727-200	7-8	25
Analiza manewrów prowadzących do niesłyszalności fali uderzeniowej — R. Makarewicz	4	26	Jakowlew Jak 18T	9	19
Możliwości zmniejszenia oporu śmigłowców — Z. Brodzki	7-8	17	De Havilland Canada DHC-7 Dash 7	9	21
Dobór geometrycznego kształtu kanału przepływowego odpylacza promieniowego — S. Szczeciński, R. Wiątręk	7-8	40	Z-75	10	15
			Fournier RF-6B	10	17
			Partenavia P 58 B Victor	11	19
			GRUMMAN OV-1 Mohawk	11	21
			ZLIN Z-50 L	12	15
			BEECHCRAFT T-34C TURBO MENTOR	12	17
Eksplotacja					
Sposób przechwytywania ciał obcych dostających się do tuneli wlotowych silników odrzutowych — R. Szczepanik	1	27	Książki lotnicze		
Metoda oceny przegrzania łopatek turbin silników odrzutowych wykonanych ze stopu HN77TJUR — Z. Raczynski, I. Szuba, A. Siwy	1	28	1 — 16 i III okł., 2 — 32, 3 — 30, 6 — III okł., 7-8 22 i 33, 9-40 11-34		
			LOT — problemy		
			Oplacalność tankowania paliwa w ilości większej niż potrzebna do bezpiecznego wykonania lotu — B. Piątkowski	1	33
			Odejście na drugi krąg w świetle przepisów o drugiej kategorii lądowań. Część II — T. Smolicz	1	23
			Kryteria rozmieszczenia przyrządów w kabinie załogi — T. Smolicz	2	20
			Problemy lokalizacji i usuwania usterek sprzętu lotniczego — A. Stodownik	4	27
			Charakterystyki techniczno-ekonomiczne współczesnych samolotów komunikacyjnych — K. Rzemek	6	19
			Monitorowane zbliżanie jako wstępny etap treningu pilotów do II kategorii lądowań — T. Smolicz	7-8	31
			Podstawy projektowania współczesnych systemów obsługi technicznej samolotów — A. Stodownik	9	27
			Pomoce konstrukcyjne		
			Analiza ciężarowa konstrukcji płatowca — R. C.		
			Część II	1	17
			Część III	2	13
			Analiza płaskiego i przestrzennego stanu naprężeń. Obliczenie sprężyn śrubowych — R. C.	1	23
			Pneumatyki kół lotniczych — R. C.	4	13
			Profil GA(W)-1 — R. S.	6	13
			Dynamika konstrukcji. Łożyska pracujące bez smaru — A. K.	7-8	20
			Transformacja Eulera. Zależności między prędkością, przyspieszeniem, amplitudą i częstością w ruchu harmonicznym — R. S.	8	17
			Łożyska toczne w układach sterowania samolotem — M. Łata	10	13
			Obliczenia aerodynamiczne instalacji powietrznej — A. Tarnogrodzki, J. Pyzik	11	23
			Obliczanie łożyskowania kół samolotów — M. Łata	12	19
			Polskie patenty lotnicze		
			3 — 13, 9 — 37, 11 — 14		
			Problemy rozwoju lotnictwa		
			Śmigłowce wytwórni zachodnioeuropejskich. Część III — W. Waškowski	1	3
			Przyszłość zachodnioeuropejskiego przemysłu śmigłowcowego — W. Waškowski	2	8
			Wpływ kryzysu paliwowego na przyspieszenie postępu technicznego w lotnictwie — J. Staszek	3	4
			Turbinowe silniki śmigłowcowe — W. Waškowski		
			Część I	3	10
			Część II	4	7
			Postęp techniczny w budowie samolotów w aspekcie oszczędności paliwowych — J. Staszek	4	19
Kartoteka TLiA					
SEPECAT Jaguar	1	19			
McDonnell-Douglas DC-9	1	21			
H 101 Salto	2	15			
Antonow An-12	2	17			
Start + flug Hippie	3	19			
Dassault Mirage F-1C	3	21			
Schweizer SGS 1-34	4	15			
RFB Fanliner	4	17			
PZL-104 Wilga 35	5	19			
PZL-106A Kruk	5	21			
An-2	5	23			
Mi-2	5	25			
TS-11 Iskra	5	27			
Mil Mi-6	6	15			
Kawasaki C-1	6	17			

	Nr	Str.
Amerykańskie wytwórnie turbinowych silników śmigłowcowych — W. Waškowski	0	3
Amerykańskie wytwórnie silników śmigłowcowych i ich silniki — W. Waškowski	7-8	10
Najleższe śmigłowce tłokowe i turbinowe — W. Waškowski	9	3
Przyszła rola śmigłowców jako broni piechoty — W. Waškowski	10	3
Śmigłowce szturmowe zadania i wymagania — W. Waškowski	11	5
Rozwój koncepcji śmigłowców szturmowych — W. Waškowski	12	3

