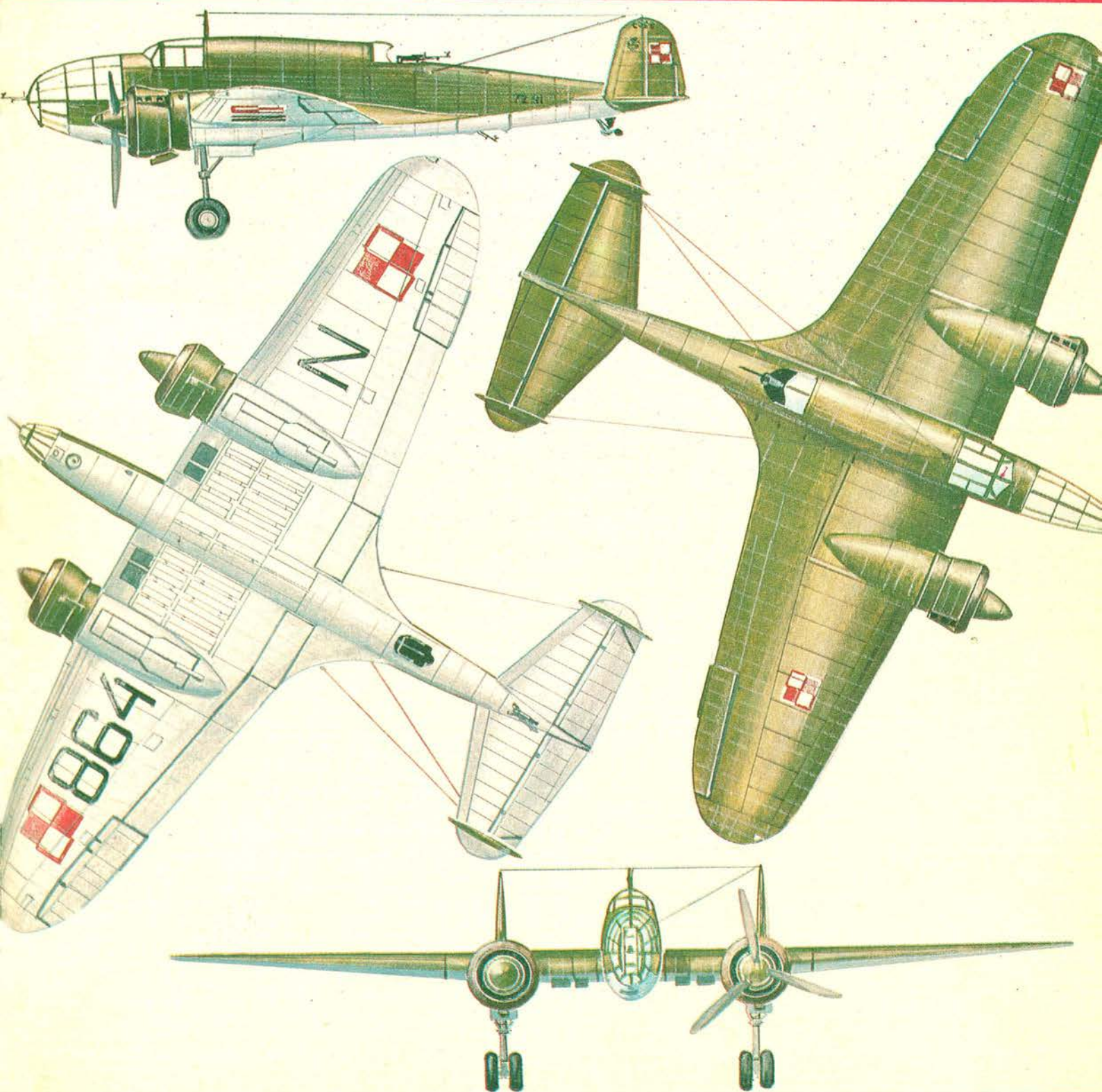


TECHNIKA

9 '75

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



● Научно-исследовательское судно Морского Рыболовского Института „Профессор Седлецки” оборудовано английской фирмой „Редифон” системой для сателлитарной навигации. Система постоянно, в интервалах в 18 секунд, определяет позицию корабля с точностью в 200—300 м.

Установлен на судне вычислитель (компьютер) получает данные от 6-ти спутников земли, находящихся на меридиановых орбитах.

● В Техническом Институте Военной Авиации разработан — для центральной лаборатории радиологической защиты — прибор для измерения радиации атмосферы.

Прибор устанавливается на борту самолета. Во время полета, на фильтре собираются радиоактивные частицы. Прибор полностью автоматизирован.

● Исключительно тяжелые метеорологические условия, во время IX Самолетных Совернований города Люблин позволили провести только четыре из пяти конкурентов. Победила команда из города Жешув, на втором месте была команда из Варшавы.

● Известные в мире команды пилотов-акробатов это во Франции „Патруль де Франс”, в Великобритании „Ред Арроус” в США — „Блю Энджелс”. В Польше есть, „Мастера борьбы” — являющиеся тузами пилотажа, победителями в Совернованиях Авиации, которые с 1971 г. ежегодно организуются на аэродроме I Полка Истребительной Авиации.

● Техническая Школа Военной Авиации им. Михала Войтовича в г. Замость которая горжествовала свое 30-лétie, была удостоена медалью „Заслуженным для Авиации”. Командантом Школы является полковник навигатор Дионизы Барщевски.

● Большой популярностью отличается азиационная средняя школа, работающая уже три года совместно с Высшей Офицерской Школой в г. Демблин. К начальным экзаменам в текущем году приступило 2000 кандидатов (на 250 мест).

● Состоялся первый в истории нашей авиации перелет вертолетом в Африку. Вертолет Ми-2, изготовлен в г. Свидник, перелетел 4300 км по маршруту Краков — Будапешт — Бельград — Дубровник — Неаполь — Палермо — Тунис — Триполи. Полет состоялся для проверки защиты финиковых пальм в оазисе 700 км вглубь Либийской Пустыни. Пилотировал вертолет летчик-испытатель Института Авиации в Варшаве, магистр инж. Р. Витковский.

● В г. Закопане состоялась первая в истории польской высокогорной спасательной службы посадка вертолета под верхом Горы Гевонт.

Вертолет, получен местным Центром Здоровоохранения будет использоваться для спасательных операции, а также для патрулирования шоссе вблизи г. Закопане.

● Для проведения спасательных операций в горах Карконоше используется также санитарный вертолет из города Вроцлав. В горах устроено 8 посадочных площадок.

● Проекционная аппаратура фирмы Цайсс планетария в г. Ольштын обеспечивает автоматическую проекцию астрономических программ, в том числе путешествий на Луну, а также вне пределов Солнечной Системы.

● Музей Авиации и Астронавтики в г. Краков получил два чехословацких самолета: Санитарный Л-60 Бригадир и пилотажный Злин-26. Музей по числу самолетов — на девятом месте в мире и на шестом — в Европе.

● At the Technical Institute of Air Forces, a device for measuring the radioactive contamination of the atmosphere was devised for the needs of the central laboratory of radiation protection. The equipment which is fully automatic has been installed aboard the airplane. In flight the radioactive particles are settling on a filter.

● On the occasion of the Polish People's Republic's 30th anniversary, the Air Force Command honoured the Technical Air Force School at Zamość with a medal.

● The history of the Polish aviation has recorded a flight of a Mi-2 helicopter of Świdnik production made for the first time to Africa. The helicopter flew over the route Cracow — Budapest — Belgrade — Dubrovnik — Naples — Palermo — Tunis — Tripoli. It was flown by Ryszard Witkowski, test pilot of the Aviation. Its task was to conduct protective treatments of date-palms in an oasis, 700 km in the interior of the Libyan Desert.

● Zakopane, a mountain health resort, got an ambulance helicopter. It will be used for medical and mountain rescue duties. Another helicopter is used for rescue of tourists in the Karkonosze Mountains; eight landing fields were prepared.

● The Cracow Museum of Aviation and Astronautics has enlarged its collection by two Czechoslovakian airplanes, the L-60 "Brigadeer" ambulance and Zlin 26 aerobatic. The Museum has over 100 valuable exhibits, including airplanes like the PZL-11c, PWS-26, RWD-13 and Antoinette (1909). As to the amount of airplanes, the Cracow Museum is ninth in the world and sixth in Europe; the Polish collection of aero engines is third in the world and first in Europe.

● The Club of Amateur Designers organized by "Skrzydła Polska" journal has about 200 members. In the recent years they have built a total of 45 gliders, powered gliders, airplanes and helicopters of which 12 units were flight tested and one design officially registered.

● Hang gliding is getting more and more popular the whole world around. In Poland, J. Lutkowski established a record in 1974 by soaring for 15 min and 43 sec over a distance of 600 m.

● J. Borzęcki, amateur designer of Wrocław, developed a power plant for a powered glider. The power plant is based on a motor-cycle motor of 175 cm³ and built at the Metal Works at Dąbie. The propeller is 0.8 m in dia. The designer put the power plant through a service test.

● Among the European CMEA countries, Poland shows the highest traffic growth factor (29.8%) and the most advantageous structure of traffic — from the point of view of profitability in earning foreign currencies — reaching the highest traffic factor (53.6%) to the third countries.

● The construction of a City Air Terminal, situated opposite the new Central Railroad Station in Warsaw, will start soon. The Terminal is expected to handle 60—70 thousand passengers daily. It will accommodate the head offices of the Polish Airlines LOT and a hotel for 800 persons.

Adres Redakcji:

02-668 Warszawa, Al. Lotników 19 m 4

Tel. 43-59-38

Wydawca:

WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5

SPIS TREŚCI

	Str.
O pełne wykorzystanie nazwy PZL	1
Z KRAJU. ZE ŚWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Liczba samolotów transportowych w eksploatacji w krajach ICAO w dniu 31.XII.1973 r.	4
Wahadłowiec kosmiczny (CIEKAWE KONSTRUKCJE)	5
T. Wusatowski: Skrzydło W. Kasprzyka — wstępne badania tunelowe	9
J. Smoleński: Porty lotnicze dnia jutrzejszego. Część I (PROBLEMY RUCHU LOTNICZEGO I LOTNISK)	11
T. Gajewski: Analiza zgodności współpracy turbinowego silnika odrzutowego z jego wlotem	14
POMOCE KONSTRUKCYJNE 38: Obliczanie krzywoliniowych płyt i powłok obciążonych zewnętrznym lub wewnętrznym ciśnieniem	17
KARTOTEKA TLIA: Tupolew Tu-144	19
Colomban MC 10 Cri-Cri (Cricket)	21
J. Borgoń, M. Ostapkowicz: Niektóre przyczyny powstawania pęknięć powłoki komory dopalacza	23
W NASTĘPNYM NUMERZE	24
A. Ciszewski, T. Radomski: Stan współczesny i perspektywy rozwoju magnezu i jego stopów	25
CO PISZĄ INNI	29
NOWOŚCI TECHNICZNE	30
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY 34: Astronautyka i technika raketowa	31
KSIĄŻKI LOTNICZE	32
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK	34
A. Glass: Samolot bombowy PZL-37 Łoś (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	36

Na okładce: Samolot PZL-37 Łoś — rys. K. Cieślak



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

Warszawa,
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Zofia Rubini

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

Rada Programowa:
mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczuk, mgr inż. J. Grzegorzewski, mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziński, mgr inż. T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. R. Legięcki, mgr inż. A. Misiorek, inż. R. Wołński

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. nr 2, W-wa. Zam. 384. Nakład 3600 egz.
Zakład Kolportażu WCT NOT, 00-048 Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 28-80-16.
Konto PKO Warszawa nr 1-9-121697.

Papier druk. sat. kl. IV 70 g. Al. B-68.

Cena pojedynczego egz. zł 12,—.

Prenumerata roczna zł 144.

INDEKS 38006/37909

A space pendulum apparatus

A description of the construction of a vehicle intended for reiterated use in space, namely a space pendulum apparatus. Its basic functions and technical data.

WUSATOWSKI T.

Kasper wing — preliminary tunnel tests

The course and results of the first tunnel tests of Kasper wing characterized by high lift is described. Partial confirmation of W. Kasprzyk's theory and the errors of the employed measurement method are discussed.

SMOLEŃSKI J.

Airports of tomorrow

The last article of the „Airports in Modern World” series presents an optimistic picture of an airport some 15÷20 years hence. The first part covers a review of the current lay-out: Air terminal — island, air terminal without aircraft, linear and municipal.

GAJEWSKI T.

Analysis of collaboration compliance of a turbojet engine with its inlet

Analysis of alteration of rated parameters of a turbojet engine according to the high-grade (precision) working out of its inlet channels. Adjustment of the engine minimum outlet jet area.

BORGON J., OSTAPKOWICZ M.

Some causes of cracks occurring in the afterburner chamber coating

The most frequent causes of cracking of the afterburner chamber coating (high thermal stresses and coating material defects). The effect of operating conditions of the afterburner on causing the cracks.

CISZEWSKI A., RADOMSKI W.

Actual Situation and Development Prospects of Magnesium and Its Alloys

This paper gives a characteristics of magnesium and its alloys as structural materials. Chemical composition, application, physical and mechanical properties of Polish, Soviet and American magnesium alloys are tabulated.

GLASS A.

The PZL-37 Łoś bomber

History of development, construction description, and basic technical data of the PZL-37 Łoś bombing airplane. Utilization of this fully modern airplane by the Polish Air Force, particularly during the September 1939 campaign.



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXX WRZESIEŃ 1975

TECHNIKA lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

9

O pełne wykorzystanie nazwy PZL

Nazwa PZL 45 lat temu stała się znana na świecie dzięki polskim samolotom. Gdy w 1957 r. nasz przemysł lotniczy powrócił do znaku PZL — znów zaczęto nasze samoloty oznaczać literami PZL. Samoloty WSK-Okęcie otrzymały litery PZL z numerami przekraczającymi sto, np. PZL-101 Gawron, PZL-102 Kos. Centrala eksportowa reklamowała samoloty WSK-Mielec jako PZL M-2 i PZL TS-8 Bies, zaś śmigłowce z WSK-Świdnik jako PZL SM-1 i PZL SM-2. Wytwórnia w Świdniku przyjęła nazwę PZL im. Z. Puławskiego. Przyrządy pokładowe WSK-Warszawa II otrzymały znak firmowy PZL. Jednakże po kilku latach częściowo zrezygnowano z oznaczania wyrobów literami PZL. Tylko WSK-Okęcie i WSK-Warszawa II pozostały przy znaku PZL, pod którym ich wyroby zdobyły dobre imię za granicą.

Gdy na początku br. wszystkie wytwórnie naszego przemysłu lotniczego otrzymały w nazwie litery PZL — powstała podstawa do szerszego stosowania ich w nazewnictwie wyrobów lotniczych. Zgodnie z tradycją PZL-Okęcie używa oznaczenia PZL, np. PZL-104 Wilga czy PZL-106 Kruk. Wyroby PZL-Mielec nie powinny być jednak oznaczane WSK-Mielec M-15, An-2 czy TS-11 Iskra, lecz PZL M-15, PZL An-2 i PZL TS-11 Iskra. Podobnie śmigłowce PZL-Świdnik winny nosić nazwy PZL Mi-2 i PZL W-3, a nie WSK-Świdnik Mi-2 itd.

Również produkowane u nas silniki lotnicze powinny być oznaczane PZL ASz-62IR, PZL AI-14R, PZL LIT-3, PZL GTD-350, PZL WK-1, PZL SO-1. Na tle tak zarysowującego się systemu oznaczeń PZL pewną niekonsekwencją jest zastosowanie oznaczenia PZL-3S do zmodyfikowanego silnika LIT-3S, tym bardziej, że małe liczby w połączeniu z literami PZL były już stosowane dla samolotów.

Wyroby PZL-Warszawa II także powinny nie tylko, jak dotychczas, nosić znak firmowy PZL, lecz ponadto otrzymać litery PZL przed symbolem wyrobu, np. PZL WRs-5 czy PZL PR-400.

Natomiast wydaje się, że nie należy naruszać systemu oznaczania szybowców, gdyż litery SZD najlepiej spełniają tu rolę reklamową.

Mamy nadzieję, że PHZ PEZETEL w najbliższym czasie postara się wykorzystać szansę do oznaczenia literami PZL wszystkich naszych samolotów, śmigłowców, silników lotniczych i przyrządów pokładowych.

A. G.



POLSKA

● Znane są w świecie zespoły pilotów akrobatów—profesjonalistów: we Francji — Patrouille de France, w Anglii — Red Arrows, w USA — Blue Angels. W Polsce szczyt się możemy Mistrzami Walki, asami akrobacyjnego pilotażu, najlepszymi w Zawodach Lotnictwa Myśliwskiego Wojsk Obrony Powietrznej Kraju, które — począwszy od 1971 roku — odbywają się co roku pod Warszawą na lotnisku I Pułku Lotnictwa Myśliwskiego.

● Techniczna Szkoła Wojsk Lotniczych im. Michała Wojtowicza w Zamościu z okazji jubileuszu 30-lecia została odznaczona medalem DWL Zasłużonemu dla Lotnictwa. Komendantem TSWL jest płk. nawigator Dionizy Barszczewski.

● Wielką popularnością cieszy się liceum lotnicze istniejące od trzech lat przy Wyższej Oficerskiej Szkole Lotniczej w Dęblinie. Do egzaminów wstępnych na bieżący rok szkolny przystąpiło bowiem 2 tys. kandydatów na 250 miejsc.

● Zespół Ośrodków Doskonalenia Kadr ZODOK zawarł umowę z Okręgowym Dozorem Technicznym w Warszawie, na podstawie której od 1 września ub. r. rozpoczęła w stolicy działalność Poradnia Dozoru Technicznego z siedzibą przy ul. Mieczkiewicza 9 w Warszawie. Poradnia prowadzi nieodpłatne porady w zakresie:
— projektowania z uwzględnieniem zagadnienia materiałów i obliczeń;
— wytwarzania z uwzględnieniem odbioru materiałów, prób i kontroli jakości;
— eksploatacji z uwzględnieniem oceny stanu technicznego i badań awarii;
— naprawy i konserwacji.
Konsultacje odbywają się we wtorki i czwartki, w godz. 15–17 (tel. 39 01 51).

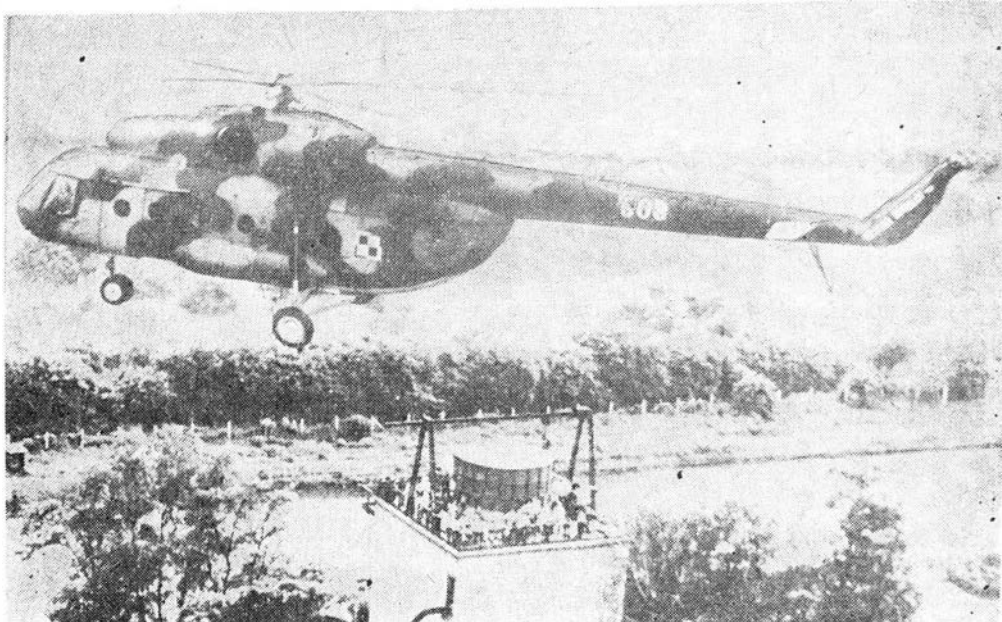
● Odbył się pierwszy w historii naszego lotnictwa przelot śmigłowcem do Afryki. Śmigłowiec Mi-2 (produkcyjny świdnicki) przeleciał 4300 km na trasie Kraków — Budapeszt — Belgrad — Dubrownik — Neapol — Palermo — Tunis — Trypolis. Lot miał na celu przeprowadzenie zabiegów ochronnych palm daktylowych w oazie, 700 km w głąb Pustyni Libijskiej. Śmigłowiec pilotował pilot doświadczalny Instytutu Lotnictwa, mgr inż. R. Witkowski.

● W Zakopanem miało miejsce pierwsze w historii naszego ratownictwa górskiego lądowanie śmigłowca sanitarnego pod szczytem Giewontu. Zakopiański Zespół Opieki Zdrowotnej otrzymał — na okres próbny — od Zespołu Lotnictwa Sanitarnego w Krakowie śmigłowiec sanitarny. Będzie on wykorzystany dla potrzeb leczniczo-ratunkowych ZOZ i Tatrzańskiego Górskiego Ochotniczego Pogotowia Ratunkowego, działającego w Tatrach i Górcach. Ponadto ma patrolować szosę od Chabówki do Zakopanego. W Zakopanem czyni się przygotowania do utworzenia stałej filii krakowskiego Zespołu Lotnictwa Sanitarnego.

● W celu niesienia pomocy turystom w Karkonoszach tamtejszy GOPR dysponuje śmigłowcem sanitarnym z Wrocławia. W związku z tym w Karkonoszach przygotowano osiem lądowisk, w tym jedno w pobliżu Strzuchy Akademickiej.

● Aeroklub Warszawski miał niegdyś filię w Ciechnowie. Wybudowano obiekty, lecz nie umiano rozbudzić życia lotniczego. Obecnie miejscowe władze zabiegają o restytuowanie latania na tym terenie. Działa tam Aeroklub Ziemi Mazowieckiej, zaś Aeroklub Warszawski organizuje szkolenie szybowcowe.

● Zdaniem działaczy i miłośników lotnictwa Bieszczady powinny wrócić do chlubnych tradycji lotniczych. Na tym terenie prowadzono przed wojną szkolenie szybowcowe w Bezmiechowej i w Ustianowej. Powinno być ambicją aktywnego lotniczego aeroklubu Ziemi Rzeszowskiej oraz społeczeństwa i władz powiatu bieszczadzkiego, żeby rejon ten znów stał się sławnym ośrodkiem lotnictwa.



Śmigłowiec Mi-8 podczas prac dźwigowych

Fot. M. Reszczyński

● Powstanie i pomyślny rozwój Aeroklubu w Kętrzynie przypisać należy przede wszystkim zakładom produkcyjnym tego rejonu. Jest to przykład godny naśladowania.

● Aeroklub Poznański podjął ciekawą inicjatywę popularyzowania lotnictwa wśród pracowników rolnych i ich rodzin. Powołano do życia Klub Lotniczy PGR Orkan, przy którym zorganizowano 16 modelarni. W pokazach lotniczych i spadochronowych wzięło udział 850 pracowników PGR.

● Zeissowska aparatura projekcyjna Planetarium w Olsztynie umożliwia automatyczną projekcję programów astronomicznych, jak również prezentowanie elementów podróży kosmicznej na Księżyc, w okolice Jowisza i w przestrzeń poza Układem Słonecznym. Planetarium ma w Jerozłku 4 programy 45-minutowe (wśród nich: Spotkania z Kometami i Układ Słoneczny) oraz dwa 20-minutowe. Opracowane są następne programy (m.in. Budowa Wszechświata). Podstawą programów jest symulacja zjawisk astronomicznych i lotów kosmicznych, opatrzone odpowiednim komentarzem. Pracownicy naukowcy Planetarium wspólnie z kadrą naukową Akademii Rolniczo-Technicznej w Olsztynie uczestniczą w realizacji tematu *Badania naukowe przy pomocy obserwacji sztucznych satelitów Ziemi*.

● W Grudziądzu odbyło się zebranie organizacyjne Pomorskiego Oddziału Polskiego Towarzystwa Astronautycznego mającego siedzibę w Planetarium i Obserwatorium Astronomicznym. Członkami—założycielami oddziału są przedstawiciele ZNP, PTMA, NOT, Aeroklubu Grudziądzkiego i SZSP. PTA znane jest w Grudziądzu z imprez: Dni Zdobywców Kosmosu (w kwietniu), Dni Astronautyki (w październiku) i Piątki Astronautyczne.

● Krakowskie Muzeum Lotnictwa i Astronautyki wzbogaciło się o dwa samoloty czeskosłowackie: sanitarny L-60 Brigadyr i akrobacyjny Zlin 26.

● Istnieje na świecie ok. 100 muzeów posiadających eksponaty lotnicze, wśród nich trzydzieści jest ściśle lotniczych. Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie pod względem liczebności samolotów znajduje się na dziewiątym miejscu na świecie i szóstym w Europie. Polski muzealny zbiór silników lotniczych zajmuje trzecie miejsce na świecie i — pierwsze w Europie. MLIa posiada ponad 300 cennych eksponatów, wśród nich samoloty PZL-11C, PWS-26, RWD-13 oraz Antoinette z 1909 r.

● Zorganizowany przez redakcję Skrzydlatej Polski Klub Amatorów Konstruktorów liczy około 200 członków. W ostatnich latach zbudowali oni 45 szybowców, motoszybowców, samolotów i śmigłowców, z tego 12 zostało oblatanych, zaś jedną konstrukcję oficjalnie zarejestrowano. Ośrodek we Wrocławiu korzysta z pomocy miejscowego oddziału Naczelnej Organizacji Technicznej. Tu powstały trzy motoszybowce konstrukcji Józefa Borzęckiego.

● Uprawianie lotów na wszelkiego typu miękkościach (lotniach) zdobywa sobie miejsce wśród sportów lotniczych na całym świecie. W Polsce w ub. roku rekordowy lot wykonał J. Lutkowski żeglując na Zarze 15 min 43 s i przelatując 600 m nad lotniskiem. Poprzedni rekord wynosił 12 i pół minuty.

● Konstruktor-amator z Wrocławia J. Borzęcki opracował zespół napędowy do motoszybowca. Zespół oparty jest o dostępny na rynku silnik motocyklowy Wiatr o pojemności 175 cm³, produkcji Zakładów Metalowych w Dębie. Śmigło ma średnicę 0,8 m. Konstruktor przeprowadził próby zespołu.

● Węgierskie władze lotnicze systematycznie wzmacniają potencjał lotnictwa rolniczego. Ostatnio dalsza partia 6 samolotów An-2 wyprodukowana została w Mielcu na zamówienie przedsiębiorstwa usług agrolotniczych w Budapeszcie. Przedsiębiorstwo posiada obecnie ok. 30 sztuk tych samolotów.

● Obchodzący jubileusz XXX-lecia Aeroklub Mielecki ma duże osiągnięcia. Aeroklub popularyzuje lotnictwo w kołach terenowych w powiatach: mieleckim, debickim i kolbuszowskim. Z jego inicjatywy są modelarnie, zawody modeli zdalnie kierowanych, liczne pokazy lotnicze i społeczna budowa hangaru.

● Seniorzy lotnictwa ponieśli w lutym bolesną stratę. Zmarli ich towarzysze pracy, a dla wielu z nich — przyjaciele.

Zmarł docent mgr inż. Stanisław Madeyski, wieloletni współredaktor naszego czasopisma i Magazynu Technologia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego, współpracownik Skrzydlatej Polski. Znany publicysta w dziedzinie ochrony przemysłowej i patentów.

Zmarł mgr inż. Stefan Danielecki, długoletni pracownik Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego PZL, wysokiej klasy fachowiec w dziedzinie metaloznawstwa.



BULGARIA

● 400 ładowisk polowych mają w Bułgarii do swej dyspozycji piloci rolniczy. Wiele z lotnisk ma utwardzone pasy startowe. W ciągu ostatnich 4 lat zabiegiem dokonywanym z powietrza poddano ponad 19 mln ha pól uprawnych i lasów. Oprócz tego bułgarscy lotnicy rolniczy wykonują prace zleczone w Jugosławii, Egipcie i Sudanie.



CZECHOSŁOWAKIA

● W prasie czechosłowackiej pokazano zdjęcia pięciu samolotów Let L-410 z dwoma silnikami turbośmigłowymi (z zakładów lotniczych w Kunowicach), należących do pierwszej partii dostaw dla Związku Radzieckiego. W przygotowaniu jest wersja sanitarna tego samolotu, wyposażona w 6 miejsc leżących i 5 miejsc siedzących.

● Praga stała się szóstym miastem Europy włączonym do sieci linii międzynarodowych towarzystwa Kuwait Airways. Loty z Kuwejtu do Pragi odbywają się dwa razy w tygodniu, z dalszym połączeniem do Paryża i Londynu.

● Nowa Rada ICAO wybrała na jednego z trzech wiceprzewodniczących reprezentanta Czechosłowacji, inż. O. Vodiczkę. Pozostałymi wiceprzewodniczącymi zostali przedstawiciele Meksyku i Australii. Przewodniczącym Rady jest od kilku kadencji Argentynczyk Walter Binaghi.

● Transkontynentalny przelot na szybowcu Blanik wykonało w ub.r. dwóch pilotów — Frith i Szabolcs. Trasę długości 3400 km z Perth w Australii do Sydney pokonali oni w ciągu trzech tygodni, etapami po 80÷100 km. Starty wykonywane były na holu za samochodem. W czasie lotu nad obszarami pustynnymi szybowcowi towarzyszył samolot sportowy.

● W Czechosłowacji zatwierdzono pięć krajowych szybowcowych rekordów w zakresie prędkości na trasie. W ub. roku Aeroklub CSRS przyznał złote odznaki szybowcowe 24 pilotom. Ogólna ich ilość wyniosła ostatnio 278.

● W Czechosłowacji wprowadza się system rejestracji statystyki defektów techniki lotniczej. Określono cele systemu, wymagania jakim winien on odpowiadać, zasady organizacyjne przebiegu procesu informacyjnego oraz system informacji o wykrytych defektach i ich klasyfikacji. W oparciu o ten system dąży się do wprowadzenia systemu obsługi według stanu technicznego samolotów Il-62 i podwyższenie rezerwów silników NK-8 o 25%. Uważa się za możliwe podwyższenie rezerw aż o 40%.



JUGOSŁAWIA

● Lotnictwo wojskowe Jugosławii oprócz sprzętu produkowanego według własnych planów ma również sprzęt zakupiony w ZSRR lub wytwarzany w oparciu o radzieckie licencje. Są to m.in. samoloty MiG-21 oraz śmigłowce Mi-4.

● Cztery jugosłowiańskie towarzystwa lotnicze — JAT, Inex-Adia z Lublany, Pan-Adria z Zagrzebia oraz Aviogenex z Belgradu — podzieliły zakres i kierunki działalności. JAT operować będzie na regularnych liniach europejskich oraz zajmie się

międzynarodowymi przewozami czarterowymi, Anex-Adria i Aviogenex obsługiwać będą przewozy czarterowe na liniach krajowych, a Pan-Adria na liniach zagranicznych samolotami małej i średniej wielkości.

● Jugosłowiańskie linie lotnicze JAT planują rozwój sieci połączeń zagranicznych, m.in. linie do Ameryki Północnej i Australii. Trwają sukcesywne dostawy sześciu zamówionych samolotów typu Boeing-727. Linia Belgrad-Sydney ma być obsługiwana dwa razy w tygodniu przez samoloty Boeing-707, z lądowaniem w Kairze i Singapurze. Obecnie istnieje w Jugosławii 11 portów o ruchu międzynarodowym. Planuje się zbudowanie do 1980 r. 13 nowych regionalnych portów lotniczych.



NRD

● W NRD zastosowano na szerszą skalę samoloty do zasiewu zbóż. Jesienią ub.r. 100 samolotów rolniczych zasiało na obszarze 90 tys. ha ożymy jęczmień, żyto i pszenicę. „Powietrzne siewniki” operowały zwłaszcza tam, gdzie ze względu na rozmożliwość glebę nie można było wprowadzić do akcji maszyn rolniczych.

● Za pomocą śmigłowców Mi-8 transportujących worki z piaskiem Interflug umacnia falochrony i tamy na wyspie Rugii. Jeden tylko śmigłowiec tego typu przetransportował w krótkim czasie ponad 1100 wielkich worków.

● Została podpisana umowa, na podstawie której taksówki powietrzne Interflugu — w okresie od maja do października — przewożą urlopowiczów z Suhl nad morze Bałtyckie, do fabrycznego ośrodka wczasów rodzinnych.



ZSRR

● Decyzją Ministerstwa Lotnictwa Cywilnego port lotniczy Moskwy — Szeremietiewo przystąpi do Międzynarodowego Stowarzyszenia Cywilnych Portów Lotniczych ICAO.

● Jak-18T wchodzi do wyposażenia radzieckich szkół lotniczych jako podstawowy samolot do szkolenia personelu latającego. Samolot ten przewidziany został do lotów wg przyrządów nawigacyjnych, a także jako szkolno-treningowy dla pilota i trzech uczniów. W lotach akrobacyjnych przewiduje się tylko pilota i jednego szkolonego. Wyposażony w zmodyfikowany silnik M-14 samolot ten został zatwierdzony przez Instytut Doświadczalny Ministerstwa Lotnictwa Cywilnego ZSRR do seryjnej produkcji. Koszt szkolenia ucznia na tym typie samolotu będzie niższy o ok. 200 rubli. Jak-18T może być również adaptowany dla lotnictwa sanitarnego.

OGÓLNE

● Ministrowie Wielkiej Brytanii, Francji, Belgii, Danii, Włoch, Holandii, Hiszpanii, Szwecji i Szwajcarii podpisali ostatnio konwencję powołującą do życia nową agencję kosmiczną.

● Głównym wydarzeniem — w czasie ubiegłorocznej wystawy w Farnborough — było podpisanie przez 6 wytwórni europejskich (z Francji, Anglii i RFN) deklaracji o gotowości pokrycia w latach osiemdziesiątych zapotrzebowania europejskiego na sprzęt lotniczy. Mogą tu jednak wchodzić w grę tylko samoloty krótkiego i średniego zasięgu, gdyż długodystansowe będą nadal domeną przemysłu USA i ZSRR.



● Na komisji FAI zapadła decyzja, aby co dwa lata organizować mistrzostwa świata w kategorii lekkich samolotów. Po raz pierwszy rozegrane one zostaną 24÷25 sierpnia br. w Szwecji. Reprezentacja krajowa będzie mogła składać się z 2÷3 samolotów prowadzonych (każdy) tylko przez jednego pilota.

● W skład 30-osobowej Rady ICAO spośród krajów europejskich wchodzi obecnie: Wielka Brytania, Francja, RFN, Włochy, Hiszpania, Szwecja, Jugosławia, Czechosłowacja i Związek Radziecki.

Na marginesie informujemy, że ostatnio (po dwuletniej przerwie) Chińska Republika Ludowa została ponownie przyjęta do ICAO, natomiast kraj ten wycofał się z członkostwa w IATA, gdzie składka wynosi 100 000 dolarów.

● Uczestnicy XXVIII Konferencji Stowarzyszenia Portów Lotniczych Europy Zachodniej (WEAA) zwrócili się do władz lotniczych, aby odmawiały rejestracji samolotów nie odpowiadających normom hałasu zgodnym z aneksem Nr 16 ICAO oraz aby żądały dostosowania do tych norm samolotów istniejących — w terminie do końca 1978 r.

● Według obliczeń tygodnika *Flight*, przeciętne zużycie paliwa w locie na trasie 500 mil (926 km) wynosi w samolotach najnowszej generacji (DC-10, L-1011, B-747, B-737, B-727, A-300B) od 34 do 45 kg na 1 miejsce pasażerskie. Bardzo niskie zużycie wykazują: aerobus europejski A-300B — 37 kg oraz B-747 (Jumbo-jet): 34÷41 kg.

● Do międzynarodowego klubu pilotów szybowcowych, którzy wykonali przelot ponad 1000 km (pierwszym rekordzistą był Parker w USA), należy obecnie 11 pilotów. W klubie jest 7 pilotów z USA, 3 — z RFN i 1 — z Nowej Zelandii. Jednak niektórzy szybowcnicy pobili rekord dwukrotnie.

● Towarzystwa Lufthansa i Swissair wprowadza podział pasażerów na palących i niepalących. Dla niepalących przeznaczona jest lewa strona foteli. W dużych samolotach (B-747, DC-10) wydzielono dla palących osobne przedziały.

● Użytkownicy i konstruktorzy lotni zraszają się w krajowych organizacjach: w RFN zrzeszenie takie będzie afiliowane przy Aeroklubie, w Szwajcarii zarejestrowano stowarzyszenie obejmujące 60 klubów lotniarskich.

● W Nowym Jorku zakończyła się 14 sesja podkomitetu prawnego Komitetu ONZ do Spraw Kosmosu. W czasie obrad podkomitet — działający pod przewodnictwem amb. Eugeniusza Wyznera — osiągnął znaczny postęp w opracowaniu dokumentów z zakresu prawa międzynarodowego, dotyczących prawnego uregulowania kwestii pokojowego wykorzystania kosmosu.

● Przedstawiciele państw RWPG uczestniczących w realizacji programu Interkosmos powołali specjalną grupę roboczą do spraw rozwoju współprac w badaniu Ziemi przy użyciu aparatów kosmicznych.

● Największy na świecie teleskop znajdował się dotychczas w obserwatorium Mount Palomar w Stanach Zjednoczonych. Średnica jego zwierciadła wynosi 5,08 m. Niedawno zakończono budowę teleskopu 6-metrowej średnicy na górze Pastuchowa (2070 m) w paśmie Wielkiego Kaukazu.

● W 1981 r. amerykański pojazd kosmiczny umieści na orbicie okołoziemskiej na wysokości 450 km teleskop ze zwierciadłem o średnicy 3 m i ogólnej długości 20 m. Teleskop, pozostając na orbicie jako samodzielny satelita, będzie pracował autonomicznie lub będzie sterowany przez impulsy radiowe wysyłane z Ziemi. Przy pomocy tego urządzenia będzie można 10 razy głębiej obserwować zjawiska zachodzące w Kosmosie.

● Czy w wypadku próby porwania samolotu funkcjonariusze ochrony mają dążyć do obezwładnienia napastników, czy też należy ich zastrzelić? Ten problem i wiele innych rozpatrywała ostatnio w Paryżu specjalna konferencja z udziałem szefów policji z 35 państw. Obrady toczyły się w siedzibie Interpolu, który współpracuje z władzami policyjnymi 120 krajów. Interpol powstał w 1923 r. z inicjatywy wiedeńskiego prezydenta policji.

Turbośmigłowe		Turbośmigłowe		Tłokowe	
nazwa	[szt.]	nazwa	[szt.]	nazwa	[szt.]
4-silnikowe		4-silnikowe		4-silnikowe	
BAC VC—10/Super	38	Aero Super Guppy 377	4	Boeing S—307/377	6
Boeing 707	718	Antonow AN—10	1	Boeing C—97—G	3
Boeing 720.B	147	Antonow AN—12B	8	Canadair DC—4M	3
Boeing 747	241	Boeing 377 SGT	2	Carvair ATL—98	23
Convair CV—880	52	Bristol BR—175 Britannia	39	Convair B—24	17
Convair CV—990 Coronado	24	Canadair CL—44	31	Convair P4Y—2	12
Douglas DC—8	612	Douglas C—133, Cargomaster	1	Convair PB2Y—3	1
Hawker HS—106 Comet 4B, C	47	HS—650 Argosy	9	Convair RL—B30	1
Iłuszyn II—62	17	ILUSZYN II—18	86	Douglas C—124	1
Lockheed L—1329 Jet Star	131	Lockheed L—188A,C Electra Lockheed	191	Douglas DC4/C—54	279
		L—382/C—130E/L—100 Hercules	39	Douglas DC—6,A,B,C	344
		Vickers 950 Vanguard	32	Douglas DC—7,B,C,E	166
		Vickers Viscount 700	200	Lockheed L—049,L—149	22
		Vickers Viscount 800	72	Lockheed L—649,L—749	23
3-silnikowe				Lockheed L—1049/C,H Super Constellation	49
Boeing 727	1017			Lockheed L—1649A Starliner	6
Douglas DC—10	126	2-silnikowe		Lockheed R6	1
Hawker HS—121 Trident	89	Antonow AN—24 B	80	Martin JRM—3	2
Lockheed L—1011 Tri—Star	53	Convair CV—540/580/600, 640	203	Short S—25/B Sandringham F/B	7
Lockheed L—1011 Tri—Star	17	Convair 440 Turbo	48	Sikorsky VS—44	1
Tupolew Tu—154	20	DeHavilland DHC—5 Buffalo	2		
Jakowlew Jak-40		Douglas SIC 3G	25	3-silnikowe	
		Fokker /Fairchild F—27,FH—227		Junkers JU—52	
2-silnikowe		Friendship	690		
Airbus A—300B	1	Grumman G—159 Gulfstream I	182		
BAC—1—11	235	Grumman ITU—16	7	2-silnikowe	
Boeing 737	332	Handley Page Dart Herald	41	Airspeed Ambassador 57	2
Dassault Mystère 20 Fan Jet Falcon	257	Hawker HS—748	219	Bristol BR—170 Wayfarer/Freighter	25
		NAMCO YS—11/A	167	Canadair CL—215	17
		Nord Aviation 260/262, A	64	Convair CV—240	109
Douglas DC—9	744	Transall C—160	4	Convair CV—340	79
Fokker F—28 Fellowship	94			Convair CV—440	87
Grumman G—1159 Gulfstream II	133			Convair PBY—5/6A/28ACF Catalina F/B	79
				Curtiss C—46/CW—20T Commando	283
Hansa HFB 320	17			DeHavilland DHC—4A Caribou	12
Hawker HS—125/1A,B	269			Douglas A—20,26/B—26 Invader	94
IAI—1123 Commodore	3			Douglas B—18	10
Marcel Dassault Mercure	1			Douglas B—23	7
North American NA—265	74			Douglas DC—2	5
Sud — Aviation SE—210 Caravelle	300			Douglas DC—3/C—47 Dakota	1630
Tupolew Tu—104A	2			Fairchild C—82 Packet i C—119	44
Tupolew Tu—124	8			Fairchild C—123	1
Tupolew Tu—134/A	40			Grumman F7F—3/HU—16E	30
				Graumman—Mallard CS2F2/1	6
				Hurel—Dubois HD—34	5
				Iłuszyn Lt—14	77
				Lockheed PV—2	77
				Lockheed L—18 Lodestar	15
				Martin 202 i 404	80
				Martin B—26	1
				North American B—25/J,N	61
				SAAB 90—A1/A2	2
				Sikorsky S—43	1
				Vickers VC—1 Viking	1

*) — bez ZSRR i ChRL.