Problemy ruchu lotniczego i lotnisk

Port lotniczy Paris Nord-Roissy en France — Charles de Gaulle — ruch lotniczy i urzędzenia zapewnijące sprawność jego działania — J. Smoleński	2	23
Zasilanie w energię elektryczną i oświetlenie nawigacyjne lotnisk — J. Konieczny, A. Niwiński	3	17
Wpływ transportu lotniczego na rozwój Warszawy — A. Ruciński		
Część I	6	11
Część II	7-8	34
Problem rozpraszania mgły na lotniskach komunikacyjnych — W. Krysiak	9	23
Zastosowanie metody ultradźwiękowej do badania oceny płyt betonowych nawierzchni lotniskowych — T. Flasilier	10	23
System zautomatyzowanego przetwarzania radiolokacyjnej informacji meteorologicznej — M. Marcinek	10	25
Walka z hałasem lotniska Heathrow — B. Piatkowski	11	15
Projektowany system zbierania informacji o uszkodzeniach nawierzchni lotniskowych — R. Grzywacz, P. Nita	12	22

Różne

Uchwała Aktywu Partyjno-Społecznego Lotnictwa Cywilnego	1	30
Uniwersytet Lotniczy im. T. H. Embry i J. P. Riddle w Daytona-Beach — K. Oczóś	4	25
Produkcja samolotów i śmigłowców w Polsce — A. Glass	5	5
Polski przemysł lotniczy — K. Dąbrowski	5	14
Wspomnienie o prof. F. Janiku — W. Z. Stanisław Rogalski — W. Z.	7-8	48
Inżynier W. J. Jakimiuk — W. Z.	9	36
Szkolnictwo zawodowe w lotnictwie cywilnym	10	14
Informacje dla autorów	11	34
	2, 4, 9	III okł.

Silniki i rakiety

Turbinowe silniki śmigłowcowe — W. Waškowski		
Część I	3	10
Część II	4	7
Turbinowe silniki odrzutowe samolotów szkolnych — J. Kucharski	12	3
Zastosowanie badań symulacyjnych w procesie projektowania i dopracowywania układów paliwowo-regulacyjnych lotniczych silników turbinowych — M. Chrobot, A. Hager	11	32
Pożłig łożysk z obu wirującymi bieżniami w silnikach dwuwirnikowych ze sprzężarką osiową — M. Ostapkowicz	11	29

Statystyka lotnicza

Siły lotnicze na świecie — I. O. Europa Zachodnia 1, 2, 3, 4, 6	4	
Ceny samolotów lekkich USA w 1974 i 1975 r. Ceny samolotów lekkich francuskich i CSRS w 1975 r. Samoloty rolnicze USA — ceny — I. O.	5	4
Siły lotnicze na świecie. Afryka	7-8, 9, 10	4
Azja	10, 11, 12	4

Techiczny słownik lotniczy

Usterki	1	31
Aerostaty	2	19

	Nr	Str.
Niemiecka gwara lotnicza	3	29
Angielska gwara lotnicza. Część I	4	23
Część II	5	40
Część III	7-8	47
Główne terminy francuskie. Część I	6	31
Część II	9	35
Część III	10	22
Część IV	12	21
Skróty francuskie	11	37

Technologia i materiały

Stan i kierunki rozwojowe stopów żarowytrzymałych stosowanych w lotniczych silnikach turbinowych — J. Chodorowski, W. Zalewski	1	32
Ocena wpływu spawania łukowego w osłonie argonu na własności mechaniczne blachy żaroodpornej EI435 typu nimonik — R. Szczepanik, W. Anianowicz	3	31
Wykonywanie gwintu w małych otworach nieprzelotowych w stopie aluminium — II. Latoś, M. Piwański, W. Rozwadowski	9	32
Problemy technologiczne przy produkcji łopatek sprzężarkowych — A. Gołędzinowski	4	24
Niektóre skutki umacniania pióra łopatki zgnotem powietrzchniowym — A. Gołędzinowski	7-8	36

Trybuna Lotników

Perspektywy wykorzystania lotnictwa w Polsce — J. Lasoń	1	1
Społeczno-ekonomiczne przesłanki rozwoju lotnictwa cywilnego w Polsce — J. Lasoń	2	1
Maksymalne wykorzystanie rezerw	3	1
Perspektywy zbytu i rozwoju An-2 — A. Glass	4	1
Optymalizacja decyzji — źródłem rezerw	6	1
Wiedza technologiczna i eksploatacyjna konstruktora — A. Glass	7-8	1
Rola majstra i „know how” — A. Glass	9	1
VII Kongres Techników Polskich	10	1
Polak potrafi	11	1
Postęp techniczny w lotnictwie	12	1

Wyposażenie i osprzęt

Informacyjne problemy ergonomii lotniczej — J. Morawski	1	11
Szybowcowe przyrządy pokładowe — E. Babiasz		
Część I	3	31
Część II	4	22
Dziś i jutro systemów dyspozycyjnego sterowania śmigłowców cywilnych — E. Maliński	7-8	12
Część I	9	9
Część II	9	9
Przeciwoślizgowe układy hamowania samolotów — J. Pruss	11	11