Wahadłowiec kosmiczny

Opis konstrukcji pojazdu przeznaczonego do wielokrotnego wykorzystania w kosmosie — wahadłowca kosmicznego. Jego podstawowe funkcje i dane techniczne.

W dniu 17 grudnia 1903 r. Orville i Wilbur Wright dokonują pierwszego w historii ludzkości lotu trwającego 12 sekund, przelatując dystans 37 m. Przelot ten rozpoczął erę rozwoju nauki i techniki lotniczej i astronautycznej.

W ciągu niespełna 60 lat od tej daty nauki te dokonują postępu od nieśmiałych prób wzniesienia się w powietrze do stanu umożliwiającego w kwietniu 1961 r. pomyślne przeprowadzenie w pełni kontrolowanego pierwszego kosmicznego lotu człowieka.

Mija następny kilkuletni okres gwałtownej penetracji Kosmosu i rok 1969 przynosi historyczny spacer człowieka po srebrnym globie.

Wraz z rozwojem badań Kosmosu zwiększa się znacznie bezpieczeństwa lotów, co z kolei prowadzi do rozważań nad stworzeniem systemów awaryjnych, wreszcie do koncepcji statków ratowniczych, które i tak same w sobie problemu ewentualnej ewakuacji załóg z Kosmosu nie rozwiązują. Potrzebne jest wytworzenie i zbadanie uniwersalnego sprzętu umożliwiającego spotkanie, połączenie i skuteczne udzielenie pomocy w Kosmosie.

Właśnie program Sojuz-Apollo miał za cel sprawdzenie i udowodnienie, iż możliwe jest przeprowadzenie połączenia się dwóch różnych systemów kosmicznych stworzonych przez różne kraje.

Tak więc tegoroczny lipcowy lot Sojuz-Apollo jest krokiem do rozwiązania problemu bezpieczeństwa lotów, prac badawczych w kosmicznych laboratoriach, a także krokiem w kierunku urzeczywistnienia planowanych potężnych międzynarodowych wypraw kosmicznych.

Również wraz z postępowaniem techniki rozwija się dążenie do działalności coraz to sprawniejszej także z punktu widzenia ekonomicznego.

Jak wiadomo, dotychczasowe badania Kosmosu związane są z nakładami finansowymi na prace konstrukcyjne prowadzące do opracowania nowych obiektów kosmicznych i rakiet nośnych, a następnie wytworzenia ich i przeprowadzenia założonego programu. Każda z dotychczasowych operacji kosmicznych charakteryzuje się tym, że ponoszone są koszty związane z wytworzeniem rakiety nośnej, której wykorzystanie dotyczy tylko jednej wyprawy. Rakietą taką po wykonaniu zadania jest praktycznie tracona bezpowrotnie. Także problem zawodności sztucznych satelitów i zadań nie wykonanych na skutek awarii stwarza ogromne straty. Doświadczenia te kierują uwagę konstruktorów na stworzenie pojazdu do wielokrotnego wykorzystania.

Z wielu kolejnych koncepcji wyłonił się ostateczny projekt Kosmicznego Wahadłowca (*Space Shuttle*) — statku będącego konstrukcją pośrednią między samolotem a rakieta. Własności rakiety pozwalają mu na wznoszenie się na duże wysokości z dużą prędkością, stanie się satelitą i wykonanie zadania na orbicie, a własności samolotu na lądowanie podobne do samolotowego na zwykłym lotnisku.

Era wahadłowców rozpocznie się w przybliżeniu w dwadzieścia lat po pierwszym przedsięwzięciu kosmicznym, tj. wyrzuceniu pierwszego Sputnika w 1957 r.

Wahadłowce dzięki swej uniwersalności i elastyczności charakterystyk pozwalają na stworzenie transportowego systemu łączącego powierzchnię Ziemi z orbitą okołoziemską, oferując takie możliwości ładunkowe jak konwencjonalne ziemskie środki transportowe.

Planuje się, że znane i obecnie wykorzystywane Skylaby będą transportowane i wprowadzane na orbitę właśnie przez wahadłowce.

System kosmicznego wahadłowca złożony jest z wahadłowca (*orbiter*), zbiornika zewnętrznego (*external tank* — *ET*) oraz dwóch rakiet wspomagających, napędzanych paliwem stałym (*solid rocket boosters-SRBs*). Zbiornik za-

wiera paliwo służące do napędu głównego zespołu silnikowego wahadłowca. Silniki rakiet wspomagających i wahadłowca są w czasie startu odpalane jednocześnie. Rakiety wspomagające po zużyciu swego paliwa są odłączane od zbiornika na wysokości 50 km i lądują na spadochronach na powierzchni Ziemi w odległości około 278 km od miejsca startu. Wyławiane są przez statki, dostarczane na ląd, regenerowane i w ten sposób gotowe do powtórzonego użycia. Po oddzieleniu się rakiet wspomagających główny silnik wahadłowca kontynuuje dalszą pracę aż do osiągnięcia przez wahadłowca żądanej orbity. Oddzielony uprzednio zbiornik spada na Ocean Indyjski lub Południowy Pacyfik, zależnie od położenia miejsca startu i zadania.

Po wykonaniu zadania wahadłowiec rozpoczyna etap powrotu. Wejście w atmosferę ziemską odbywa się pod dużym kątem natarcia. Lot w atmosferze i lądowanie podobne są do samolotowego.

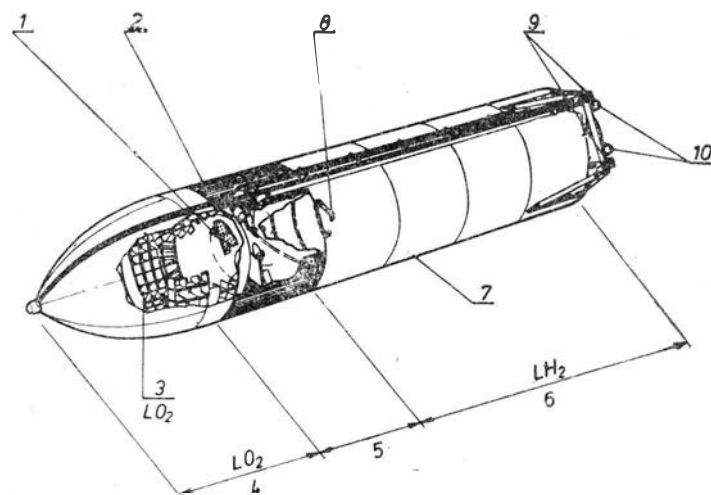
Czas potrzebny do przygotowania pojazdu do ponownego użycia wynosi dwa tygodnie. Oblicza się, że nominalny czas trwania misji wynosić będzie 7 dni, ale można będzie go przedłużyć do 30 dni.

Wahadłowiec zaprojektowany jest do wynoszenia na orbitę siedmioosobowego zespołu składającego się z personelu naukowego i technicznego oraz ładunku. W przypadkach szczególnych kabina może pomieścić dziesięć osób.

Oprócz trzech głównych silników pojazd ten wyposażony jest w dwa mniejsze silniki zapewniające wykonywanie manewrów i sterowanie lotu. W czasie lotu w atmosferze sterowanie odbywa się dzięki powierzchniom nośnym skrzydeł i usterzenia pionowego.

Żałoga i pasażerowie zajmują dwupoziomową cabinę umieszczoną w przedniej części pojazdu. Górny pokład jest miejscem, w którym załoga wykonuje czynności związane z kontrolą startu, manewrowaniem, wejściem w atmosferę przy lądowaniu, lądowaniem, a także obsługą ładunku. Pokład dolny pomyślany jest jako przestrzeń mieszkalna dla pasażerów i załogi.

Jednym z głównych zadań wahadłowca jest umieszczanie na orbicie okołoziemskiej sztucznych satelitów i innych obiektów kosmicznych, a także przechwytywanie ich po wykorzystaniu. Do realizacji tego zadania wahadłowiec zaopatrzony jest w manipulator o dużym zasięgu, umożliwiający załadunek i wyładunek w Kosmosie. Zdolności ładunkowe pojazdu pozwalają na dostarczenie na orbitę

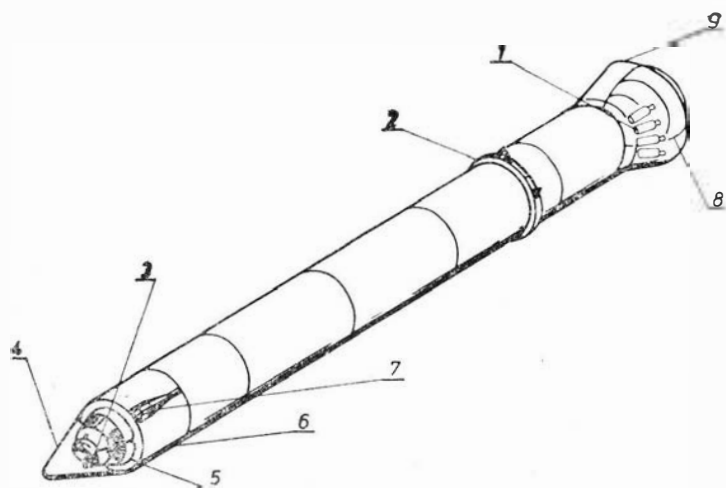


Rys. 1. Zbiornik zewnętrzny (długość: 48 m, średnica 8 m, ciężar własny 35 000 kG, paliwo z utleniaczem 703 000 kG); 1 — przegrody przeciwwirowe, 2 — pokrycie (podłużnice), 3 — przyrządy przeciwchlupotaniu, 4 — zbiornik LO_2 , 5 — zbiornik pośredni, 6 — zbiornik LH_2 , 7 — integralne pokrycie (podłużnice i wręgi), 8 — okucia przednie, 9 — okucia tylne, 10 — złącza instalacji paliwowej

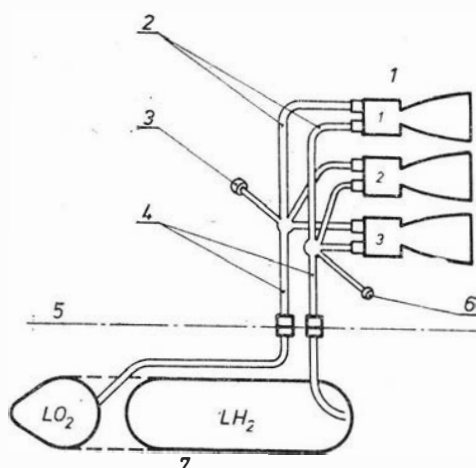
obiektów o masie 29 500 kg, wymiarze długości do 18 m i średnicy do 5 m. Masa własna wahadłowca wynosi 68 000 kg, rozpiętość 24 m i długość 37 m. Obliczeniowa prędkość lądowania wahadłowca wynosi 95 m/s.

Zbiornik zewnętrzny (rys. 1) zawiera ciekły wodór (LH_2) jako paliwo i ciekły tlen (LO_2) jako utleniacz. Zbiornik ma przegrody antywirowe oraz przegrody zmniejszające ruch zawartości. W czasie startu zbiornik zawiera 703 000 kg czynnika napędzającego. Zbiornik utleniacza ma objętość 552 m³, a zbiornik paliwa 1523 m³. W wielkościach tych uwzględniono 3% strat. Zakres ciśnienia panującego w części wodorowej zawiera się od 220 600–23 400 N/m², a w części tlenowej od 137 900 do 151 700 N/m². Zbiornik ma konstrukcję skorupową wykonaną ze stopów aluminium. Elementy pokrycia połączone są metodą spawania czółowego zapewniającą szczelność. Zbiornik łączy się z wahadłowcem za pomocą trzech okuć: dwóch w części tylnej i jednego w części przedniej.

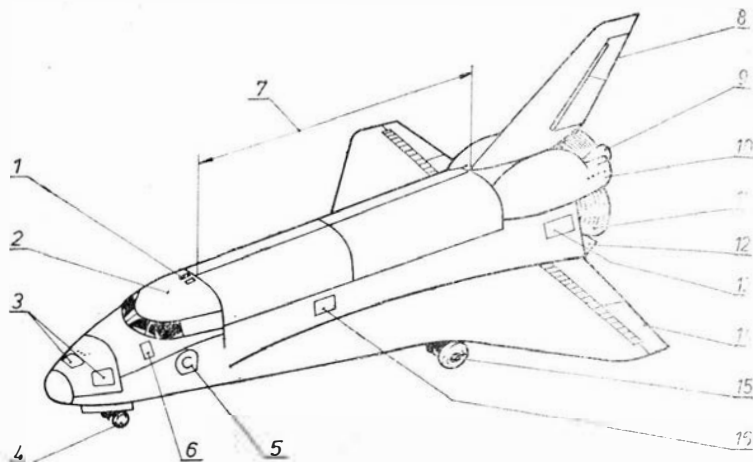
Każda rakietą wspomagającą (rys. 2) ma masę 584 000 kg i wytwarza na poziomie morza 1180 tys. kG ciągu. Paliwo stałe jest tak ukształtowane, że w 55 s po starcie, to jest w okresie największego ciśnienia dynamicznego, zapewnia zmniejszenie ciągu. Kształt dyszy zapewnia stosunek pola przekroju wylotu do pola przekroju gardzieli 7,16:1. Połączenie ze zbiornikiem za pomocą trzech okuć: dwóch przegubowych w części tylnej i jednego przesuwne w części przedniej. Rozłączenie następuje za pomocą urządzenia separującego składającego się z ośmiu małych rakiet (czterech z tyłu i czterech z przodu). W przedniej stożkowej części rakiety znajdują się urządzenia elektroniczne oraz spadochrony.



Rys. 2. Stałopaliwowa rakietka wspomagająca (długość 45,47 m, średnica 3,71 m, ciężar całkowity 584 600 kG, ciężar własny 81 900 kG, ciąg 1 180 000 kG); 1 — 4 silniki separujące o ciągu 8896 kG każdy, 2 — okucie łączące raketę ze zbiornikiem zewnętrznym, 3 — 4 silniki separujące o ciągu 8896 kG każdy, 4 — nos, 5 — zespół spadochronów i urządzeń elektronicznych, 6 — pokrycie, 7 — okucie, 8 — dysza, 9 — pokrycie i podpory startowe



Rys. 3. Główne silniki wahadłowca (1): 2 — przewód 30 cm, 3 — przewód napędzania i spustu LO_2 (20 cm), 4 — przewód 43 cm, 5 — dolna powierzchnia wahadłowca, 6 — przewód napędzania i spustu LH_2 (20 cm), 7 — zbiornik zewnętrzny



Rys. 4. Wahadłowiec: 1 — okno do obserwacji ładunku, 2 — kabina załogi, 3 — pokrywy silników przedniego zespołu sterującego, 4 — podwozie przednie, 5 — boczny właz, 6 — pokrywa urządzeń nawigacyjnych, 7 — ładownia (długość 18 m), 8 — ster kierunku, 9 — hamulec aerodynamiczny, 10 — silniki tylnego zespołu sterującego, 11 — silniki główne, 12 — kłapa kadłubowa, 13 — pokrywy urządzeń startowych, 14 — lotki, 15 — podwozie główne, 16 — wizjer ładunku

Trzy główne silniki wahadłowca (rys. 3) pracują około 8 minut. Każdy z silników ma około 4,3 m długości, a średnicę prawie 2,4 m i na poziomie morza daje ciąg 1668 tys. kG. Regulacja silnikiem zapewnia dławienie ciągu w wysokości 50÷109% ciągu nominalnego. Dzięki przegubowemu zawieszaniu silników możliwe jest pochylanie ich w czasie pracy.

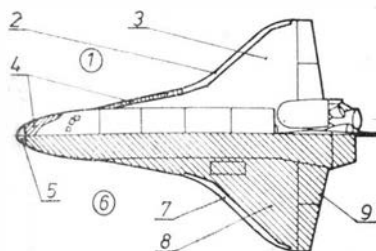
Do sterowania przemieszczaniem się pojazdu względem trzech osi służy raketowy podsystem sterowania (RCS) mający 38 podstawowych silników oraz 6 silników korygujących. Podsystem ten podzielony jest na trzy zespoły. Jeden w części przedniej oraz po jednym na lewej i prawej stronie tylnej części kadłuba (tuż przy silnikach głównych). Paliwem dla tego systemu jest monometylohydrazyna (MMH), a utleniaczem czterotlenek azotu. Wagowy stosunek utleniacza do paliwa wynosi 1,6:1, co pozwala użyć identycznych zbiorników zawierających 609 kg N_2O_4 i 381 kg MMH.

Do manewrowania (np. zmiany orbity) służy orbitalny podsystem manewrowy (OMS), zaopatrzony w dwa silniki umieszczone obok silników głównych. Zbiorniki tego podsystemu zawierają ilość paliwa zapewniającą zmianę prędkości o 305 m/s przy obciążeniu pojazdu ładunkiem o masie 29 500 kg. 10 800 kg materiału napędowego i 420 kg przeznaczonych na straty umieszczono w dwóch komorach w tylnej części kadłuba (rys. 4).

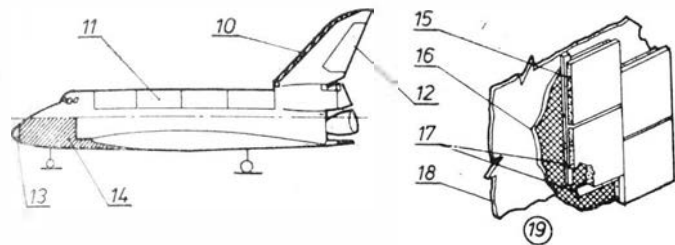
Konstrukcja wahadłowca wykonana jest głównie ze stopów aluminium z powierzchniami zewnętrznymi pokrytymi izolacją termiczną. Część przednią kadłuba (mieszczącą kabinę) wykonano z mechanicznie obrabianych płyt integralnych wspartych wręgami. Wszystkie połączenia są spawane w celu stworzenia szczelnej komory ciśnieniowej. Kabina ma dwa włazy: jeden umieszczony na prawej stronie przodu kadłuba, a drugi umożliwiający przejście do ładowni. także część środkowa kadłuba jest konstrukcją z integralnych płyt wspartych wręgami. Części boczne wręg są kombinacją płyt z integralnymi lub nitowanymi usztywnieniami, natomiast części środkowe są kratownicą. Góra środkowej części kadłuba zamykana jest pracującymi pokrywami zawieszonymi na bokach kadłuba (burtach ładowni) i spinanymi wzdłuż centralnej linii grzbietowej. Tył kadłuba skupia w sobie obciążenia od skrzydeł, usterzenia, napędów i zbiornika zewnętrznego. Główny element jego konstrukcji stanowi tytanowa kratownica, której najbardziej obciążone elementy wzmocnione są włóknami boru. Pokrycie stanowią płyty integralne. Jako przegrodę rozdzielającą kadłub od zespołu silników zastosowano płytę aluminium z wypełniaczem ulowym pokrytą warstwą izolacyjną.

Skrzydło jest konstrukcją dźwigarową z falistą ścianką dźwigara i żebrami kratowymi. Pokrycie usztywnione jest podłużnicami ze stopów aluminium. Lotki są konstrukcją przekładkowej z wypełniaczem ulowym.

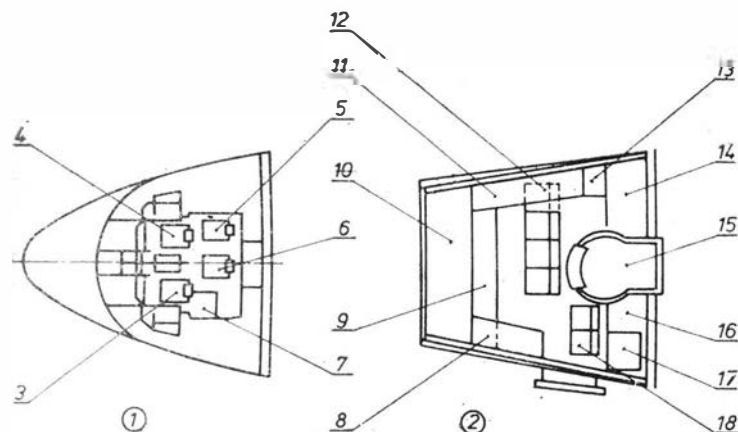
Usterzenie pionowe jest konstrukcją ze stopów aluminium, dwudźwigarową, wielożebrową, z usztywnionym po-



Izolacja	Powierzchnia	Maks. Temper.
LRSI	603 m ²	900°K
HRSI	434 m ²	1500°K
RCC	38 m ²	1800°K
Razem	1075 m ²	



Rys. 5. Wahadłowiec: 1 — górna powierzchnia, 2 — RCC, 3 — LRSI, 4 — HRSI, 5 — RCC, 6 — spód, 7 — RCC, 8 — HRSI, 9 — LRSI, 10 — HRSI, 11 — LRSI, 12 — LRSI, 13 — RCC, 14 — HRSI, 15 — powłoka z płytek ceramicznych, 16 — podkład izolatora, 17 — listwy, 18 — pokrycie ze stopów Al, 19 — typowa izolacja płytkowa



Rys. 6. Pokład górny (1) i pokład dolny (2): 3 — stanowisko dowódcy, 4 — stanowisko pilota, 5 — stanowisko specjalisty od misji, 6 — stanowisko manipulacji ładunkiem, 7 — stanowisko specjalisty od ładunku, 8 — kuchnia, 9, 13, 16 — szafki, 10 — urządzenia elektroniczne, 11 — miejsca do spania, 12, 18 — fotele, 14 — urządzenia elektroniczne, 15 — komora ciśnieniowa i wąż, 17 — urządzenia higieniczne

kryciem. Okucia łączące z kadłubem zamocowane są do dźwigarów. Ster kierunku służy także jako hamulec aerodynamiczny i podzielony jest na dwie sekcje.

Wahadłowiec ma zabezpieczenie termiczne dwóch rodzajów. Pierwszy — dający zabezpieczenie przed niskimi temperaturami (LRSI) — składa się z ceramicznych kwadratowych płytek o boku 20 cm i pokrywa górne części pojazdu, gdzie temperatura nie przekracza 925°K. Wysokotemperaturowa izolacja (HRSI) składa się z ceramicznych płytek kwadratowych o boku 15 cm i pokrywa spód pojazdu oraz część krawędzi natarcia, gdzie temperatura nie przekracza 1500°K. Natomiast do zabezpieczenia obszarów takich, jak nos kadłuba oraz krawędzie natarcia o małym skosie, gdzie temperatura przekracza 1500°K, użyto wzmocnionej wysokotemperaturowej izolacji (RCC).

Do manipulacji ładunkiem, tj. załadunku i wyładunku, wahadłowiec wyposażony jest w ramieniowy manipulator, który jako standardowe wyposażenie jest zamontowany na lewej lub prawej burcie ładowni. Możliwe jest zainstalowanie dwóch oddzielnie sterowanych manipulatorów. Każdy manipulator wyposażony jest w oświetlenie i telewizyjny system obserwacyjny zapewniający bezbłędne posługiwanie się nim.

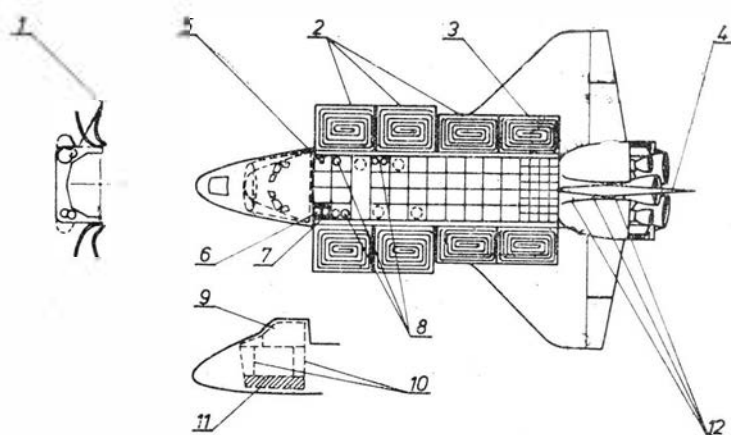
Kabina wahadłowca zaprojektowana jest jako kombinacja przestrzeni roboczej i mieszkalnej o objętości 71,5 m³ (rys. 6). Konstrukcja i wyposażenie górnej jej części umożli-

wia sterowanie we wszystkich fazach lotu, a także sterowanie wszystkimi operacjami związanymi z obsługą i manewrami ładunkiem. Dolny pokład wyposażony jest w fotele pasażerskie, miejsca do spania, zestaw sprzętów, służących do przygotowywania i spożywania posiłków oraz urządzenia higieniczne. Łatwo odejmowana podłoga tego pokładu pozwala na łatwą i szybką obsługę umieszczonego pod nią sprzętu. Komora ciśnieniowa umieszczona pomiędzy kabiną a ładownią pozwala na dostęp do ładunku.

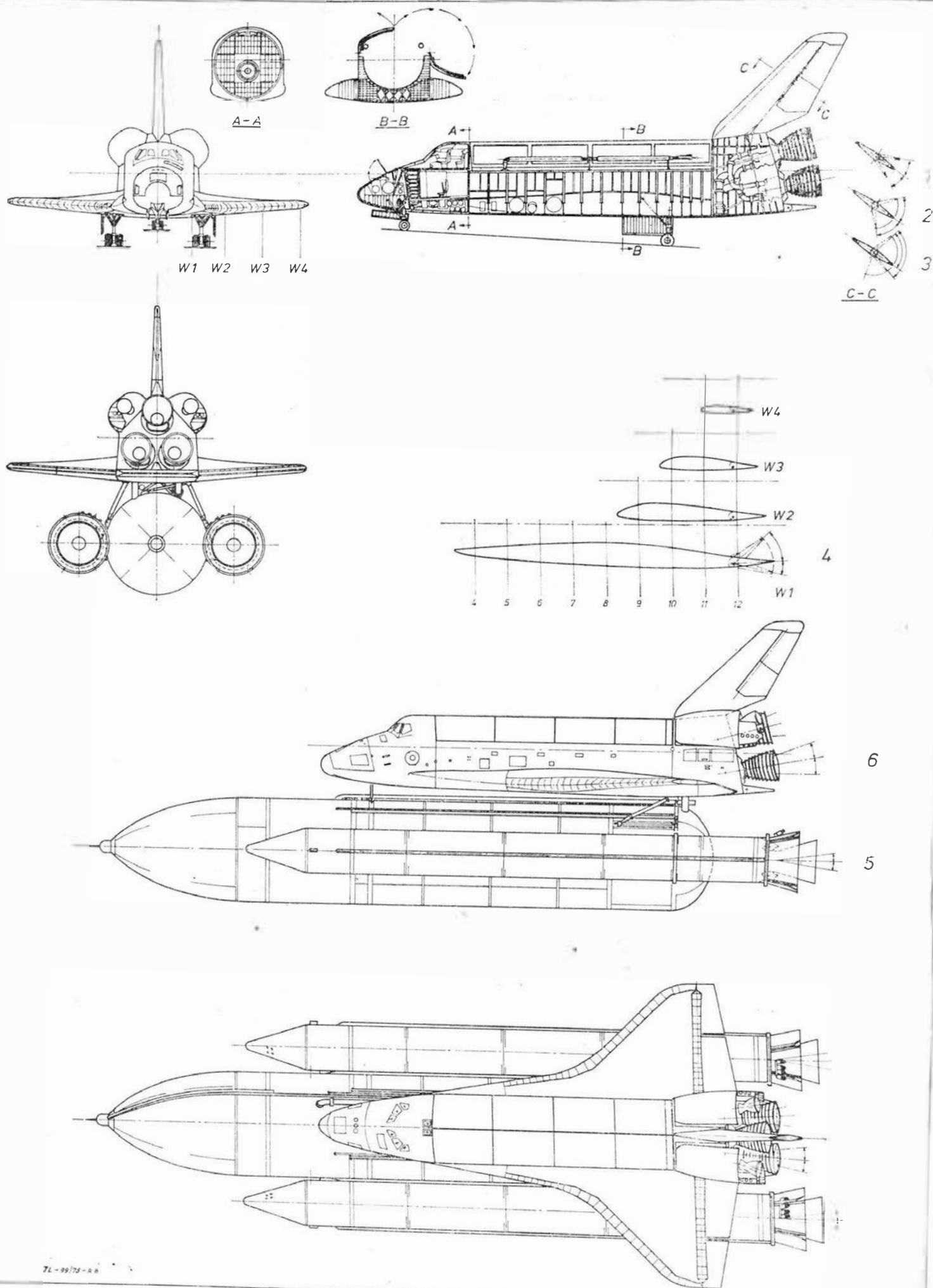
Ciśnienie panujące w ładowni jest bliskie panującemu na zewnątrz pojazdu, co eliminuje część obciążeń. Numerowane punkty mocowania wzdłuż boków i dna 18-metrowej ładowni umożliwiają umieszczenie w niej wielu różnych ładunków. Trzyście węzłów wzdłuż boków zapewnia przeniesienie pionowych i wzdłużnych obciążeń, natomiast dwanaście węzłów wzdłuż stępki zapewnia przeniesienie obciążeń bocznych. Projekt tych zamocowań uwzględnia możliwość przystosowywania ich do specyficznego rozkładu mas ładunku w ładowni.

Wahadłowiec wyposażony jest w urządzenia zasilane elektrycznie i hydraulicznie, stąd konieczność wytwarzania obu tych rodzajów energii. Energia elektryczna generowana jest przez trzy ogniwa paliwowe wodorowo-tlenowe. Każde ogniwo przyłączone jest do jednej z trzech niezależnych szyn zbiorczych. W czasie szczytowych i średnich zapotrzebowań na energię elektryczną wszystkie trzy ogniwa i szyny są używane. W czasie minimalnego zapotrzebowania użyte są tylko dwa ogniwa, które przyłączone są do trzech szyn zbiorczych. Trzecie ogniwo jest odłączone, ale w ciągu 15 minut może być włączone w przypadku większego zapotrzebowania. Nadmierna ilość ciepła wytwarzana przez ogniwa pochłaniana jest przez chłodzący obieg freonu i oddawana w wymienniku ciepła. Energia hydrauliczna uzyskiwana jest z trzech pomp napędzanych turbinami. Zespoły te chłodzone są obiegiem wodnym. Energia hydrauliczna wykorzystywana jest do napędu lotek, steru kierunku, hamulców, kłap i pochylenia silników głównych. Zapotrzebowanie na energię elektryczną jest zmienne w zależności od fazy lotu wahadłowca. W czasie 10 minut lotu od startu do wejścia na orbitę i 30 minut lotu z orbity do lądowania, gdy wiele urządzeń badawczych jest w rezerwie lub są całkowicie wyłączone, średnie zapotrzebowanie energii elektrycznej wynosi 1000 W, a szczytowe 1500 W; w fazie, w której następują operacje związane z przemieszczeniem ładunku średnie zapotrzebowanie wynosi 7000 W, szczytowe zaś 12 000 W.

Parametry atmosfery w kabinie, takie jak temperatura, ciśnienie, wilgotność, poziom dwutlenku węgla i zapachu, kontrolowane są przez kabinowy wymiennik ciepła oraz towarzyszące mu urządzenia. Temperatura utrzymywana jest w granicach 289–305°K. Częściowe ciśnienie tlenu wynosi 2206±171 kG/m², a po dodaniu azotu całkowite ciśnienie atmosfery kabiny osiąga 10 135 kG/m². Tlen dostar-



Rys. 7. Urządzenia klimatyzacyjne: 1 — rozchylany segment chłodnic, 2 — chłodnice główne, 3 — dodatkowa chłodnica, 4 — grzejnik instalacji hydraulicznej, 5 — kabinowy pochłaniacz ciepła (1 na stronę), 6 — wymiennik ciepła ogniwo paliwowych i ładunku, 7 — kabinowy wymiennik ciepła, 8 — wysokociśnieniowe zbiorniki gazu (4 azot i 1 tlen), 9 — sterownice i wskaźniki, 10 — chłodzone urządzenia elektroniczne, 11 — kabinowy wymiennik ciepła, 12 — chłodzone urządzenia elektroniczne, pochłaniacz z amoniakiem, parownik wody, złącza naziemnego systemu wymiany ciepła



Rys. 8. Zakresy wychyleń: 1 — steru kierunku, 2 — hamulca, 3 — steru z otwartym hamulcem, 4 — lotek, 5 — dyszy rakietów wspomagających, 6 — silnika głównego

czany jest z tych samych zbiorników, z których zasilane są ogniwa, natomiast azot ze zbiornika umieszczonego w środkowej części kadłuba.

Do odprowadzenia ciepła wytworzonego przez wszystkie zespoły osprzętu wahadłowca służą chłodnice ulokowane na wewnętrznej stronie drzwi ładowni. Chłodnice te wykonują swoje zadanie wówczas, gdy wahadłowiec znajduje się na orbicie i drzwi ładowni są otwarte. Zamknięty obieg wody odbierający ciepło z kabinowego wymiennika i z pomieszczenia urządzeń elektronicznych pojazdu przechodząc przez wymiennik oddaje ciepło obiegowi freonu, który je wraz z ciepłem chłodzenia ogniw paliwowych od-

daje w chłodnicach o łącznej powierzchni 144 m². W celu zwiększenia zdolności chłodzącej zastosowany został parownik wody. W czasie tych faz, w których drzwi ładowni są zamknięte, a chłodnice nie pracują, chłodzenie zapewnione jest dzięki pochłaniaczowi ciepła z amoniakiem jako czynnikiem (rys. 7).

Głównym projektantem i wykonawcą wahadłowca jest amerykańska firma Rockwell, natomiast cały system powstaje w wyniku kooperacji firm następujących krajów: Stanów Zjednoczonych, RFN, Włoch, Francji, Wielkiej Brytanii, Belgii, Hiszpanii, Holandii, Danii, Szwajcarii i Austrii.

Opracował: Marek Bedyński

Skrzydło W. Kasprzyka —wstępne badania tunelowe

TOMASZ WUSATOWSKI

Przebieg i wyniki pierwszych dmuchań tunelowych cechującego się dużą siłą nośną Kasper Wing. Częściowe potwierdzenie teorii W. Kasprzyka i błędy zastosowanej metody pomiarowej.

Niedawno temu w *TLiA* (nr 9'74) ukazał się artykuł o rewelacyjnym skrzydle i szybowcu skonstruowanym przez Witolda Kasprzyka. O unikalnych właściwościach aerodynamicznych *Kasper Wing*, umożliwiających lot szybowca z prędkością 32 km/h przy opadaniu własnym 0,5 m/s, dowiedział się również Daniel Walton, student ostat-

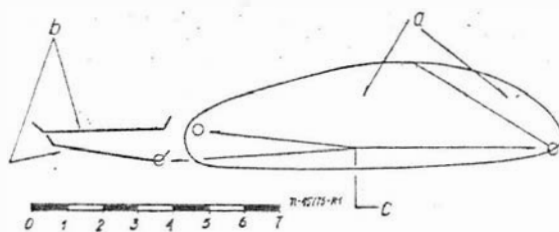
dzięki współpracy układu kłap podtrzymujących istnienie wirów nad górną powierzchnią profilu. Do badań tunelowych wykonano skrzydło prostokątne o rozpiętości 48,3 cm i cięciwie 15,2 cm. Na jego końcach umieszczono dwie płyty brzegowe, służące również do zamocowania kłapy przy krawędzi natarcia oraz kłap szczelinowych przy krawędzi spływu. Te ostatnie wygięto z blachy stalowej o grubości ok. 1,6 mm według kształtu pokazanego na rys. 1. Całe skrzydło modelu starannie wypolerowano. Dmuchania przeprowadzano w tunelu aerodynamicznym, którego komora pomiarowa miała szerokość 71 cm i wysokość 50,8 cm oraz trzy punkty do mocowania modelu.

nie mają znaczenia, ponieważ w normalnych warunkach lotu byłyby wówczas zamknięte.

Podczas dmuchań przeprowadzono wizualizację przepływu. Ze względu na brak wytworzycy dymu w tunelu zastosowano metodę nitki przyklejanych do powierzchni profilu. Po ustawieniu modelu na dużych kątach natarcia, przy których spodziewano się wystąpienia zjawiska wirowego, uruchamiano tunel i zwiększano stopniowo prędkość przepływu. W zakresie małych prędkości opływ profilu odbywał się w sposób normalny, przy większych kierunek opływu zmieniał się na przeciwny. Początkowo punkt zmiany kierunku był niestabilny, lecz wraz ze wzrostem prędkości odwrócony przepływ ustalał się (rys. 2). Ten odwrócony przepływ świadczył o istnieniu wiru za kłapą krawędzi natarcia (jak to opisano w *TLiA* nr 9'74 s. 18). Obserwacja wizualna potwierdziła istnienie podobnego wiru za kłapą krawędzi spływu.

Następnie obserwacji dokonywano przy kilku innych, dużych kątach natarcia, zawsze z tym samym pozytywnym

Rys. 1. Profil modelu skrzydła: a) sosnowe elementy profilu, b) kłapy z blachy o grubości 1,6 mm, c) punkty obrotów

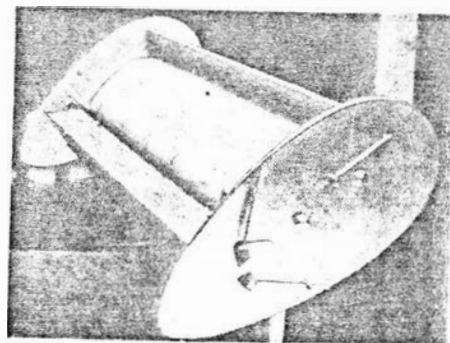


niego roku Uniwersytetu Kalifornijskiego. Ponieważ dane te były dyskusyjne i nie było ich oficjalnego potwierdzenia, postanowił zająć się tym zagadnieniem w ramach swej pracy semestralnej na uczelni. Badania przeprowadzał w tunelu małych prędkości w Northridge, zdając sobie sprawę z faktu, że dmuchania modelowe w tunelu nie mogły być dokładniejsze niż starannie wykonane pomiary w locie. Poniżej zamieszczamy sprawozdanie z jego doświadczeń i ich wyniki (zaczepnięte z czasopisma *Soaring* nr 11'74).

Celem pracy było zdobycie konkretnych danych ilościowych o interesującej metodzie zwiększania siły nośnej przy dużych kątach natarcia, możliwej

Pomiaru siły nośnej i oporu dokonywano przy użyciu dajników dynamometrycznych i licznika elektronicznego. Jak się okazało, w tunelu nie można było stosować odpowiednio dużej prędkości opływu równości liczb Reynoldsa dla modelu i rzeczywistego płata ze względu na obciążenia czujnika dynamometrycznego, cechowanego w zakresie do 4,5 kG. Zatem aby nie przeciążyć i nie uszkodzić kosztownego układu pomiarowego wykonano pomiary z prędkościami mniejszymi, wynoszącymi 31,4 m/s i 22,2 m/s.

Pewną niepożądaną cechą modelu skrzydła były niewielkie drgania kłap szczelinowych przy krawędzi spływu, występujące przy małych kątach natarcia. Jednak, praktycznie drgania te

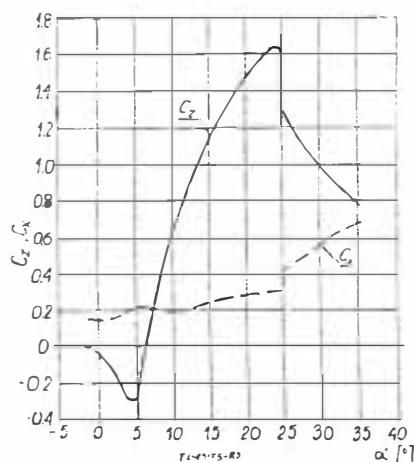


Rys. 2. Model w tunelu; widoczne nitki wskazują odwrótny przepływ na górnej powierzchni skrzydła przy otwartych kłapach

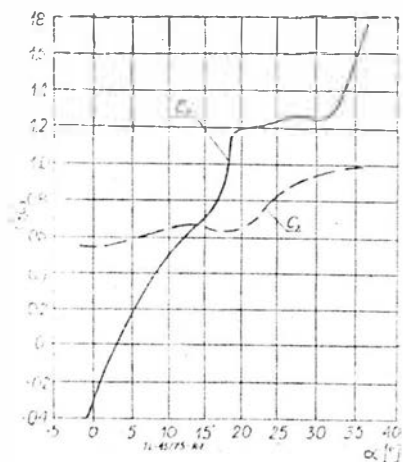
nym rezultatem. Jedynie prędkość, przy której opływ zmieniał kierunek, malała w miarę jak zwiększano kąt natarcia. Następnie przy stałej prędkości dokonywano pomiarów siły nośnej i oporu w całym zakresie kątów natarcia (rys. 3). Model z klapami otwartymi dmuchano przy dwóch różnych prędkościach, z tym że jedynie przy mniejszej z nich możliwe było zbadanie całego zakresu kątów natarcia do 55° (ze względu na obciążenia czujników dynamometrycznych).

Przedstawione na wykresach wyniki (dla otwartych klap) wykazują znaczne różnice oporu i siły nośnej w porównaniu z bardziej konwencjonalnymi profilami (rys. 4 i 5). Profil z klapami schowanymi daje wykresy podobne do konwencjonalnego profilu, przedstawionego na rys. 3.

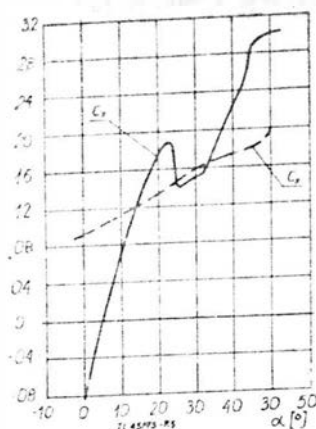
Z rysunku 4 widać, że przy większej prędkości i otwartych klapach skrzydło nie wykazuje tendencji do przeciągnięcia rozumianego w normalnym sensie. Opór skrzydła ogólnie okazał się bardzo duży i nie wzrastał parabolicznie ze wzrostem kąta natarcia, jak to zachodzi w innych profilach. Na rysunkach 4 i 5 zaznacza się wyraźnie wspomniany obszar znajdujący się w



Rys. 3. Przebieg C_z i C_x w zależności od kąta natarcia dla układu z klapami schowanymi, prędkość $v = 31,4$ m/s, $Re = 330\ 000$



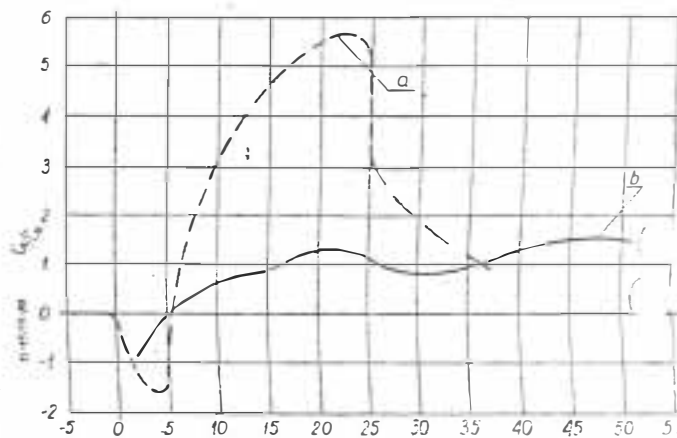
Rys. 4. Przebieg C_z i C_x w funkcji kąta natarcia; kłapy otwarte, prędkość przepływu $v = 31,4$ m/s, $Re = 330\ 000$



Rys. 5. Przebieg C_z i C_x w funkcji kąta natarcia; kłapy otwarte, prędkość przepływu $v = 22,2$ m/s, $Re = 228\ 000$

przedziale kątów natarcia od 19° do 30° . Na rysunku 6 przedstawiono doskonałość aerodynamiczną skrzydła czyli C_z/C_x dla klap zamkniętych przy prędkości 31,4 m/s i otwartych przy 22,2 m/s. Powoduje to różnicę w liczbach Reynoldsa, jednak wówczas dla mniejszych prędkości można było zbadać przebieg C_z/C_x w większym zakresie kątów natarcia. Optymalny kąt natarcia dla profilu gładkiego jest ustalany w mniejszych kątach natarcia, natomiast dla profilu z otwartymi klapami — na większych kątach. Świadczy to, że profil Kasprzyka jest bardziej odpowiedni przy większych kątach natarcia. Uprzednio podano dwie liczby odnoszące się do prędkości opadania przy dużych kątach natarcia,

Rys. 6. Doskonałość skrzydła modelu w funkcji kąta natarcia: a) kłapy schowane, b) kłapy wyciągnięte



a mianowicie 1,02 m/s przy 48,2 km/h i 0,51 m/s przy 32,2 km/h. Z równości ważnej dla małych kątów $C_z/C_x = v/w$ wynika, że doskonałość w podanych przypadkach wynosi 13,3 i 17,6. Wielkości te są sprzeczne z maksymalną wartością doskonałości równą 1,6, uzyskaną w eksperymentach.