Wytrzymałość

Zawieszenie samolotu podczas prób rezonansowych — W. Wiśniowski	3	25
Przyczyny urywania się zabieraków sprzężarek odśrodkowych w silnikach typu Lis — E. Gruszczynski, M. Stukonis, H. Ziemba	4	29
Niektóre problemy korozji elementów samolotów wykonanych ze stopów aluminium — E. Sitko, W. Wyrwa	11	26
Badania wpływu temperatury starzenia na własności wytrzymałościowe stopu EJ437B — Z. Raczyński, J. Brykczynski	12	12

Ż działalności Sekcji Lotniczych SIMP i SITK

1 — 30 i III okł., 2 — 12, 3 — III okł., 4 — 24, 6 — 10, 7-8 — 46, 9 — 15, 10 — 13, 11 — 40, 12 — III okł.		
--	--	--

Z dziejów polskiej techniki lotniczej

Samolot rozpoznawczo-bombardujący PZL-46 Sum — A. Glass	1	38
--	---	----

	Nr	Str.
Szybowce Szczepana Grzeszczyka — A. Glass .	2	29
Jak wyglądał „latający smok” Tita Livia Burattiniego — K. Targosz	3	37
Samolot słabosilnikowy MIP Smyk — A. Glass .	4	30
Słynne polskie samoloty z lat międzywojennych — A. Glass	5	35
Pierwszy latający polski śmigłowiec BZ-1 GIL — A. Glass	6	28
Instytut Lotnictwa — pół wieku w służbie polskich skrzydeł — J. Grzegorzewski .	7-8	5
Myśliwce Puławskiego PZL P-6 i P-7 — A. Glass	7-8	43
PZL Ł-2 — samolot pierwszego polskiego rajdu dookoła Afryki — A. Glass	9	38
Polskie Linie Lotnicze LOT we wrześniu 1939 r. — A. Glass	10	28
JD-2 — pierwszy polski seryjny samolot sportowy — A. Glass	11	38
Samoloty pasażerskie polskiej konstrukcji (1924—1939) — A. Glass .	12	24

Z kraju. Ze świata

Nr 1, 2, 3, 4, 5, 6, 7-8, 9, 10, 11, 12 — s. 2

Okładka

Samolot PZL-46 Sum — rys. K. Cieślak	1
Samolot An-12 — rys. K. Cieślak .	2

	Nr	Str.
„Smok latający” T. Burattiniego z 1648 r. — rys. K. Cieślak	3	37
Samolot słabosilnikowy Smyk — rys. K. Cieślak	4	30
Samoloty rolnicze An 2, PZL-106A Kruk — M-15 rys. K. Cieślak	5	35
Śmigłowiec Mi-6 — rys. K. Cieślak	6	28
Samoloty myśliwskie PZL P-6 i P-7 — rys. K. Cieślak .	7-8	5
Samolot S-4 Kania 3 — rys. K. Cieślak	9	43
Samoloty PLL LOT do 1939 r.: Lockheed L-10A Electra, Douglas DC-2, Lockheed L-14H — rys. K. Cieślak	10	38
Śmigłowce SM-2 — rys. K. Cieślak	11	24
Samolot sportowy JD-2bis Adepcia — rys. K. Cieślak	12	

Reklamy PEZETEL

An-2	1	IV okł.
AG aviation services PEZETEL	2	IV okł.
PZL-3S 600 HP .	3	IV okł.
SZD-45 Ogar .	4	IV okł.
FZL aircraft in 40 countries	5	IV okł.
PZL-106A Kruk	6	IV okł.
Wilga 35	7-8	IV okł.
ASZ-62IR	9	IV okł.
SZD-30A Pirat	10	IV okł.
SZD-41A Jantar Standard	11	IV okł.
PZL-Franklin 4A-235 B3 .	12	IV okł.

Alfabetyczny wykaz autorów

A

Anianowicz Włodzimierz — patrz: Szczepanik Ryszard	3	34
---	---	----

B

Babiasz Edward: Szybowce przyrządy pokładowe.		
Część I	3	31
Część II	6	22
Brodzki Zdzisław: Śmigłowcowe łożyska elastomerowe	3	14
Możliwości zmniejszenia oporu śmigłowców	7-8	17
Brykczyński Józef — patrz: Raczyński Zygmunt	7-8	17
Brzeska Magdalena: Polskie lotnictwo rolnicze	5	32
Burczak Wiesław: fs-29 — szybowiec z płatem teleskopowym	3	5

C

Chodorowski Jan, Zalewski Wiesław: Stan i kierunki rozwojowe stopów żarowytrzymałych stosowanych w lotniczych silnikach turbinowych	1	32
Chrobot Mirosław, Hager Aleksander: Zastosowanie badań symulacyjnych w procesie projektowania i dopracowywania układów paliwowo-regulacyjnych lotniczych silników turbinowych .	11	32

D

Dąbrowski Kazimierz: Polski przemysł lotniczy .	5	14
---	---	----

F

Flassier Tadeusz: Zastosowanie metody ultradźwiękowej do badania i oceny płyt betonowych nawierzchni lotniskowych	10	23
---	----	----