W badaniach uzyskano $C_{z\max} = 2,98$ przy kącie natarcia 50° , jednak opór był zawsze znaczny. Podczas wizualizacji opływu stwierdzono, że kłapy powodują powstawanie układu wirów. Zetknięto się także z drganiami typu buffeting. W swoim założeniu badania te nie miały być obszerne, a celem ich było sprawdzenie prototypowego profilu w tunelu i zdobycie bardziej szczegółowych informacji o korzyściach

i ograniczeniach wynikających z zastosowania niecodziennego układu kłap. Tak podsumował swą pracę D. Walton.

A teraz spróbujemy się zastanowić o czym świadczy przedstawiony opis badań.

● Uzyskany $C_{z\max} = 2,98$ jest bliski wartości otrzymanej przez W. Kasprzyka w locie, to jest 3,15.

● Nadmierny opór, który w wyniku doprowadził do małej doskonałości, został spowodowany zastosowaną metodą pomiarową, a mianowicie:

— w tunelu nie uzyskano przepływu płaskiego wokół profilu, ponieważ rozpiętość skrzydła nie zajmowała całej szerokości tunelu;

— zastosowane płyty brzegowe ustalające wir i służące do uzyskania opływu płaskiego są do tego celu za małe i mogą powodować powstawanie dużego oporu indukowanego, zwłaszcza że maksymalne kąty natarcia są wówczas równe ok. 55° , a wydłużenie skrzydła modelu jest 3,17; wartości te dają C_x indukowany około 1 (dla przypomnienia: wydłużenie skrzydła Kasprzyka jest 15);

— ustawienie płyt brzegowych skrzydła w odległości ok. 10 cm od ścianki tunelu musiało powodować wzrost turbulencji, a zatem i oporu (sposób ten normalnie nie jest stosowany);

— nie można porównywać przepływów wokół skrzydła prostego (model) i skośnego (Kasper Wing) gdy występuje na nich wir związany; wiry te wówczas różnią się nieco, a opór skrzydła prostego jest większy;

— nie spełniony warunek równości liczb Re (za mała dla modelu) powoduje wzrost C_x dla modelu;

— przy bardzo dużych kątach natarcia (a one są najważniejsze) mogło wystąpić dławienie przepływu w tunelu, ponieważ tak ustawione skrzydło modelu stanowiło pokątną część pola przekroju komory pomiarowej.

Uzyskane rezultaty tylko częściowo potwierdzają teorię W. Kasprzyka, w żadnym jednak przypadku nie są w stanie jej podważyć. Opisany problem w dalszym ciągu nie jest całkowicie znany i wymagać będzie dodatkowych, bardziej solidnych badań, zarówno tunelowych jak i w locie.

Porty lotnicze dnia jutrzejszego • Część I

Mgr inż. JAN SMOLEŃSKI

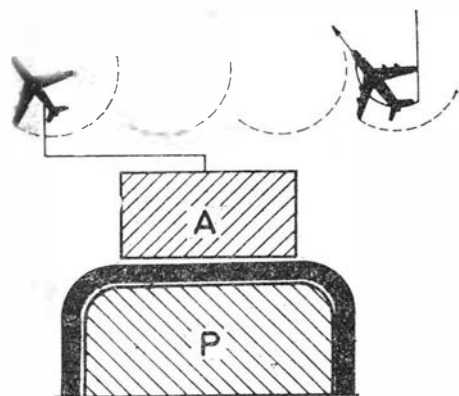
Ostatni artykuł z cyklu „Porty lotnicze w nowoczesnym świecie” nakreśla optymistyczny obraz portu lotniczego za lat 15÷20.

Część pierwsza zawiera przegląd obecnych rozwiązań: dworzec-wyspa, dworzec bez samolotów, liniowy i miejski.

Po przeprowadzeniu w poprzednich artykułach analizy problemów związanych z portami lotniczymi należałoby obecnie zastanowić się, jaka jest ich przyszłość.

Poznaliśmy wpływ, jaki porty lotnicze wywierają na otoczenie (i to zarówno wpływ fizyczny, ekonomiczny jak i społeczny) i odwrotnie — reakcje środowiska na rozwój portów lotniczych. Niektóre elementy, jak np. wielkość potencjalnego rynku do zdołania przez transport lotniczy i wpływ portu lotniczego na rozwój danego regionu czy aglomeracji miejskiej, pozwalają przewidzieć przyszłość jasną, korzystną. Inne zakłócają nieco ten optymistyczny obraz: hałas lotniczy, zatłoczenie w przestrzeni powietrznej, zbyt mała regularność transportu lotniczego, dysproporcja między czasem przelotu a czasem raco-
nym na dojazdy i na pobyt w porcie lotniczym.

Istnieją ponadto elementy, które nie łnoszą się wyłącznie do portów lotniczych, które jednak oddziałują ogólnie na rozwój społeczeństwa, wywierając pośredni wpływ również na transport lotniczy i na jego infrastrukturę. Albo społeczeństwu uda się przejść do ery post-industrialnej, rozwiązując problemy techniczne, finansowe, społeczne, i otworzy się wówczas nowa epoka postępu, albo próby wysiłki w tym kierunku zawiodą i w takim razie należy się liczyć z okresem zastoju.



TL - 106/75 - A1

rys. 1. Mały dworzec lotniczy o funkcjach elementarnych; parking P, dworzec A płyta przeddworcowa bezpośrednio przylega do siebie

Przyszłość portów lotniczych może więc być rozważana z pozycji pesymistycznej lub optymistycznej.

Wizja pesymistyczna zakłada, że transport lotniczy nie potrafi zwalczyć nawarstwiających się trudności i jego rozwój zostanie wkrótce zablokowany przez uciążliwość, natłok (w powietrzu, w porcie, na drogach dojazdowych), konflikty społeczne i konkurencję innych rodzajów transportu.

Wizja optymistyczna opiera się na przesłance, że transport lotniczy, świadomy wszystkich trudności, zdecydowany jest pokonać je i ma ku temu wszelkie dane dzięki dynamizmowi i nowoczesnej technice jaką dysponuje. Pokona trudności zacieśniając więzy solidarności pomiędzy portami lotniczymi, przewoźnikami lotniczymi i konstruktorami statków powietrznych oraz rozwijając kooperację i koordynację ze wszystkimi czynnikami danego środowiska, według nowych zasad i nowej etyki.

Jeżeli uwierzy się w postęp na świecie, należy przyznać rację optymistom. Z tej też pozycji nakreślony zostanie obraz portu lotniczego przyszłości. Horyzont dnia jutrzejszego to 15÷20 lat, czyli okres, który można ogarnąć przewidywaniami w technice lotniczej.

Samoloty za 15 lat

Potrafimy z dużą dozą prawdopodobieństwa przewidzieć, jakie będą samoloty za 15 lat, jest to bowiem w przybliżeniu długość życia jednej generacji samolotów. Samoloty, które dzisiaj latają, zejść już z linii, a te, które wejdą do eksploatacji w najbliższych latach, będą jeszcze latały. Te ostatnie są znane, gdyż znajdują się już na liniach montażowych, w ośrodkach badawczo-doświadczalnych lub na stołach kreślarskich biur konstrukcyjnych.

Można założyć, że za 15 lat znajdą się w eksploatacji konwencjonalne samoloty odrzutowe o wielkiej i małej pojemności, samoloty naddźwiękowe, samoloty krótkiego startu i lądowania i prawdopodobnie samoloty o pionowym starcie i lądowaniu.

Wielkie konwencjonalne samoloty odrzutowe będą używane na średnich i długich dystansach do transportu masowego przy stosunkowo niskich taryfach, zakłada się bowiem, że pasażerowie zachęceni obniżonymi taryfami zgodzą się na nieco dłuższy czas przebywania w dworcu lotniczym lub na loty poza godzinami szczytowymi. Małe konwencjonalne samoloty odrzutowe zapewnią komunikację pomiędzy ośrodkami o mniejszym znaczeniu gospodarczym czy turystycznym, gdzie czas tracony na ziemi jest mniejszy,

zagęszczenie ruchu niewielkie i gdzie częstotliwość połączeń ma o wiele większe znaczenie niż pojemność samolotu.

Samoloty naddźwiękowe zapewnią większą część przewozów w ruchu dalekiego i bardzo dalekiego zasięgu. Będą one miały tendencję do zwiększenia swej pojemności i stworzenia możliwości lotu z prędkością transoniczną (prędkość nieznacznie przekraczająca prędkość dźwięku, przy której fala uderzeniowa nie dociera do ziemi) w celu uniknięcia detonacji balistycznych przy przelotach nad terenami zamieszkałymi.

Do przewozu towarów używane będą olbrzymie samoloty konwencjonalne, a być może powróci się również do sterowców. Stanowi to rozwiązanie interesujące, bowiem choć szybkość przewozu jest znacznie mniejsza, ale i koszty są również nieporównywalnie mniejsze, a ponadto sterowiec startuje i ląduje pionowo na niewielkiej powierzchni. Byłby to chyba środek transportu odpowiedni dla towarów ciężkich lub objętościowo dużych.

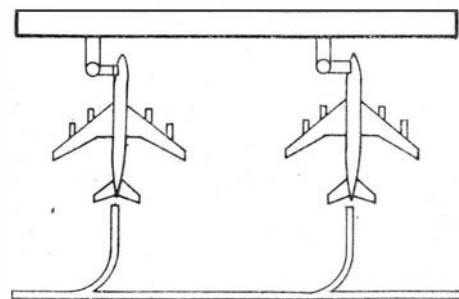
Samoloty krótkiego startu pojawią się niebawem. Właściwie już istnieją, ale dotychczas ich osiągi i charakterystyki są skromne. Należy się spodziewać, że rozwój tego typu samolotów nastąpi w stosunkowo krótkim czasie, gdyż istnieje na nie olbrzymie zapotrzebowanie na rynkach lotniczych.

Będą one mogły być użyte:

— po pierwsze tam, gdzie realizacja infrastruktury technicznej dla samolotów klasycznych byłaby niemożliwa lub nastręczałaby wiele trudności (np. w terenach górzystych);

— po drugie w celu rozładowania zatłoczenia w przestrzeni powietrznej w rejonie lotnisk, gdyż starty i lądowania tych samolotów odbywają się wg odmiennych procedur i trajektorii niż samolotów konwencjonalnych;

— po trzecie na nowych małych lotniskach usytuowanych bliżej miast, w konsekwencji skracając czas dojazdu. Pozwoli to na skuteczne

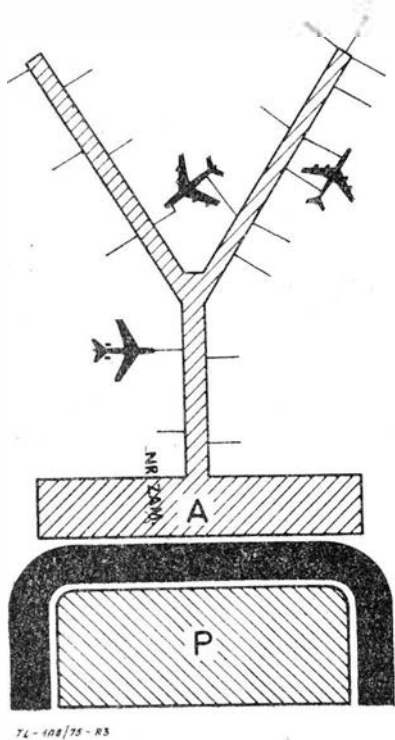


TL - 106/75 - A2

Rys. 2. Czołowe ustawienie samolotu przed dworcem lotniczym

nym nie tylko na średnich, ale nawet na krótkich dystansach.

W dalszej przyszłości samolot krótkiego startu, skutecznie wyciszony, będzie ulegał doskonaleniu, aż stanie się samolotem pionowego startu i lądowania. Porty lotnicze dla tych sa-



Rys. 3. System palcowy, rozdzielony w formie litery „V” — port lotniczy w Chicago

molotów będą mogły być usytuowane już w samych centrach miast. Samolot ten będzie więc w pełni przystosowany do przelotów na bliskich odległościach i powinien rozwiązać skutecznie problem transportu w silnie zurbanizowanych regionach, czego dzisiaj nie rozwiązuje i nie może rozwiązać śmigłowiec — zbyt głośny i zbyt kosztowny w eksploatacji.

Porty lotnicze za 15 lat

Spróbujmy sobie wyobrazić wyposażenie dużej aglomeracji miejskiej w porty lotnicze. Jedyne transport lotniczy dalekiego zasięgu będzie jeszcze potrzebował długich dróg startowych, a ponieważ starty i lądowania tych samolotów stanowią stosunkowo niewielki procent pracy portu, należy przypuszczać, że w krajach o rozwiniętej infrastrukturze lotniczej istniejące obecnie porty lotnicze w pełni wystarczą do obsłużenia tego ruchu i nie zajdzie potrzeba budowy nowych lotnisk typu klasycznego.

Budować się natomiast będą STOL-Porty o drogach startowych długości 150÷500 m, które przyjmować będą samoloty krótkiego startu latające na średnich, a niekiedy i na krótkich dystansach. STOL-Porty będą usytuowane na niezabudowanych terenach miast, takich jak brzegi rzek, węzły kolejowe i drogowe. Budowane one będą jako konstrukcje nadziemne, wyposażone w parkingi, ze ścisłym powiązaniem z autostradami i innymi szlakami transportu masowego. Po-

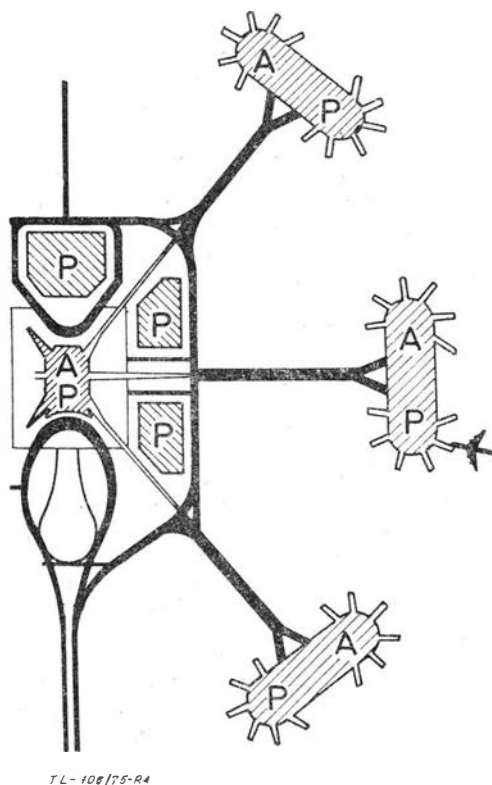
-Portów dla samolotów pionowego startu latających na dystansach krótkich. VTOL-Porty — usytuowane w samych centrach miast — będą budowane przeważnie na dachach budynków.

Ponadto miasto będzie otoczone licznymi małymi lotniskami, na których rozwijać się będzie dynamicznie lotnictwo ogólne (sportowe, usług gospodarczych, dyspozycyjne, prywatne). Być może powstaną pierwsze porty wyspecjalizowane, np. w strefach przemysłowych porty towarowe przystosowane do przyjmowania wielkich samolotów towarowych lub lotniska-bazy remontowe, na których odbywać się będą przeglądy i remonty samolotów. Ten kierunek działania może okazać się niezbędny, aby nie blokować STOL-Portów i VTOL-Portów, jak również klasycznych portów lotniczych.

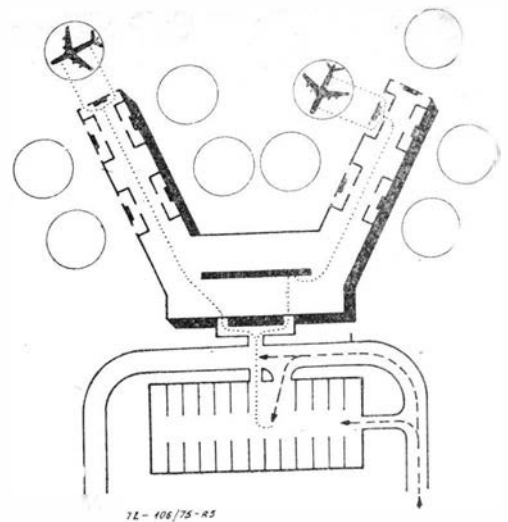
Równocześnie wewnętrzna organizacja portów będzie projektowana w taki sposób, aby zaspokoić wrastające wymagania klienta. Położony będzie specjalny nacisk na uzyskanie efektów komfortu, piękna, prostoty, funkcjonalności i lepszych usług.

Historia rowoju dworców lotniczych

W początkowym okresie lotnictwa rola dworców lotniczych była prosta, gdyż były one w zasadzie jedynie schronieniem dla pasażerów w miejscu pomiędzy polem wzlotów a drogą dojazdową (rys. 1). Sytuacja skomplikowała się, gdy ruch zaczął wzrastać i gdy trzeba było równocześnie przyjmować dużą liczbę samolotów i obsługiwać je z tego samego dworca. Samoloty komunikacyjne zajmują więcej miejsca niż np. autobusy czy pociągi, zwłaszcza osobowe. Kiedyś w przyszłości będą one z pewnością



Rys. 4. Jednostka centralna i trzy satelity — port lotniczy w Tampa



Rys. 5. Centralny dworzec lotniczy z odprawą w salach oczekiwania i załadunku (poszerzone palce — korytarze)

mogły składać skrzydła, zajmując na płytach przeddworcowych mniej miejsca. Na razie jednak ich rozmiary pozostają w skali nieporównalnie większej do rozmiarów budynku. Brak było możliwości ustawiania wszystkich samolotów bezpośrednio przy dworcu, a odległości od dworca do samolotów stale rosły. Był to okres długiej drogi pasażera do samolotu i związanej z tym straty czasu oraz niewygód. Od strony podjazdu wzrastała gwałtownie powierzchnia parkingów, a wraz z nią odległość, jaką musiał pokonać pasażer z parkingu do dworca. Sytuacja stała się szybko nie do zniesienia, zwłaszcza że budynki dworców uległy znacznemu zwiększeniu, a ich funkcja komplikowała się coraz bardziej.

Należało szukać nowej koncepcji. Rozpoczęto od skracania odległości poziomych, budując dworce i parking wielokondygnacyjne oraz ustawiając samoloty przed dworcami czołowo, co pozwoliło na umieszczenie na tej samej powierzchni większej liczby samolotów, ale też zmusiło do stosowania ciągników w celu wypychania samolotów z ich stanowisk (rys. 2).

Dworce rozbudowane o korytarze osłaniające pasażerów w drodze do samolotów przed uciążliwością warunków atmosferycznych zostały wyposażone w rękawy pozwalające na doprowadzenie pasażerów z dworca do kabiny bez wychodzenia na otwartą przestrzeń. System ten pozwolił ponadto na załadowywanie samolotu w sposób ciągły w miarę przybywania pasażerów do dworca, a nie w sposób pulsujący jak to miało miejsce przy przewożeniu pasażerów do samolotów autobusami czy też przechodzeniu grupami pod opieką hostessy. Oczywiście był to już postęp i pierwsza oszczędność czasu (rys. 3).

Następnie zamiast korytarzy naziemnych, wzdłuż których stały samoloty, zaproponowano tunelowe przejścia podziemne z dworca do satelitów, to jest budynków, wokół których ustawiano samoloty. System ten w zasadzie nie pozwala na umieszczenie na tej samej powierzchni większej liczby samolotów niż dawniej, ale odległość z dworca jest praktycznie ta sama dla wszystkich pasażerów, podczas gdy

przy systemie korytarzowym w zależności od miejsca ustawienia samolotów mogła się znacznie różnić (rys. 4).