G

Glass Andrzej: Samolot rozpoznawczo-bombardujący PZL-46 Sum	1	38
Szybowce SG Szczepana Grzeszczyka	2	29
Perspektywy zbytu i rozwoju An-2 .	4	

Samolot słabosilnikowy MIP Smyk	4	30
Produkcja samolotów i śmigłowców w Polsce	5	5
Słynne polskie samoloty z lat międzywojennych	5	35
Pierwszy latający polski śmigłowiec BZ-1 GIL .	6	28
Wiedza technologiczna i eksploatacyjna konstruktora	7-8	1
Myśliwce Puławskiego PZL P-6 i P-7 .	7-8	43
Rola majstra i „know how” .	9	1
PZL Ł-2 — samolot pierwszego polskiego rajdu dookoła Afryki .	9	38
Polskie Linie Lotnicze LOT we wrześniu 1939 r.	10	28
Polak potrafi	11	1
JD-2 — pierwszy polski seryjny samolot sportowy	11	38
Postęp techniczny w lotnictwie	12	1
Samoloty pasażerskie polskiej konstrukcji (1924—1939)	12	38

Goleźdźcinowski Antoni: Problemy technologiczne przy produkcji łopatek sprężarkowych .	6	24
Niektóre skutki umacniania pióra łopatką zgniotem powierzchniowym	7-8	36

Gruszczynski Emil, Stukonis Mieczysław, Ziemia Helena: Przyczyny urwania się zabieraków sprężarek odśrodkowych w silnikach typu Lis	9	29
---	---	----

Grzegorzewski Jerzy: Instytut Lotnictwa — pół wieku w służbie polskich skrzydeł	7-8	5
---	-----	---

Grzywacz Ryszard, Nita Piotr: Projektowany system zbierania informacji o uszkodzeniach nawierzchni lotniskowych .	12	22
---	----	----

H

Hager Aleksander — patrz: Chrobot Mirosław .	11	32
---	----	----

J

Janusz Mieczysław: Stabilizacja wysypu i transportu pneumatycznego chemikaliów sypkich ze zbiornika samolotu za pomocą aeryzacji	11	9
--	----	---

K

Konarska Maria — patrz: Markiewicz Lech	1	13
Konieczny Jerzy, Niwiński Andrzej: Zasilanie w energię elektryczną i oświetlenie nawigacyjne lotnisk	3	17

Koradecka Danuta — patrz: Markiewicz Lech	1	13
Kosiol Ryszard: Rozwój polskich śmigłowcowych usług rolniczych	5	29
Kostia Tadeusz: An-2R i Mi-2 jako maszyny rolnicze	10	8
Królikiewicz Tadeusz: Samoloty i śmigłowce na XXXI Salonie Lotniczym w Paryżu	2	3
Krysiak Wacław: Problem rozpraszania mgły na lotniskach komunikacyjnych	9	23
Kucharski Jerzy: Turbinowe silniki odrzutowe samolotów szkolnych	12	11

L

Lasoń Jan: Perspektywy wykorzystania lotnictwa w Polsce	1	1
Spoleczno-ekonomiczne przesłanki rozwoju lotnictwa cywilnego w Polsce	2	1
Latoś Hubert, Piwański Marcin, Rozwadowski Witold: Wykonywanie gwintu w małych otworach nieprzelotowych w stopie aluminium	32	32

Ł

Łata Marek: Łożyska toczne w układach sterowania samolotem	10	19
Obliczanie łożyskowania kół samolotów	12	19

M

Makarewicz Rufin: Analiza manewrów prowadzących do niesłyszalności fali uderzeniowej	6	26
Maliński Eugeniusz: Dziś i jutro systemów dyspozycyjnego sterowania śmigłowców cywilnych. Część I	7-8	12
Część II	9	9
Marcinek Marian: System zautomatyzowanego przetwarzania radiolokacyjnej informacji meteorologicznej	10	25
Markiewicz Lech, Koradecka Danuta, Konarska Maria: Ocena obciążenia organizmu pilota podczas lotów agrotechnicznych na podstawie badań fizjologicznych	1	13
Morawski Janusz M.: Informacyjne problemy ergonomii lotniczej	1	11

N

Nita Piotr — patrz: Grzywacz Ryszard	12	8
Niwiński Andrzej — patrz: Konieczny Jerzy	3	17

O

Oczoś Kazimierz: Uniwersytet Lotniczy im. T.H. Embry i J.P. Riddle w Daytona-Beach (USA)	4	25
Ostapkowicz Mirosław: Poślizg łożysk z obu wirującymi bieżniami w silnikach dwuwirnikowych ze sprzężarką osiową	11	29

P

Piątkowski Bogdan: Oplacalność tankowania paliwa w ilości większej niż potrzebna do bezpiecznego wykonania lotu	1	23
Walka z hałasem lotniska Heathrow	11	15
Piwański Marcin — patrz: Latoś Hubert	9	32
Piwovarczyk Tadeusz: Narty lotnicze. Część I	4	5
Część II	6	7
Pruss Jerzy: Przeciwoślizgowe układy hamowania samolotów	11	11
Pyzik Janusz — patrz: Tarnogrodzki Antoni	11	23

R

Raczyński Zygmunt, Szuba Iwona, Siwy Andrzej: Metoda oceny przegrzania łopatek turbin silników odrzutowych wykonanych ze stopu HN77TJUR	1	28
Raczyński Zygmunt, Brykczyński Józef: Badania wpływu temperatury starzenia na własności wytrzymałościowe stopu EJ437B	12	12
Rozwadowski Witold — patrz: Latoś Hubert	9	32

Ruciński Andrzej: Wpływ transportu lotniczego na rozwój Warszawy. Część I	6	11
Część II	7-8	34
Rzemek Kazimierz: Charakterystyki techniczno-ekonomiczne współczesnych samolotów komunikacyjnych	6	15

S

Sitko Eugeniusz, Wyrwa Wiesław: Niektóre problemy korozji elementów samolotów wykonanych ze stopów aluminium	11	11
Siwy Andrzej — patrz: Raczyński Zygmunt	1	28
Słodownik Andrzej: Problemy lokalizacji usuwania usterek sprzętu lotniczego	4	27
Podstawy projektowania współczesnych systemów obsługi technicznej samolotów	1	27
Smoleński Jan: Port lotniczy Paris Nord — Roissy en France — Charles de Gaulle — ruch lotniczy i urządzenia zapewniające sprawność jego działania	2	25
Smolicz Tomasz: Odejście na drugi krąg w świetle przepisów o drugiej kategorii lądowań. Część II	1	25
Kryteria rozmieszczenia przyrządów w kabine załogi	2	20
Monitorowane zbliżanie jako wstępny etap treningu pilotów do II kategorii lądowań	7-8	31
Staszek Jan: Wpływ kryzysu paliwowego na przyspieszenie postępu technicznego w lotnictwie	2	11
Postęp techniczny w budowie samolotów w aspekcie oszczędności paliwowych	4	19
Stukonis Mieczysław — patrz: Gruszczyński Emil	9	29
Szczeciński Stefan, Wiatrek Ryszard: Dobór geometrycznego kształtu kanału przepływowego odpylacza promieniowego	7-8	40
Szczepanik Ryszard: Sposób przechwytywania ciał obcych dostających się do tuneli wlotowych silników odrzutowych	1	27
Szczepanik Ryszard, Anianowicz Włodzimierz: Ocena wpływu spawania łukowego w osłonie argonu na własności mechaniczne blachy żaroodpornej EI435 typu nimonic	3	34
Szuba Iwona — patrz: Raczyński Zygmunt	1	28

T

Targosz Karolina: Jak wyglądał „latający smok” Tita Livia Burattiniego	3	37
Tarnogrodzki Antoni, Pyzik Janusz: Obliczenia aerodynamiczne instalacji powietrznej	11	23

W

Wańkowski Włodzimierz: Śmigłowce wytwórni zachodnioeuropejskich. Część III	1	5
Przyszłość zachodnioeuropejskiego przemysłu śmigłowcowego	2	11
Turbinowe silniki śmigłowcowe. Część I	3	10
Część II	4	7
Amerykańskie wytwórnie turbinowych silników śmigłowcowych	6	6
Amerykańskie wytwórnie silników śmigłowcowych i ich silniki	7-8	10
Najbliższe śmigłowce tłokowe i turbinowe	9	5
Przyszła rola śmigłowców jako broni piechoty	10	5
Śmigłowce szturmowe — zadania i wymagania	11	5
Rzecz o koncepcji śmigłowców szturmowych	12	3
Wiatrek Ryszard — patrz: Szczeciński Stefan	7-8	40
Wiśniowski Witold: Zawieszenie samolotu podczas prób rezonansowych	3	25
Witkowski Ryszard: Próby śmigłowców rolniczych w Instytucie Lotnictwa. Część I	2	27
Część II	3	27
Część III	4	10
Część IV	7-8	38
Wyrwa Wiesław — patrz: Sitko Eugeniusz	11	26

Z

Zalewski Wiesław — patrz: Chodorowski Jan	1	32
Zaremba Wacław: Osłabienie fali uderzeniowej przy prędkościach przydźwiękowych	1	26
Skrzydło o wysuwanej naddźwiękowej krawędzi natarcia	3	40
Ziemia Helena — patrz: Gruszczyński Emil	9	29

WAŚKOWSKI W.

Konzeptionsentwicklung der Schlachthubschrauber

Der Autor stellt in dem sukzessiven Artikel über die Militärhubschrauber dar; die Konzeptionsentwicklung der Schlachthubschrauber, anfangend mit den bewaffenen Mehrzweckhubschraubern UH-1 Iroquois bis zu den Schlachthubschraubern AH-1S. Es wurde seine Bewaffnung, besonders die drahtgelenkten Geschosse TOW dargestellt.

KUCHARSKI J.