Inny system proponuje poszerzenie tzw. *palców* (korytarzy) do takich rozmiarów, że przyjmują one w części funkcję dworca, tworząc poczekalnie odlotowe. *Palce* dworca grubieją, stąd system przyjął nazwę *dworca z kciukami*. System ten praktycznie nie zwiększa przepustowości dworca, pozwala jednak na uproszczenie jego funkcji i segregację pasażerów przed wejściem do samolotu (rys. 5).

Wszystkie te systemy szybko osiągnęły swe graniczne możliwości. W obliczu nieustannego wzrostu ruchu należało szukać coraz to nowych rozwiązań i w poszukiwaniach zmierzających do zaprojektowania dworca idealnego można rozróżnić cztery szkoły: dworzec-wyspa, dworzec bez samolotów, dworzec liniowy, dworzec miejski.

Dworzec-wyspa

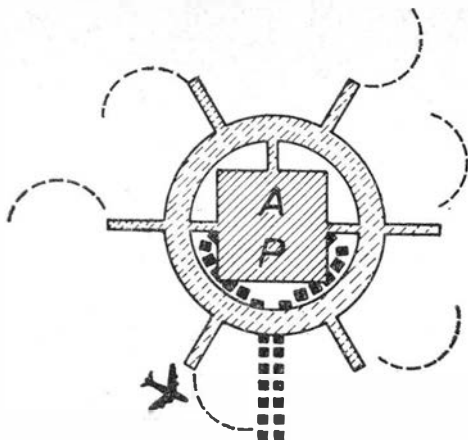
Pierwsza szkoła uważa, że dworzec klasyczny z fasadą miejską od strony podjazdu i parkingi i fasadą lotniskową od strony płyty przeddworcowej źle wykorzystuje powierzchnię wokół dworca, gdyż samoloty ustawione są tylko z jednej strony budynku. Zaleca ona rozwiązanie pod nazwą dworzec-wyspa, w którym samoloty stoją wokół budynku, co pozwala na ustawienie ich w liczbie dwukrotnie większej w tej samej odległości od dworca i na znaczne zmniejszenie drogi od dworca do samolotu. Jest to w gruncie rzeczy satelita, który staje się dworcem. Słabością tej koncepcji są trudności w zakresie podjazdów i parkingów. Podjazdy rozwiązuje się zapewniając ruch w różnych poziomach, a parkingi wielokondygnacyjne naziemne są albo w rozbudowanej części podziemnej dworca, albo jako dodatkowe kondygnacje nad samym dworcem. Zgodnie z założeniami omawianej szkoły zbudowano dworce w Houston, Toronto (rys. 6) czy też Roissy w Paryżu.

Dworzec bez samolotów

Druga szkoła zakłada, że daremnie usiłuje się powiązać dworzec z samolotem, zważywszy, że rozmiary obu tych elementów pozostają do siebie w stosunku niewspółmiernym; lepiej oddalić stanowiska samolotów od dworca, zapewniając równocześnie sprawny transport mechaniczny między nimi.

Koncepcja ta daje korzyści oczywiście, pozwala bowiem wyeliminować szkodliwy wpływ bliskości samolotu (hałas, podmuchy gazów spalinowych, przykry zapach paliwa), a ponadto nie wymusza wprowadzania zmian w dworcu w przypadku, gdy do eksploatacji wprowadza się inne samoloty. Idea ta była realizowana od dawna w formie przewozu pasażerów z dworca do oddalonych stanowisk autobusami. Jest jednak rozwiązanie niezbyt wygodne, a w przypadku przyjmowania w porcie samolotów wielkich — praktycznie niewykonalne.

Sprawę transportu pasażerów z dworca do samolotu można rozwiązać



TL-106/75-R6

Rys. 6. Dworzec lotniczy wyspa w formie pierścienia — Toronto (parking usytuowany nad dworcem)

przy pomocy specjalnych pojazdów, tzw. autobusów-poczekalni o pojemności dostosowanej do pojemności samolotu, mających możliwości regulowania poziomu podłogi (na zasadzie podnośników hydraulicznych), które dowożą pasażerów z dworca do samolotu i odwrotnie. Pasażer wchodzi więc do autobusu-poczekalni, na poziomie wynikającym z technologii dworca jest przewożony do samolotu i wchodzi z autobusu-poczekalni wprost do kabiny samolotu.

Ten typ dworca lotniczego został zrealizowany w porcie lotniczym Waszyngton-Dulles (rys. 7) i w Montrealu.

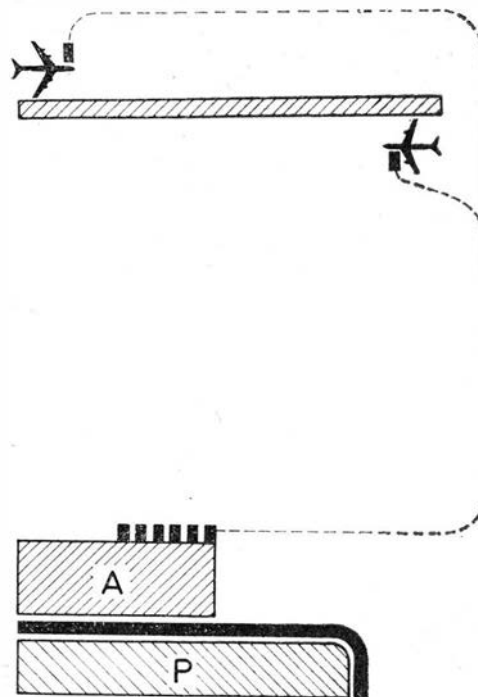
Koncepcja ta w stosunku do koncepcji palcowej, gdzie pasażer dostaje się z dworca do samolotu za pomocą rękawów, ma tę ujemną stronę, że nie pozwala na załadowywanie samolotów w sposób ciągły, powodując przedłużanie się czasu pobytu pasażera w porcie lotniczym.

Pewną odmianą tej koncepcji jest system satelitarny, z satelitami dość znacznie oddalonymi od dworca-matki, połączonymi z nim specjalnym środkiem transportu. Lecz właśnie dobór odpowiednio wygodnego i sprawnego środka nastręcza tu pewne kłopoty. W niektórych przypadkach, jak np. na lotnisku Tampa na Florydzie, wybudowano coś w rodzaju minime-tra (rys. 4). Studia idą jednak raczej w kierunku zastosowania szybkobieżnych chodników opartych na zasadzie taśmociągu.

Dworzec liniowy

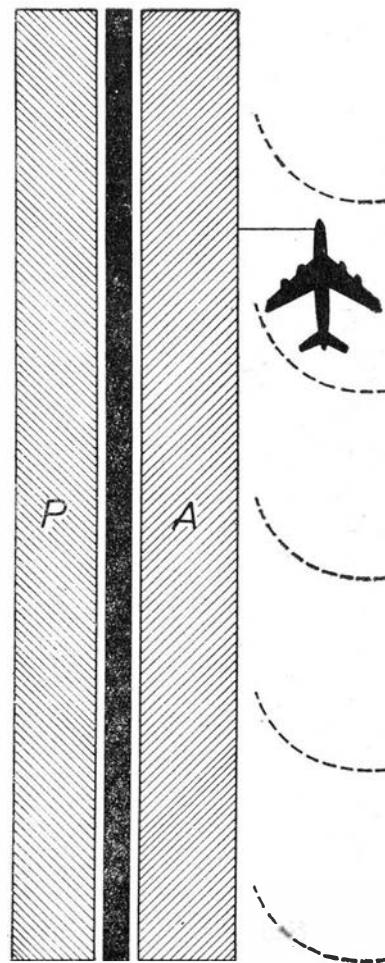
Trzecia szkoła uważa, że dworzec lotniczy-gigant będzie zawsze stwarzał problemy nie do rozwiązania i proponuje powrót do prostoty pierwotnej czyli do stawiania obok siebie szeregu dworców o małej przepustowości, limitowanej w zasadzie pojemnością jednego dużego samolotu. Łańcuch tych dworców połączonych ze sobą daje system liniowy. W tym przypadku dworzec jest właściwie *palcem* czy raczej *kciukiem* o dużej długości, obsługiwanym przez liniowy system drogowy (rys. 8). System ten jest bardzo atrakcyjny dla pasażera przybywającego taksówką czy samochodem z kierowcą, gdyż może on wjechać

samochodem bezpośrednio w rejon „swojego” samolotu. Gorsza jest sytuacja pasażera bez kierowcy, musi on bowiem znaleźć na parkingu miej-



TL-106/75-P7

Rys. 7. Dworzec lotniczy w Waszyngtonie — dwa zespoły rozdzielone: od strony miasta — dworzec i parking, od strony drogi startowej — samoloty po obydwu bokach palca



TL-106/75-R8

Rys. 8. Dworzec lotniczy liniowy

sce bliskie swojego dworca i — nawet jeśli je znajdzie — istnieje mało szans, że przy powrocie samolot podkołuje pod ten sam segment dworca, a wówczas droga do samochodu może okazać się bardzo daleka. Ta sama trudność dotyczy również pasażerów tranzytowych, którzy zmieniając samolot, mogą mieć do pokonania duże odległości. Przy tym systemie niezbędny jest bardzo sprawny transport wewnętrzny pomiędzy poszczególnymi jednostkami dworcowymi. Ponadto system ten jest mało przystosowany do ruchu zagranicznego szczególnie przy przelocie, gdyż kontrole graniczne, dążąc do działania bardziej efektywnego, wymagają pewnej koncentracji służb.

Ponadto pasażer przylatujący, a niekiedy i odlatujący, potrzebuje informacji, sklepów, restauracji, rezerwacji hoteli, wynajmu samochodów. Przy dworcu zdecentralizowanym funkcje te są albo powtarzane w każdej jednostce, co jest nieekonomiczne, albo są grupowane w jednym miejscu, co wymaga przejrzystej informacji i narządza pasażerów na dodatkową drogę.

Ogólnie rzecz biorąc zbyt duża koncentracja prowadzi do powstawania wąskich gardeł lub układów skomplikowanych, kosztownych z punktu widzenia wyposażenia, zaś zbyt duża decentralizacja wymaga zwiększonej obsługi i z uwagi na koszty robocizny jest droga w eksploatacji.

Dworce liniowe są najczęściej projektowane w formie łuków, gdzie na zewnątrz stoją samoloty, a wewnątrz umieszcza się parkingi. W ten sposób zmniejsza się odległość między samo-

chodem na parkingu a samolotem na płycie. Tak wybudowane są dworce w Dallas — Fort Worth lub w Kansas City. W systemie tym można dodać jądro centralne, w którym mieszczą się usługi i załatwiane są formalności związane z ruchem zagranicznym, co stanowi powrót do rozwiązań zbliżonych do dworca-wyspy.

Dworzec miejski

Czwarta szkoła jest bezpośrednią kontynuacją szkoły drugiej zmierzającej do oddzielenia dworca od samolotu. Propnuje ona po prostu całkowite wyeliminowanie dworca z portu lotniczego i usytuowanie go w centrum aglomeracji. Pasażerowie przy odlocie są grupowani w dworcu (dworcach) miejskim razem ze swymi bagażami i transportowani z dworca miejskiego wprost do samolotu specjalnymi pojazdami, autokarami, pociągami czy helikopterami, a może w przyszłości kontenerami wmontowywanymi w samolot. W ten sam sposób pasażer z bagażem odbywałby drogę od samolotu do dworca. W rzeczywistości system ten nie został nigdy wprowadzony w życie. Próby jego wprowadzenia ograniczały się jedynie do zastosowań częściowych i to zawsze opartych o istniejący dworzec w porcie lotniczym. Działo się tak z następujących względów: przy odlocie niemożliwe jest ściśle zsynchronizowanie transportu pasażerów z miasta z terminem odlotu samolotu, a zatem musi istnieć miejsce, gdzie pasażerowie będą oczekiwać na załadunek do samolotu; pasażer nie zawsze chce je-

chać najpierw do dworca miejskiego, szczególnie gdy jego droga do dworca miejskiego wiedzie w odwrotnym kierunku niż port lotniczy; przy przylocie istnieje potrzeba oczekiwania na wyładunek bagażu, jego posortowanie i załadunek do środka transportu kursującego na trasie port — miasto. System ten nie skraca czasu odprawy pasażerów i bagażu, nie redukuje bowiem związanych z tym czynności, a jest rzeczą obojętną, czy dokonuje się ich w porcie, czy w mieście. Uniemożliwiając natomiast załadunek samolotów w sposób ciągły, zmuszając do ścisłej synchronizacji transportu i pasażerów, wydłuża nawet znacznie czas tracony przez pasażera na trasie dom — samolot.

Jedyną zaletą tego systemu byłoby odciążenie dojazdów do portu, gdyż pasażerowie zgrupowani dojeżdżaliby środkami transportu publicznego, a nie pojazdami indywidualnymi. Pociągnęłoby to jednak za sobą konieczność poruszania się tych pojazdów na pasmach wydzielonych, aby uniknąć zakłóceń powodowanych ruchem miejskim.

System ten mógłby natomiast być w pełni zastosowany przy VTOL-Portach, gdyż płaszczyzna startu i lądowania znajdowałaby się po prostu na dachu dworca miejskiego.

Inny wariant tego systemu, może nawet dość interesujący, polega na zbieraniu po domach pasażerów i ich bagażu wyspecjalizowanymi minibusami kontrolowanymi przez radio-telefony, mającymi prawo korzystania z uprzywilejowanych pasm ruchu aglomeracji miejskiej.

WCT/204/K/75

Analiza zgodności współpracy turbinowego silnika odrzutowego z jego wlotem

Doc. dr inż. TADEUSZ GAJEWSKI

Analiza zmian parametrów nominalnych turbinowego silnika odrzutowego w zależności od dokładności wykonania jego kanałów wlotowych. Regulacja pola przekroju minimalnego dyszy wylotowej silnika.

Współpraca turbinowego silnika odrzutowego z jego wlotem, stanowiącym integralną część konstrukcji płatowca lub gondoli silnikowej, jest zgodna i efektywna, gdy wlot dostarcza silnikowi strumienia powietrza o natężeniu przepływu wymaganych przez silnik w danych warunkach jego pracy, sprawnie sprężonego dynamicznie i doprowadzonego do silnika z możliwie małymi stratami energii strumienia. Najdogodniejszym miernikiem tych strat (występujących w równaniu współpracy wlotu z silnikiem) jest wskaźnik straty ciśnienia spiętrzenia σ_{WL} strumienia wlotowego, definiowany jako stosunek ciśnień spiętrzenia w przekroju wejściowym sprężarki p_1^* i w przekroju strumienia niezaburzonego p_H^* czyli $\sigma_{WL} = p_1^*/p_H^*$. Miejsce wskaźnika σ_{WL} w równaniu współpracy wlotu z silnikiem jest następujące:

$$A_H^q(\lambda_H) = A_1 \sigma_{WL}^q(\lambda_1)$$

gdzie: A_H , A_1 — odpowiednio pola przekrojów niezaburzonego strumienia wlotowego i wpływającego do sprężarki; $q(\lambda_H)$, $q(\lambda_1)$ — funkcje gazodynamiczne liczb lambda strumienia w rozpatrywanych przekrojach.

Im większy jest wskaźnik σ_{WL} w danych warunkach pracy silnika (tzn. przy danej prędkości obrotowej i w danych warunkach lotu) tym większy jest ciąg silnika i tym mniejsze jest jednostkowe zużycie paliwa. Optymalizacji z tego względu wskaźnika σ_{WL} dokonuje się w trakcie projektowania wlotu, a jego wartości uwzględnia się przy doborze parametrów i wyznaczaniu charakterystyk projektowanego zespołu napędowego. Wskaźnik σ_{WL} powoduje jednak wtórne zagadnienie współpracy wlotu z silnikiem, które występuje w wyniku montażu silników w samolotach w trakcie ich produkcji, podczas remontu i prac prowadzonych w warsztatach jednostek lotniczych. Różna dokładność wykonawcza kanałów wlotowych, a także wprowadzone niekiedy ich zmiany ze względów technologiczno-eksploatacyjnych pociągają za sobą zmiany wskaźnika σ_{WL} i w następstwie tego zmiany parametrów nominalnych silnika. W niniejszym artykule dokonuje się analizy tych związków i możliwości wpływania na te związki. Wyniki tej analizy mogą być wykorzystane do opracowania wska-

zówek wykonawczych zespołu wlotowego oraz do ustalenia sposobu regulacji silnika po jego zamontowaniu w samolocie — w celu zbliżenia jego parametrów do wartości nominalnych.

Ilościowy wpływ zmian wskaźnika σ_{WL} wlotu na parametry silnika zmontowanego do współpracy z tym wlotem można ocenić wykorzystując metodę przyrostów skończonych opracowaną dla potrzeb teorii silników turbinowych

TABLICA 1. Wartości współczynników wpływu wskaźnika σ_{WL} na parametry silnika

δm	$\delta \pi_s^*$	$\delta \pi_T^*$	$\delta \pi_D^*$	δT_3^*	δT_4^*	δK	δb_j	Wariant silnika
1	0	0	1	0	0	1,62	-0,62	$\pi_s^* = 5; \pi_T^* = 2,15; \pi_D^* = 2,06; T_3^* = 1100^\circ\text{K}$
1,2	-0,08	0,12	0,8	-0,2	-0,22	1,65	-0,98	$\pi_s^* = 4,2; \pi_T^* = 2,15; \pi_D^* = 1,7; T_3^* = 1000^\circ\text{K}$

przez Czerkiewa [1]. Jest to tym uzasadnione, że odchylenia wskaźnika σ_{WL} od wartości nominalnych wskutek niedokładności lub świadomych zmian wykonawczych są na ogół nieduże. To upoważnia do linearyzacji rozpatrywanych funkcji, na której opiera się wskazana metoda. Ogólna postać równania małego przyrostu skończonego danego parametru P silnika (np. ciągu, zużycia paliwa, temperatury w danym przekroju, stosunku ciśnień w danym zespole, natężenia przepływu powietrza) jest następująca:

$$\delta P = \sum_{i=1}^{i=n} W_i \delta s_i$$

gdzie: δ — symbol względnego przyrostu parametru jako stosunku jego przyrostu do wartości początkowej, ogólnie $\delta y = \Delta y/y_0$; s — symbol parametru wpływającego na dany parametr silnika, np. wskaźniki straty ciśnienia spiętrzenia, sprawności zespołów silnika, pola przekrojów przepływowych; W — współczynnik określający wpływ i parametru s na parametr silnika P , definiowany przez stosunek $W_i = \delta P / \delta s_i$.

Współczynnik wpływu W określa według relacji

$$\delta P = \left(\frac{\delta P}{\delta s} \right) \delta s$$

o ile procent zmieni się P , gdy s zmieni się o 1%.

Korzystając z równań współczynników $\delta P / \delta s$ [1] można wyznaczyć ich wartości dla interesujących nas równań określających wpływ wskaźnika σ_{WL} na parametry silnika i jego zespołów, a mianowicie:

$$\frac{\delta m}{\delta \sigma_{WL}}, \frac{\delta \pi_s^*}{\delta \sigma_{WL}}, \frac{\delta \pi_T^*}{\delta \sigma_{WL}}, \frac{\delta \pi_D^*}{\delta \sigma_{WL}}, \frac{\delta T_3^*}{\delta \sigma_{WL}}, \frac{\delta T_4^*}{\delta \sigma_{WL}}, \frac{\delta K}{\delta \sigma_{WL}}, \frac{\delta b_j}{\delta \sigma_{WL}}$$

gdzie: m — masowe natężenie przepływu powietrza przez silnik; π_s^* , π_T^* — stosunek ciśnień spiętrzenia w przekrojach krańcowych sprężarki (spręż. sprężarki) i turbiny; $\pi_D^* = \sigma_D p_4^* / p_H$ — rozporządzalny stosunek ciśnień w dyszy wylotowej; σ_D — wskaźnik straty ciśnienia spiętrzenia w rurze wylotowej silnika; p_4^* — ciśnienie spiętrzenia strumienia za turbiną.

Wartości tych współczynników obliczonych dla dwóch wariantów silników przedstawia tabl. 1. Wartości te zostały obliczone przy założeniu niezmiennych fizycznej n i kryterialnej prędkości obrotowej $n_k = n (\sqrt{T_H^* / T_H})$ — temperatura spiętrzenia niezaburzonego strumienia wlotowego) co odpowiada warunkom próby współpracy wlotu z silnikiem dokonywanej na ziemi po ich zmontowaniu.

Wpływ wskaźnika σ_{WL} na parametry silnika zależy od zakresu stosunku ciśnień w dyszy wylotowej. Dlatego obliczeń współczynników wpływu dokonano dla dwóch wariantów silników: pierwszy z nadkrytycznym stosunkiem ciśnień w dyszy

$$\left(\pi_D^* > \beta_{kr}; \beta_{kr} = \left(\frac{\kappa + 1}{2} \right)^{\frac{\kappa}{\kappa - 1}} = 1,85 \text{ dla } \kappa = 4/3 \right)$$

a drugi z podkrytyczną wartością tego stosunku. Ten ostatni przypadek jest interesujący z tego względu, że może

występować w klasie turbinowych silników odrzutowych o małym ciągu (używanych np. do napędu samolotów szkolno-treningowych) jeszcze przy maksymalnej prędkości obrotowej podczas pracy silnika na ziemi lub przy prędkościach mniejszych od maksymalnej, występującej w trybie regulacji zakresu pracy silnika.

W przypadku zmontowania silnika z wlotem o zmniejszonym wskaźniku σ_{WL} w stosunku do jego wartości no-

minalnej ($\delta \sigma_{WL} < 0$) następuje zmniejszenie ciśnienia spiętrzenia strumienia w przekroju wejściowym sprężarki i konsekwentnie w pozostałych przekrojach przepływowych silnika (w stosunku do ich wartości uzyskiwanych przy $\sigma_{WL} = \sigma_{WL \text{ nom}}$). Gdy w dyszy wylotowej silnika występuje nadkrytyczny stosunek ciśnień, to ciśnienia w przekrojach silnika tak maleją, że stosunek ciśnień w sprężarce i turbinie pozostaje bez zmiany i wobec tego $\delta \pi_s^* / \delta \sigma_{WL} = 0$ i $\delta \pi_T^* / \delta \sigma_{WL} = 0$.

Niezmiennosc stosunków ciśnień π_s^* i π_T^* pozwala na zachowanie niezmienniej prędkości obrotowej przy tej samej temperaturze spalin przed turbiną T_3^* (a zatem i przy tej samej temperaturze spalin T_4^* za turbiną), wobec czego $\delta T_3^* / \delta \sigma_{WL} = 0$. Wypływają stąd dwa wnioski. Pierwszy, że punkt reprezentujący parametry sprężarki na krzywej jej współpracy z turbiną w polu charakterystyki uogólnionej sprężarki nie zmienia swego położenia (mimo zmiany σ_{WL}). Drugi, że natężenie przepływu powietrza przez sprężarkę zmienia się proporcjonalnie do zmiany wskaźnika σ_{WL} gdyż — zgodnie z rozpatrywanymi warunkami — kryterialne natężenie przepływu $m \sqrt{T_H^* / \sigma_{WL} p_H^*} = \text{const}$ i zachodzi $\delta m / \delta \sigma_{WL} = 1$.

Z wyników obliczeń przytoczonych w tabl. 1 widać, że spadek σ_{WL} o 1%, tzn. $\delta \sigma_{WL} = -1$, pociąga za sobą spadek ciągu o 1,62% i wzrost jednostkowego zużycia paliwa o 0,62%. Jednostkowe zużycie paliwa zwiększa się wskutek wzrostu strat aeromechanicznych we wlocie silnika. Natomiast spadek ciągu jest spowodowany spadkiem natężenia przepływu powietrza i pędu strumienia wylotowego. Pęd ten zmniejsza się wskutek spadku w rozpatrywanych warunkach ciśnienia statycznego p_s w przekroju wyjściowym dyszy wylotowej, gdyż:

$$p_s = \sigma_D p_4^* \approx p_s \beta_{kr}$$

Gdy w dyszy wylotowej silnika zachodzi podkrytyczny stosunek ciśnień, mniejsza wartość σ_{WL} od nominalnej pociąga za sobą takie zmiany ciśnień w przekrojach przepływowych silnika, że zmniejsza się stosunek ciśnień nie tylko w dyszy wylotowej, lecz też w turbinie. Ten ostatni jednak maleje wolniej niż w dyszy, zgodnie z charakterem współpracy turbiny z dyszą wylotową. Ilustrują to wartości współczynników $\delta \pi_T^* / \delta \sigma_{WL}$ i $\delta \pi_D^* / \delta \sigma_{WL}$ dla drugiego wariantu silnika (tabl. 1). Jednocześnie następuje przy $\delta \sigma_{WL} < 0$ wzrost stosunku ciśnień o sprężarce π_s^* . W celu zachowania niezmienności prędkości obrotowej przy zmniejszonej wartości π_T^* i zwiększonej π_s^* musi nastąpić wzrost temperatury spalin przed turbiną. W następstwie tego natężenie przepływu powietrza maleje bardziej aniżeli to wynika z samego spadku σ_{WL} . Stąd też wartości współczynników $\delta m / \delta \sigma_{WL}$ przedstawione w tabl. 1 dla $\delta \sigma_{WL} < 0$ wynoszą:

- dla silnika z $\pi_D^* < \beta_{kr} - \delta m / \delta \sigma_{WL} = -1,2$;
- dla silnika z $\pi_D^* > \beta_{kr} - \delta m / \delta \sigma_{WL} = -1$.

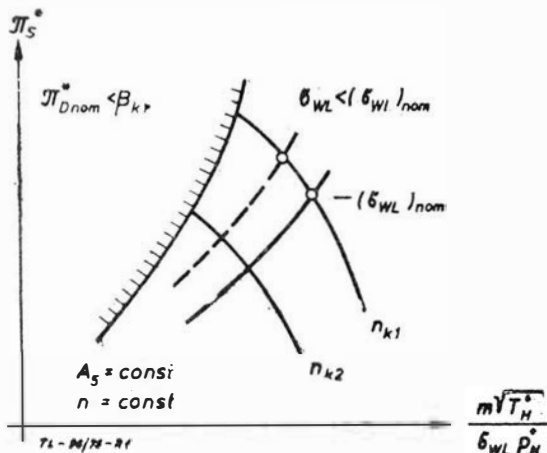
W następstwie tego punkt współpracy turbiny ze sprężarką przesuwa się w rozpatrywanych warunkach wzdłuż gałęzi charakterystyki $n_k = n / \sqrt{T_H^*}$ ku granicy pracy statecznej. Sytuacja taka pokazana jest na rys. 1, który przedstawia fragment uogólnionej charakterystyki sprężarki z naniesioną krzywą współpracy turbiny ze sprężarką.

Ciąg silnika zmniejsza się ze spadkiem σ_{WL} z powodu spadku natężenia przepływu powietrza przez silnik i spadku pędu strumienia wylotowego wskutek zmniejszenia się

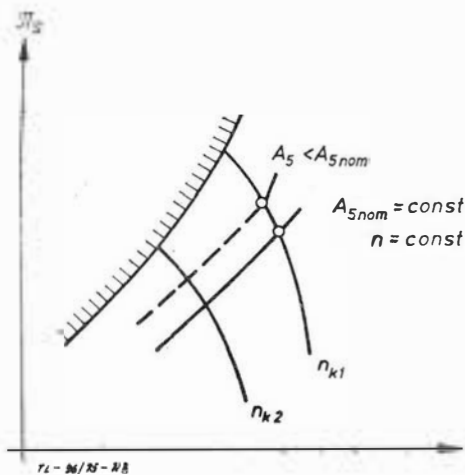
TABLICA 2. Wartości współczynników wpływu pola A_5 na parametry silnika

δm	$\delta \pi_s^*$	$\delta \pi_{T^*}$	$\delta \pi_D^*$	δT_3^*	δT_4^*	δK	δb_j	Wariant silnika
0,182	-0,73	1,12	-1,85	-1,82	-1,83	-2	-1	$\pi_s^* = 5$; $\pi_{T^*} = 2,15$; $\pi_D^* = 2,06$; $T_3^* = 1100^\circ\text{K}$
0,15	-0,61	0,905	1,52	-1,52	-1,53	-2,14	-0,38	$\pi_s^* = 4,2$; $\pi_{T^*} = 2,15$; $\pi_D^* = 1,7$; $T_3^* = 1000^\circ\text{K}$

prędkości wypływu. Należy jednak dodać, że prędkość ta maleje wolniej niż to wynika z samego zmniejszania się stosunku ciśnień w dyszy wylotowej dzięki rosnącej temperaturze T_3^* przed turbiną, a tym samym T_4^* za turbiną. Jednostkowe zużycie paliwa rośnie wskutek zwiększonych strat aeromechanicznych oraz wzrostu temperatury



Rys. 1. Przesunięcie krzywej współpracy turbiny ze sprężarką w wyniku zmniejszenia wskaźnika strat ciśnienia spiętrzenia we wlocie silnika



Rys. 2. Przesunięcie krzywej współpracy turbiny ze sprężarką w wyniku zmniejszenia minimalnego pola przekroju dyszy wylotowej silnika

spalin przed turbiną. Ten ostatni wpływ jest łagodzony dzięki wzrostowi sprężu sprężarki.

Dla obydwu tu rozpatrywanych wariantów silników pogorszenie wskaźnika σ_{WL} o 1% pociąga za sobą straty ciągu rzędu 1,5%, a jak wykazują obliczenia, przeciętne straty są przynajmniej rzędu 1,2÷1,3%. W wartościach bezwzględnych, szczególnie przy gorszych wskaźnikach σ_{WL} , może to oznaczać istotne straty ciągu silników rozpatrywanej klasy. Dla silników pracujących w zakresie podkrytycznego stosunku ciśnień w dyszy wylotowej pogorszenie wskaźnika σ_{WL} oznacza jeszcze zwiększenie temperatury spalin, które może wykraczać poza granice dopuszczalne. Pogorszenie wskaźnika σ_{WL} ma też ujemny wpływ na jednostkowe zużycie paliwa, ale tym mniej intensywny im większy jest nominalny spręż sprężarki. W związku z tym

ostatnim, pogorszenie wskaźnika σ_{WL} o 1% pociągać za sobą może zwiększenie jednostkowego zużycia paliwa tylko o 0,3÷0,4%.

Biorąc pod uwagę istniejące tolerancje dla wartości parametrów silników należy jeszcze dodać, że w zestawieniu z tolerancjami parametrów wlotów mogą one niwelować ale też i zwiększać odchylenia wartości parametrów silnika od ich wartości nominalnych we współpracy silnika z wlotem. Najłatwiejszym wnioskiem z przeprowadzonych rozważań jest wskazanie zachowania z dużą dokładnością charakterystyk nominalnych produkowanych wlotów. Innym wnioskiem — choć kłopotliwym w realizacji — jest wskazanie na możliwość dopasowywania drogą prób produkowanych silników do wlotów montowanych samolotów. W końcu należy wskazać na możliwość regulacji parametrów silnika zmontowanego do współpracy z danym wlotem przez odpowiedni dobór pola A_5 przekroju minimalnego dyszy wylotowej. Dobór taki łatwo się realizuje za pomocą kalibrowanych wkładek do końcówki dyszy wylotowej.

Efektywność wpływu pola przekroju minimalnego A_5 dyszy wylotowej na parametry silnika ilustrują współczynniki tego wpływu podane w tabl. 2. Jak widać z tej tablicy, np. zwiększenie pola A_5 silnika pracującego z podkrytycznym stosunkiem ciśnień w dyszy wylotowej o 1% pociąga za sobą zmniejszenie temperatury T_3^* spalin o 1,5%, a ciągu o przeszło 2% (i odwrotnie). Jeżeli więc w tym silniku nastąpił wzrost temperatury spalin przed turbiną o 1% wskutek zmniejszenia wskaźnika σ_{WL} , to wystarczy zwiększyć pole A_5 o wartość 0,66% wyznaczoną z równania:

$$\delta A_5 = \frac{\delta T_3^*}{\left(\frac{\delta T_3^*}{\delta A_5}\right)} = \frac{-1}{-1,52} = 0,66$$

Jednocześnie w tym przypadku należy się liczyć ze spadkiem ciągu o 1,4%, gdyż

$$\delta K = \left(\frac{\delta K}{\delta A_5}\right) A_5 = -2,14 \cdot 0,66 = -1,4$$

Podobnie można wyznaczyć konieczną regulację przekroju dyszy ze względu na ciąg lub inne parametry silnika. Ponieważ wzrost pola A_5 pociąga za sobą spadek temperatury T_3^* , ale i spadek ciągu silnika, to dobór pola A_5 może być optymalizowany w uwzględnieniu tego, że przyrost temperatury T_3^* lub ciągu (dodatni lub ujemny) nie musi być niwelowany do zera. Należy jednak zwrócić przy tym uwagę, że w przypadku konieczności takiej regulacji pola A_5 , by uległo ono zmniejszeniu, następuje spadek natężenia przepływu powietrza przez silnik i wzrost sprężu sprężarki. To oznacza wędrówkę punktu reprezentującego parametry sprężarki ku granicy pracy statecznej wzdłuż gałęzi $n_k = \text{const}$ (rys. 2), niezależnie od rodzaju stosunku ciśnień w dyszy wylotowej silnika. Tak więc ze względu na wymagany zapas stateczności sprężarki zakres regulacji pola A_5 z warunkiem $\delta A_5 < 0$ jest ograniczony.

LITERATURA

1. A. J. CZERKIEZ: Primienienie metoda małych otklonenij w tieorii i rasczotie awjacionnych TRD. Moskwa 1955.
2. A. S. TICHONOW, A. M. ACHMEDZJANOW: Wlijanje pogresznostiej izgotowlenja gazowozdusznowo trakta na razbros ekspluatacionnych charakteristik TRD. Izwestia Wysszych Uczobnych Zawiedienij — seria Awjacionnaja tiechnika 1967 nr 4.
3. D. D. WILIAM, J. O. YOST: Some aspects of inlet (engine flow compatability). Aeronautics Journal 1973 [77] nr 750.
4. T. GAJEWSKI, A. LESIKIEWICZ, R. SZYMANIK: Przepływowe silniki odrzutowe. PWT 1973.

Obliczanie krzywoliniowych płyt i powłok obciążonych zewnętrznym lub wewnętrznym ciśnieniem

Oznaczenia:

- R_0 — pierwotny promień krzywizny,
- h — pierwotna strzałka ugięcia płyty,
- f — ugięcie płyty,
- $h+f$ — strzałka ugięcia obciążonej płyty,
- a — długość płyty,
- b — szerokość płyty,
- δ — grubość płyty (powłoki),
- l — długość powłoki,
- 2β — kąt centralny powłoki,
- n — liczba półfal,
- p_z — ciśnienie zewnętrzne,
- p_w — ciśnienie wewnętrzne,
- σ_{zg} — naprężenie normalne od zginania,
- σ_l — „łańcuchowe” naprężenie normalne,
- σ_w — wypadkowe naprężenie normalne w płycie,
- E — moduł Younga,
- p_r — ciśnienie niszczące,
- p_{kr} — ciśnienie krytyczne,
- ν — liczba Poissona,
- k — współczynnik.

a) naprężeń gnących σ_{zg}

$$\sigma_{zg} = \frac{E\delta}{2} \left(\frac{1}{R} - \frac{1}{R_0} \right) = \frac{4Ef\delta}{b^2} \quad (2)$$

b) naprężeń „łańcuchowych” σ_l

$$\sigma_l = \frac{pR}{\delta} = \frac{pb^2}{8\delta(h+f)} \quad (3)$$

Normalne naprężenie wypadkowe:

$$\sigma_w = \sigma_l \pm \sigma_{zg} \quad (4)$$

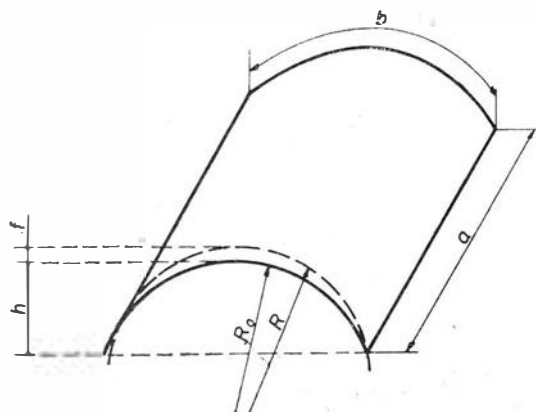
Promienie krzywizny płyty R i R_0 określone są następującymi zależnościami:

$$R_0 = \frac{b^2}{8h} \quad (5a)$$

$$R = \frac{b^2}{8(h+f)} \quad (5b)$$

Krzywoliniowe płyty niewzmocnione obciążone ciśnieniem wewnętrznym

Rozpatrzmy krzywoliniową płytę będącą częścią kołowego walca o pierwotnym promieniu krzywizny R_0 , strzałce ugięcia h i stosunku boków $a/b > 3$ (rys. 1), obciążoną ciśnieniem wewnętrznym p_w .



TL-101/75-81

Rys. 1

W celu określenia ugięcia f krzywoliniowej płyty podpartej przegubowo można korzystać z wyrażenia (1) słusznego przy założeniu, że stosunek f/h jest mały:

$$f = \frac{3pb^4}{128Eh^2\delta} \quad (1)$$

Naprężenia normalne σ_w powstałe w płycie dla takiego stanu obciążeń są naprężeniami wypadkowymi:

Krzywoliniowe walcowe płyty i powłoki obciążone ciśnieniem zewnętrznym

Powłoki otwarte (rys. 2)

W celu określenia wielkości krytycznego ciśnienia zewnętrznego dla krzywoliniowych płyt podpartych przegubowo można wykorzystać wzór Timoszenki:

$$p_{kr} = \frac{E}{12(1-\nu^2)} \left(\frac{\delta}{R} \right)^3 \left[\left(\frac{\pi}{\beta} \right)^2 - 1 \right] \quad (6)$$

słuszny przy założeniu, że w przekroju poprzecznym płyta odkształca się w postaci dwóch półfal niezależnie od wielkości kąta 2β (krzywa 1 na rys. 3).

Na rysunku 3 przedstawione są też krzywe doświadczalne $p_{kr} = f(2\beta)$ i $p_r = f(2\beta)$.

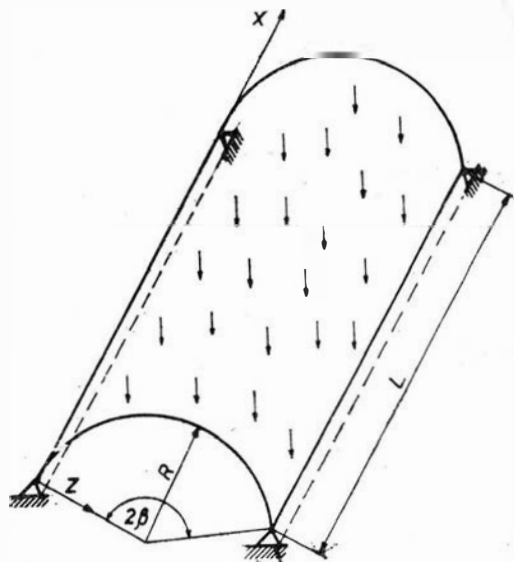
Z wykresów wynika, że dla kąta $2\beta > \pi/2$ obliczeniowe dane wg wzoru (6) są wyższe. Ten fakt wytłumaczalny jest tym, że ze wzrostem kąta centralnego 2β rośnie liczba półfal n (co stwierdzono doświadczalnie). Zależność tę przedstawia poniższa tabelka:

2°	22,5	45	90	135	180	360
n	1	1	2	3	4	8

W celu wykorzystania zależności $n = f(\beta)$ przekształcono wzór (6) następująco:

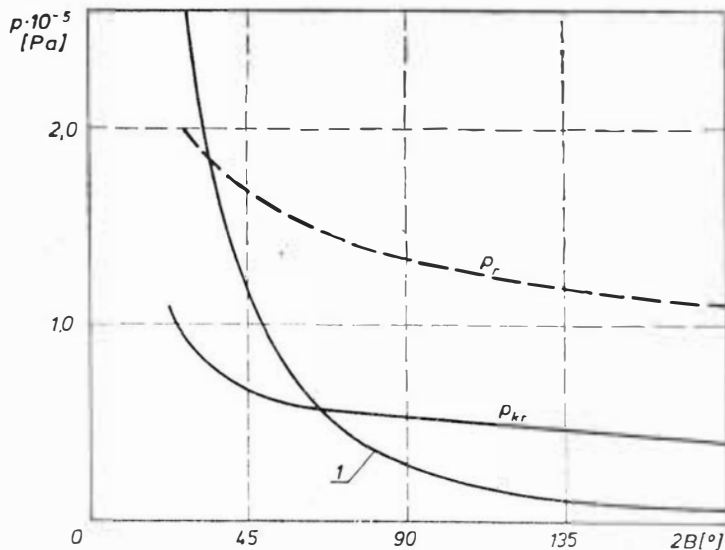
$$p_{kr} = \frac{E}{12(1-\nu^2)} \left(\frac{\delta}{R} \right)^3 \left[\left(\frac{n\pi}{\beta} \right)^2 - 1 \right] \quad (7)$$

Warto nadmienić, że otrzymane drogą doświadczalną niszczące ciśnienie zewnętrzne dla powłoki „otwartej” jest



TL-104/75-RS

Rys. 2



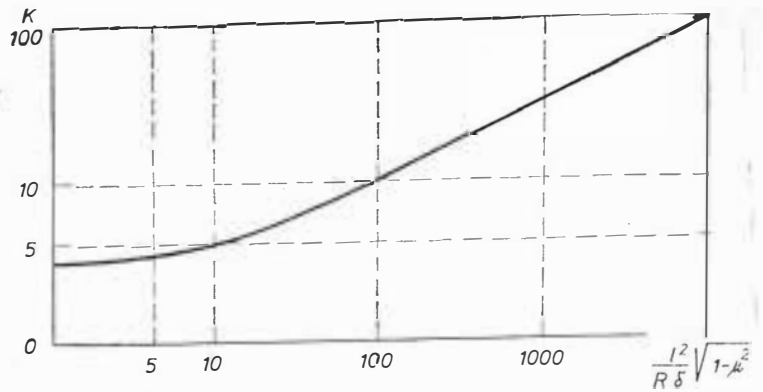
Rys. 3

o 15÷30% wyższe od krytycznego ciśnienia zewnętrznego (dla tej powłoki):

$$p_r = (1,15 - 1,3)p_{kr}$$

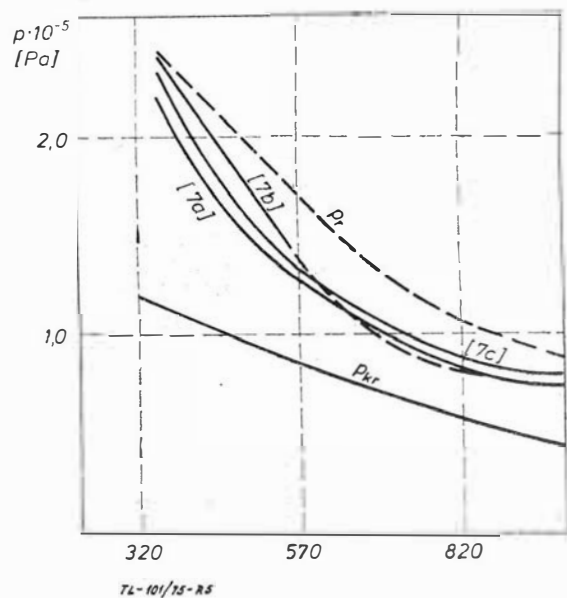
Zamknięte powłoki walcowe

Krytyczne ciśnienie zewnętrzne dla zamkniętej powłoki walcowej można określić według jednej z trzech następujących zależności



TL-104/75-RS

Rys. 4



Rys. 5

$$p_{kr} \cong \frac{0,92 E}{Rl \sqrt{R/\delta}} \quad (8)$$

$$p_{kr} \cong \frac{k E \delta^3}{R l^2} \quad (9)$$

$$p_{kr} \cong \frac{2,6 E}{(D/\delta)^2 \sqrt{D/\delta} [l/D - (0,45/\sqrt{D/\delta})]} \quad (10)$$

Zależność $k = f(l, R, \delta)$ przedstawia rys. 4.