Die Turbinenluft-Strahltriebwerke der Schulflugzeuge

Es wurde die Entwicklung der in den Schul-, Trainings- und Schulkampfflugzeugen angewandten TL-Triebwerke analysiert. Es wurde die bearbeiteten Typen der Ein- und Doppelstromtriebwerke beschrieben, wie auch seine Betriebsparameter, Kosten und Produktionsmenge vergleicht.

RACZYŃSKI Z., BRYKCZYŃSKI J.

Untersuchungen über den Einfluss der Warmlagerntemperatur auf die Festigkeitseigenschaften der EJ437B Legierung

Es wurde — auf Grund der eigenen Untersuchungen und der Literatur — der Einfluss der Warmlagerntemperatur- und -zeit auf die Struktur der EJ437B Legierung ermittelt; EJ437B ist für die Herstellung von den Turbinenschaufeln und-läufern der Luftfahrttriebwerke verwendet.

GRZYWACZ R., NITA P.

Ein entworfenes System der Informationssammlung über die Flugplatzbelag-Beschädigungen

Eine Methode der Sammlung und Analyse von den Informationen über die Flugplatzbelag-Beschädigungen. Es wurde die Arbeit des Belags analysiert, was das Unternehmen der neuen technischen Lösungen von den Flugplatzbelägen und das Rationalisieren der Flugplatzobjekte-Bedienung ermöglicht.

GLASS A.

Verkehrsflugzeuge von polonischen Konstruktion (1924-1939)

Es wurde die Geschichte der Prototypen von den in Polen während der 1924—1939 Jahre gebauten Verkehrsflugzeugen dargestellt. Von den gebauten 12 Typen nur in PWS-24 Flugzeug, serienhergestellt war. Es wurde die Ursachen dieses Faktum analysiert.

WAŚKOWSKI WŁ.

Развитие концепции использования штурмовых вертолетов

В очередной статье о военных вертолетах автор показывает развитие концепции боевых вертолетов, начиная с вооруженных многоместных вертолетов УН-1 Ирокез, до штурмовые АН-1С. Описывается также вооружение вертолетов, включая управляемые снаряды.

KUCHARSKI J.

Газотурбинные двигатели учебных самолетов

Анализ развития газотурбинных двигателей применяющихся в учебных, тренировочных и учебно-боевых самолетах. Типы разработанных одно- и двухконтурных двигателей, сравнение эксплуатационных параметров, стоимости и величины продукции.

RACZYŃSKI Z., BRYKCYŃSKI J.

Исследование влияния температуры старения на прочность сплава EJ437B

Определение — на основе собственных испытаний и литературных данных — влияния температуры и времени старения на структуру сплава EJ437B, применяемого для изготовления лопаток и дисков газовых турбин авиадвигателей.

GRZYWACZ R., NITA P.

Проект системы сбора данных о повреждениях покрытия аэродромов

Метод сбора и обработки данных о повреждениях покрытия аэродромов. Анализ работы покрытия, новые технические решения в области покрытий аэродромов и улучшение обслуживания объектов на аэродроме.

GLASS A.

Пассажирские самолеты польской конструкции (1924—1939)

История постройки прототипов пассажирских самолетов в Польше в течении междувоенного двадцатилетия. Среди построенных 12 типов в производство вошел один, PWS-24. Статья описывает причины этого факта.

Spotkanie z dyrektorem ZPLiS — PZL

W kwietniu br. Prezydium Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP spotkało się z Naczelnym Dyrektorem Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego, inż. Krzysztofem Kuczyńskim. Do spotkania (przewidzianego planem działania Zarządu Sekcji) doszło w celu omówienia spraw mających istotne znaczenie zarówno dla przemysłu lotniczego, jak również dla naszego społecznego środowiska inżynierów i techników stowarzyszonych w SIMP. W świetle oficjalnego oświadczenia złożonego SIMP-owcom na zebraniu w NOT w dniu 19 lutego 1976 r., tego rodzaju współpraca jest oczekiwana przez Kierownictwo Partii i Rządu PRL.

Członkowie Prezydium przedstawili Dyrektorowi Zjednoczenia mapkę kraju, na której naniesiono rozmieszczenie istniejących i przyszłych ogniw Sekcji Lotniczej SIMP, omówili aktywa Sekcji, jej plan działania w 1976 r., zakres potencjalnych możliwości współpracy ZPLiS — SL SIMP oraz rolę i sytuację naszego miesięcznika jako organu Sekcji.

W drugiej części spotkania poruszono problemy, które nurtują lotnicze środowisko SIMP. Omówiono następujące podstawowe zagadnienia:

- pomoc ze strony SIMP w wypracowywaniu elementów istotnych dla podejmowania decyzji w zakresie rozwoju lotnictwa,
- zagadnienie jakości wyrobów lotniczych,
- szkolenie oraz doskonalenie kwalifikacji kadr lotniczych na poziomie wyższym i średnim,
- tezy lotnicze na VII Kongres Techników Polskich,
- problemy prasy technicznej i piśmiennictwa lotniczego.

Po dyskusji — obejmującej wymienioną tematykę — dyr. Kuczyński zapoznał aktywnie Sekcję Lotniczą SIMP z planami i zamierzeniami przemysłu lotniczego PRL na najbliższe i dalsze lata oraz obiecał wziąć udział w przewidzianym spotkaniu z władzami i kierownictwem instytucji lotniczych w sprawie też na VII KTP.

Ustalono, że kontakty między Dyrektorem Zjednoczenia a Zarządem Sekcji będą nawiązywane okresowo.

Oddział Sekcji Lotniczej w Bydgoszczy

Sekcja Lotnicza przy Oddziale SIMP w Bydgoszczy ma już za sobą dziewięć lat społecznej działalności. Powołana do życia w 1967 r. — z inicjatywy grupy SIMP-owskich działaczy, z mgr inż. Ignacym Łobockim na czele — zorganizowała się w oparciu o zakładowe Koła przy dwóch jednostkach wojskowych i przy miejscowych Zakładach Remontowych. Przed jubileuszem X-lecia przypomnijmy skład pierwszego Zarządu Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy. Przewodniczącym był kol. I. Łobocki, wiceprzewodniczącym — St. Szkoda i H. Misiak, sekretarzem był kol. St. Kowalski, zaś skarbnikiem — kol. R. Wujciów.

Sekcja Lotnicza prowadzi i prowadzi szeroką i pożyteczną współpracę z Aeroklubem, LOT-em i Klubem Seniorów Lotnictwa oraz ożywioną działalność we własnych Kołach lotniczych. W okresie minionych dziewięciu lat Zarząd Oddziału Bydgoskiego Sekcji Lotniczej SIMP zorganizował m.in. trzy konferencje (z których dwie odbyły się z udziałem naukowej kadry Wojskowej Akademii Technicznej) i 14 porad technicznych, 19 wycieczek i tyleż pokazów techniki lotniczej, 79 spotkań odczytowych i 5 wystaw racjonalizatorskich.

Członkowie Sekcji mają poważne osiągnięcia w zakresie wynalazczości pracownicz, wielu z nich otrzymało nagrody i wyróżnienia. Sekcja Lotnicza w Bydgoszczy była dwukrotnie organizatorem Zjazdu Przedstawicieli SIMP Ziem Północnych i Zachodnich Zgrupowania I. Przy tej okazji członkowie Sekcji zorganizowali wystawę sprzętu lotniczego oraz wygłosili szereg odczytów o tematyce lotniczej. Wymienić też trzeba zorganizowanie w 1974 r. w Słupsku (wspólnie z zakładami z Bydgoszczy i Słupska) narady technicznej, wystawy racjonalizatorskiej i giełdy projektów. W tymże roku z inicjatywy Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP — przy udziale Aeroklubu Bydgoskiego i Oddziału PLL LOT — z okazji 30-lecia Ludowego Lotni-

ctwa zorganizowano wystawę sprzętu lotniczego i pokazy lotnicze. Pokazy obejmowały pilotaż na szybowcach, samolotach tłokowych i odrzutowych naddźwiękowych oraz skoki spadochronowe indywidualne i grupowe. Ważną pozycję w zrealizowanym planie imprez 1975 r. stanowiła narada techniczna pt. Ustalenia eksploatacyjne i wymiana doświadczeń w użytkowaniu sprzętu lotniczego. Wygłoszono na niej 4 referaty i 2 koreferaty przy udziale 30 specjalistów w dziedzinie obsługi i eksploatacji lotniczej. Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy — na koniec 1975 r. — liczył 30 inżynierów i 26 techników. Działalność SIMP-owców z Sekcji Lotniczej w Bydgoszczy może służyć dla innych ogniw i ośrodków naszej Sekcji za wzór społecznej pracy lotniczej.

Spotkanie przedkongresowe

17 września b.r. odbyło się w Domu Technika w Warszawie tradycyjne spotkanie przedkongresowe działaczy Sekcji Lotniczych SIMP i SITK z przedstawicielami służb lotniczych i ludźmi zasłużonymi dla naszej branży. Gospodarzami byli kierownicy sekcji, koledzy doc. mgr inż. Tadeusz Kostia, mgr inż. Aureliusz Misiorek i mgr inż. Eligiusz Kołodziński. Na spotkanie przybyli przedstawiciele wojskowych i cywilnych władz lotnictwa, przedstawiciele przemysłu i nauki oraz liczni aktywiści społeczni w lotnictwie. Ogółem w spotkaniu — które odbyło się w rodzinnej atmosferze, przy lampce wina — wzięło udział ponad 50 osób. Obecnie wpisawali się do pamiątkowej księgi spotkania.

Spotkanie w ZG SIMP

W Zarządzie Głównym SIMP odbyło się w czerwcu br. koleżeńskie spotkanie działaczy sekcji naukowo-technicznych w celu podsumowania osiągnięć simpowskich w 1975 r. Na spotkanie zaproszono 20 aktywistów sekcji. Zastępca sekretarza generalnego, kol. mgr M. Socha, wymienił najważniejsze osiągnięcia Sekcji Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich w NOT, po czym w imieniu Zarządu Głównego SIMP dziękował przybyłym za ubiegłoroczną działalność. Z Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP wyróżniony został sekretarz — kol. Wacław Zaremba.

PRENUMERATA CZASOPISM WCT na rok 1977

Prenumerata indywidualna

Zamówienia na prenumeratę indywidualną przyjmowane będą na okresy roczne, półroczne i kwartalne w terminie 30 dni przed okresem zamówionej prenumeraty. Decyduje data stempla pocztowego. Należność za prenumeratę prosimy wpłacić w każdym z Urzędów Poczтовых z podaniem tytułu zamawianych czasopism, liczby egzemplarzy i okresu prenumeraty. Konto PKO I O/M Warszawa Nr 1531-5021 Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT.

Członkom SNT NOT, studentom oraz nauczycielom i uczniom szkół techniczno-zawodowych przysługuje rabat 33% od cen normalnych (Uchwała Zarządu Głównego NOT). Warunkiem przyjęcia prenumeraty ulgowej jest podanie na zamówieniu nu-

meru legitymacji członkowskiej SNT NOT lub szkolnej.

Cena prenumeraty rocznej wynosi 144 zł (prenumerata ulgowa — 96 zł), półrocznej — 72 zł (48 zł), kwartalnej — 36 zł (24 zł).

Prenumerata dla instytucji

Zamówienia na rok 1977 będą realizowane w kolejności zgłoszeń i tylko po otrzymaniu wpłaty. Termin złożenia zamówienia oraz wpłaty upłynął z dniem 30.X 1976 r. Decyduje data stempla banku.

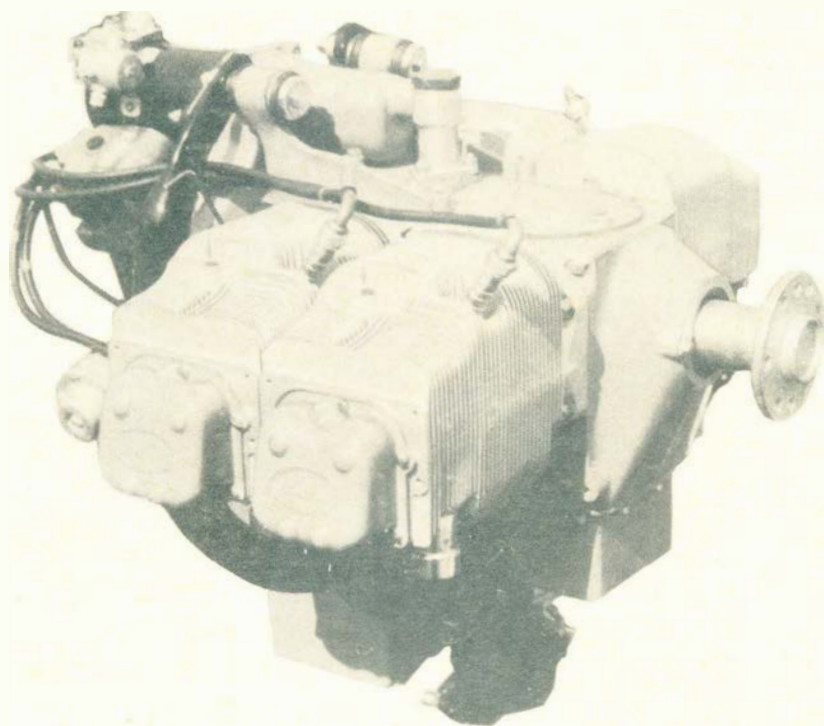
Prenumerata na zagranicę

Zamówienia ze zleceniem wysyłki czasopism za granicę przyjmuje RSW Prasa — Książka — Ruch ARS Polona, ul. Krakowskie Przedmieście 7, 00-068 Warszawa.

PZL-Franklin

4A-235B3

piston aero engine



Four-cylinder horizontally-opposed

air-cooled piston engine

Electric starter

100/130 grade gasoline

Accessories including starter,

alternator and fuel pump

Propeller drive: direct

TECHNICAL DATA

Width	795 mm
Length	775 mm
Height	637 mm
Bore	117,5 mm
Capacity	235 cc
Compression ratio	8.5:1
TO-rating	125 hp
- at	2800 rpm
Continuous rating	125 hp
- at	2800 rpm
Cruising fuel consumption	227 g/hp/h
Weight with accessories	117 kg

Manufacturer:

Wytwornia Sprzętu Komunikacyjnego Rzeszów,
ul. Obrońców Stalingradu 120,
35-078 Rzeszów, POLAND, P.O.Box 340;
Phone: 423-71; Telex: 83411



PEZETEL
POLAND

Exporter

PEZETEL Foreign Trade Enterprise
of Aviation Industry,
ul. Przemysłowa 26,
00 950 Warszawa, POLAND, P.O.Box 371,
Cable: Pezetel; Phone: 28-50-71; Telex 313430