Rysunek 5 przedstawia krzywe krytycznego ciśnienia zewnętrznego, określonego wzorami (8), (9) i (10). Dla celów porównawczych na rysunku tym zostały przedstawione także krzywe $p_{kr} = f(l)$ i $p_r = f(l)$ otrzymane drogą doświadczalną przez M. Strigunowa.

Opracował R.C. na podst.: W. M. Strigunow — „Rasczot na prochnost fiuzelazhej...”

WCT/203/K/75

Tupolew Tu-144

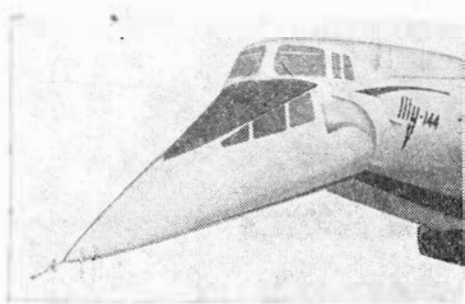
● ZSRR ●

Naddźwiękowy samolot pasażerski

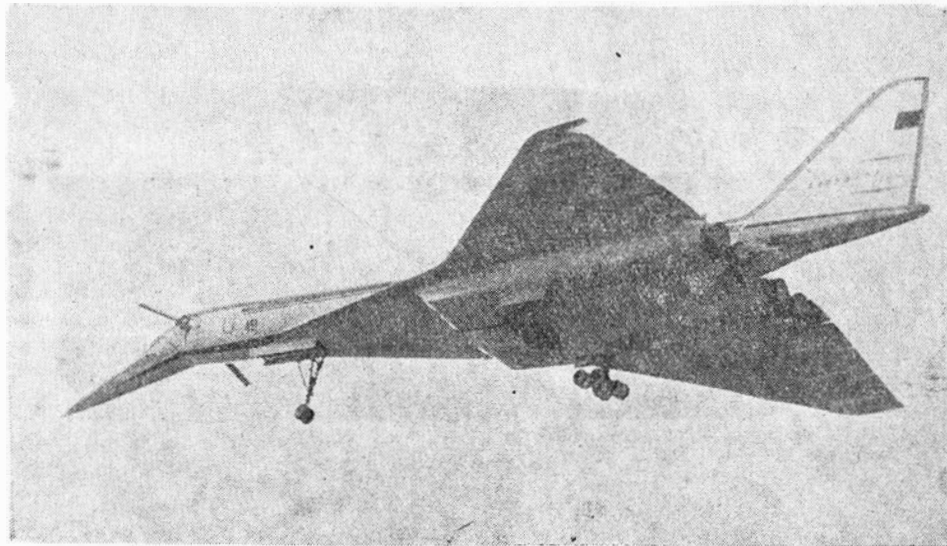
KONSTRUKCJA. Czterosilnikowy, odrzutowy dolnopłat.

Płat typu podwójna delta o geometrii ostrołukowej. Pozwala to zmniejszyć wędrówkę środka wyporu w czasie przechodzenia bariery dźwięku. Konstrukcja wielodźwigarowa z pokryciem przekładkowym. Na krawędzi spływu czteroczęściowe sterolotki (kombinacja sterów wysokości i lotek) napędzane potrójnym układem hydraulicznym. W celu poprawienia własności lotnych przy małych prędkościach zastosowano przednie skrzydła, tzw. *wąsy* o silnie wysklepionym wieloszczelinowym profilu. Skrzydła te, o długości 3 m każde, w locie szybkim są złożone i przylegają ściśle do kadłuba.

Kadłub całkowicie metalowy, konstrukcji półskorupowej. Głównym materiałem jest lekki stop WAD-23, natomiast w miejscach narażonych na działanie wysokiej temperatury zastosowano tytan. Przednia część kadłuba (dziób) opuszczana o 12° na czas startu i lądowania w celu poprawienia widoczności z kabiny załogi. Kadłub ma dwie drzwi wejściowych i wyjściowych;



przewidziano także cztery wyjścia zapasowe. Kabina pasażerska mieści w wersji standardowej 140 pasażerów. Przesuwane przegrody pozwalają na dowolne kombinacje kabin klasy I z fotelami w układzie 2+1 (odstęp między rzędami foteli 1050 mm) i turystycznej z układem foteli 3+1 i 2+2 (odstęp między rzędami foteli 870 mm). Oparcia foteli regulowane. Przed kabiną pasażerską znajdują się: po lewej stronie toaleta, a po prawej garderoba. Ponadto są jeszcze: jedna toaleta i garderoba pośrodku i dwie toalety za kabiną pasażerską. Za drzwiami wejściowymi niedaleko środka kabiny znajduje się podwójny fotel



dla dwóch stewardess. Oprócz bagażników pod pokładem pasażerskim w części ogonowej znajduje się przestrzeń bagażowa dla kontenerów i drobnicy. Luk bagażowy z prawej strony kadłuba zamykany i otwierany półautomatycznie. Kabina załogi i kabiny pasażerskie hermetyzowane.

Usterzenie bez usterzenia wysokości. Usterzenie kierunku, którego geometria jest podobna do geometrii końcówki skrzydła, na stałe połączone z kadłubem. Ster kierunku dwudzielny, napędzany hydraulicznie.

Podwozie trójzespolowe ze sterowanym zespołem przednim. Podwozie przednie dwukołowe o wymiarach 950×300 mm, chowane do przodu. Na widlastej goleni podwozia przedniego podpartej przednim zastrzałem zamocowano sześć reflektorów do lądowania. Podwozie główne wyposażone w ośmiokołowe wózki z kołami o wymiarach 950×400 mm wyposażonymi w hamulce tarczowe. Zespoły podwozia głównego chowane w gondole silnikowe w przestrzeń między kanałami wlotowymi sąsiednich silników.

Napęd. Cztery dwuwalowe, dwuprzepływowe silniki turboodrzutowe typu NK-144, konstrukcji Kuźniecowa. Ciąg statyczny 13 000 kG, a z dopalaniem 17 500 kG. W następnych egzemplarzach seryjnych przewiduje się zwiększenie ciągu do 20 000 kG. Dopalaćce pracują podczas całego lotu z prędkością naddźwiękową. Silniki zabudowane po dwa w dwóch oddzielnych gondolach odsuniętych od siebie. Wloty powietrza są niezależne jeden od drugiego i rozdzielone ognioodpornymi ściankami. Każdy wlot wyposażony w ruchome przysłony automatycznie ustawiane na optymalne zapotrzebowanie powietrza. Rozruch silników może się odbyć bez pomocy urządzeń lotniskowych. Zrezygnowano z odwracaczy

ciągu, a do skrócenia dobiegu zastosowano sprzężone spadochrony hamujące. Pojemność zbiorników paliwowych 95 000 kG. Dla zrównoważenia wędrówki środka ciężkości podczas lotu służy zabudowany w ogonie kadłuba automatyczny układ przepompowujący paliwo.

Wyposażenie. Standardowe wyposażenie obejmuje w pełni automatycznie pracujące systemy sterowania i nawigacji. Przewiduje się zastosowanie całkowicie automatycznych systemów lądowania przy każdej pogodzie i każdej porze roku.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. Tu-144 powstał w biurze konstrukcyjnym kierowanym przez syna słynnego A. N. Tupolewa — Aleksieja A. Tupolewa. Pierwszy prototyp Tu-144 (CCCP-68 001) wystartował 31 grudnia 1968 r. i odbył 38-minutowy lot. Wcześniej latał tzw. analog A-144, którym był myśliwiec MiG-21 z pomniejszonym odpowiednio płatem Tu-144. W 1965 r. na Salonie Lotniczym w Paryżu pokazano przekrojowy model, a po pierwszej prezentacji publicznej na lotnisku Szeremietiewo 21 maja 1970 r. Tu-144 pokazany był na Paryskim Salonie Lotniczym w 1971 r. W 1973 r. na kolejny Salon na lotnisku Le Bourget przelciał trzeci (CCCP-77102) z wyprodukowanych seryjnie dziesięciu samolotów. Różnił się on od prototypu m.in. powiększonym wysklepieniem i skróceniem aerodynamicznym płata, ujemnym wznosem na częściach skrajnych płata, zwiększoną o 1,15 m rozpiętością, przednimi skrzydłami (tzw. wąsami), dłuższym o 5,70 m kadłubem zmienionym podwoziem (ośmiokołowe w miejsce dwunastokołowych wózków podwozia głównego), zwiększoną liczbą okien (z 25 do 34), zwiększonym ciągiem silników. Obecnie Tu-144 wykonuje loty doświadczalne i transportowe w ZSRR, a przewiduje się wprowadzenie go do służby w Aeroflocie jeszcze w tym roku.

Wymiary:

Rozpiętość	28,80 m
Długość	65,70 m
Ysokość	12,85 m
Rozstaw kół	6,05 m
Rozstaw osi (daza)	19,60 m
Powierzchnia nośna	438,00 m ²
Pojemność bagażowa	20,00 m ³

Ciężary:

Ciężar właściwy	85 000 kG
Maks. ciężar ładunku	95 000 kG

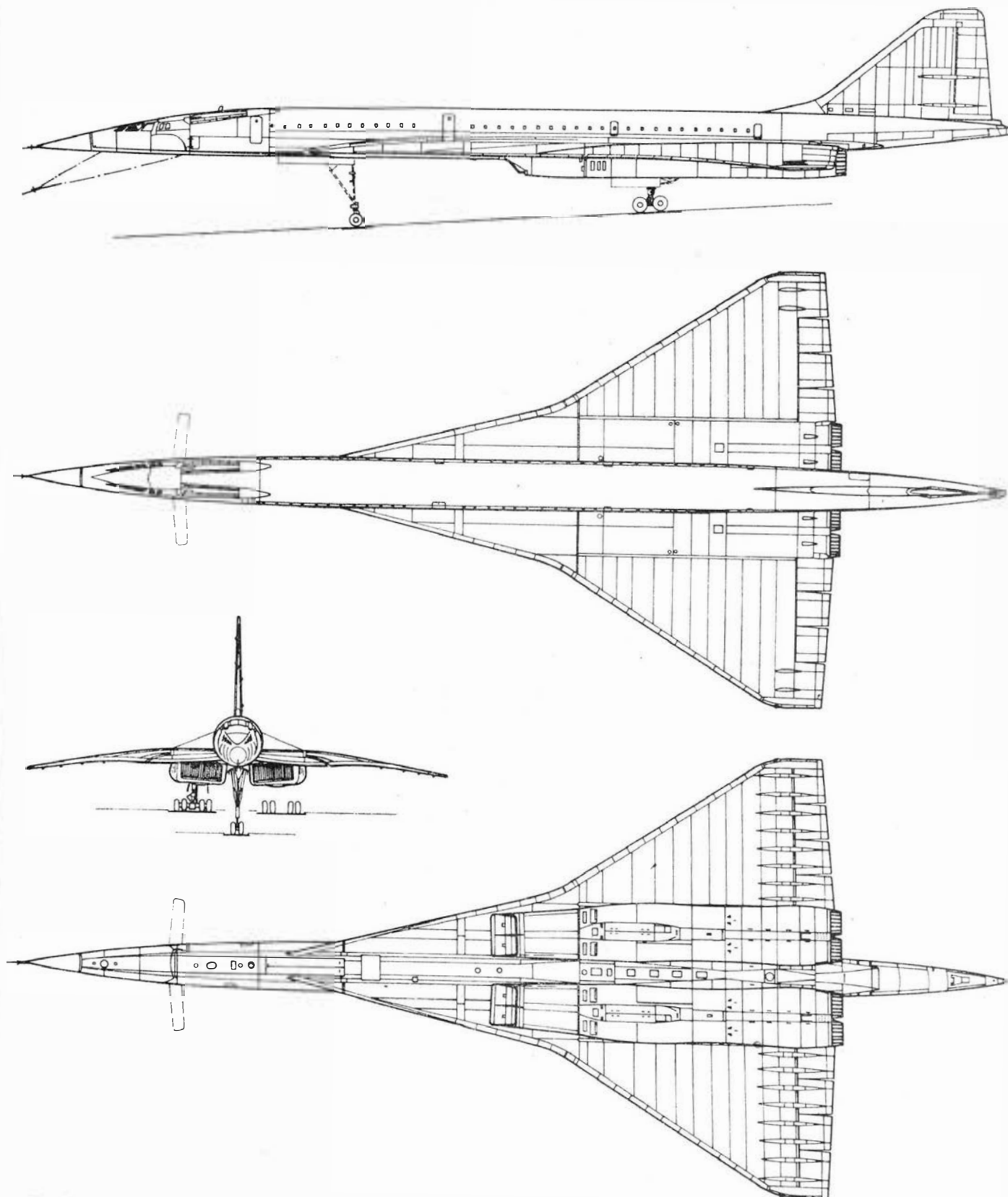
Maks. ciężar startowy
Maks. ciężar do lądowania
Obciążenie powierzchni nośnej
Obciążenie ciągu

180 000 kG
110 000 ÷ 120 000 kG
419 kG/m
2,5 kG/kG

Osiągi:

Maks. prędkość przelotowa	2,35 M
Normalna prędkość przelotowa	2,20 M
Długość dobiegu	2 600 m
Pułap lotu podróznego	16 000 ÷ 18 000 m
Zasięg maks. ze 140 pasażerami i prędkością 1,9M	6 500 m

W.B.



● Francja ●

Jednomiejscowy, dwusilnikowy, super-lekki samolot amatorski.

KONSTRUKCJA. Dwusilnikowy, wolno-nośny dolnopłat, metalowy, ze stałym trójkołowym podwoziem.

Płat. Wolno-nośny, jednodźwigarowy, prostokątny z zaokrąglonymi końcówkami. Profil skrzydła laminarny, typu WORTMANN, o grubości 21,7%, wznios 6°, bez skosu. Dźwigar dwuteowy składa się ze ścianki z przynitowanymi do niej kątownikami. Okucia dźwigara zaprojektowano widelcowato (podobnie jak w wielu szybowcach); pozwalają na szybki montaż i demontaż samolotu. 70 identycznych żeber o zmiennym rozstawie, rozmieszczonych tak, by zapewnić jednakowy poziom naprężeń krytycznych w pokryciu; wykonane są z pianki poliuretanowej KLEGECELL-100 i nawleczone na listewki z balsy biegnące wzdłuż całej rozpiętości skrzydła. Całość mocowana jest do dźwigara metodą klejenia (listewki służą do usztywnienia żeber w czasie klejenia). Pokrycie składa się z pojedynczego arkusza blachy duralowej AU4G grubości 0,5 mm. Po wstępnym ukształtowaniu krawędzi natarcia pokrycie klejone jest do struktury metodą podciśnieniową. Klejenie zrealizowano przy pomocy worka foliowego i odkurzacza. Skrzydło zamknięte jest z dwóch stron zebrałami metalowymi. Na całej swej rozpiętości skrzydło wyposażone jest w dwudzielne kłapy typu JUNKERS, mocowane do skrzydła w czterech punktach, pracujące jako kłapolotki; wychylenie kłapy realizowane jest w zakresie kątów -5° , $+30^\circ$ oraz różnicowe wychylenie lotek -10° , $+8^\circ$. Kombinacja tego układu pozwala na wychylenia kłapolotki w zakresie kątów -15° , $+38^\circ$. Kłapolotki konstrukcji bezdźwigarowej wypełnione są do 20% cięciwy pianką poliuretanową KLEGECELL. Przez skrzydła nie przechodzą żadne urządzenia



sterowe. Skrzydło stanowi rurę metalową, umożliwiającą wykorzystanie jej jako zbiornika paliwa. Każda połówka skrzydła o rozpiętości 2,5 m i stałej cięciwie 0,48 m waży 7 kg.

Kadłub. Konstrukcja skorupowa o przekroju prostokątnym. Jest to skrzynia wykonana z blachy duralowej AU4G/A5 o grubości 0,5 mm, klejona i nitowana na krawędziach ścian bez użycia kątowników. Tak wykonana skrzynia usztywniona jest przy pomocy podłużnic i wręg z pianki KLEGECELL, klejonych do skorupy. Jedynie wręgi metalowe występują w miejscach mocowania skrzydła, podwozia, usterzenia i silników. Długość kadłuba wynosi 3,5 m, szerokość 0,6 m, wysokość 0,35 m. Ciężar 14 kg. Kabina wykonana ze szkła organicznego zapewnia doskonałą widoczność. Środkowa część kabiny otwierana jest na prawą stronę.

Usterzenie. Poziome typu T płytowe o stałej cięciwie. Profil grubości względnej 12% o niewielkiej asymetrii, tego samego typu co profil skrzydła. W układ sterowania wmontowano sztuczny trymer (gumowy). Sterowanie popychaczowe. Usterzenie pionowe ze skosem, profil typu takiego jak na skrzydle; ster klasyczny, napęd linkowy. Pedaly regulowane w locie.

Podwozie. Trójkołowe, niechowane. Koło przednie z amortyzatorem połączone jest z układem sterowania sterem kierunku. Koła główne zamocowane są na sprężystych, duralowych gołeniach. Wymiary kół: główne 210/70, przednie 200/50, ciśnienie w oponach 1 kg/cm². Hamulce tarczowe typu COLOMBAN na wszystkie trzy koła.

Układ napędowy. Dwa silniki jednocyklindrowe, dwusuwowe ROWENA STIHL 6507-J (używane powszechnie do pił mechanicznych), każdy o pojemności 137 cm³, mocy 9 KM przy 7000 obr./min, o ciężarze 6,5 kg; umocowane są na elastycznych wysięgnikach rurowych — wążach. Przeponowe gaźniki TILLOTSON umożliwiają lot samolotu w każdej pozycji. Silniki napędzają dwulopatowe, metalowe śmigła MC H1, montowane bezpośrednio do wału silnika. Każda łopata mocowana jest do piasty dwiema śrubami. Istnieje możliwość zmiany na ziemi kąta nastawienia łopat śmigła. Zbiornik paliwa laminatowy o pojemności 15 l umieszczony jest w kadłubie przed dźwigarem skrzydłowym, pod noga-

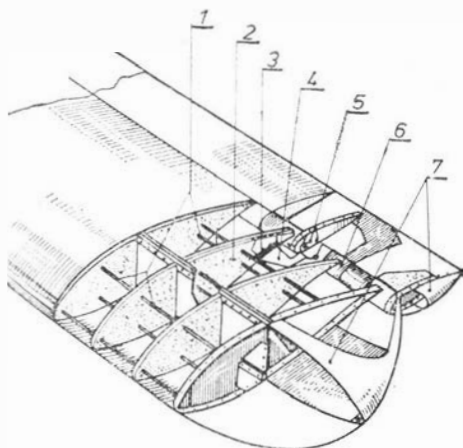
mi pilota. Istnieje możliwość zamontowania dodatkowych zbiorników paliwa w końcówkach skrzydeł.

Wyposażenie. Wygodne miejsce pod przyczystą szybą kabiny, z doskonałą widocznością we wszystkich kierunkach. Wentylacja kabiny przez otwórki z boku kadłuba. Instalacja zasilana jest z czterech akumulatorów 6 V po 19 W i 5 W.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Konstruktor — Michel Colomban (42 lata) — jest inżynierem aerodynamikiem w zakładach lotniczych AEROSPATIALE. Pierwszy lot (12000 h) na samolotku Cri-Cri wykonał 19 lipca 1973 r. 68-letni pilot-oblatywacz — Robert Buisson. W wyniku pierwszych lotów zmodyfikowano zawieszenie silników i agregatów oraz mocowanie wysięgników (wążów) do kadłuba. Pierwszy prototyp wyposażony był w dwukołowe jednośladowe podwozie z przednim kółkiem sterowanym. W czasie pierwszych lotów wystąpiły podczas startu. W związku z tym w drugim prototypie zmieniono podwozie na trójkołowe, dwusładowe, co zwiększyło ciężar samolotu z 59 kg do 65 kg. Obloty wznowione 12.I.1974 r. wykazały usunięcie błędów pierwszego prototypu całkowicie zadowolając pilota. Osiągnięto prędkość 220 km/h i współczynnik przeciążenia +4 G. Wyłączenie jednego silnika bez reakcji sterem powoduje wykonanie łagodnego zakrętu.

Samolot MC 10 jest nie tylko najlżejszym samolotem dwusilnikowym, ale jest również jedynym samolotem, którego udźwignienie wynosi 170% ciężaru samolotu pustego. Godne uwagi są próby na ścinanie, rozrywanie i ścinanie, jakim poddał konstruktor piankę poliuretanową KLEGECELL-100. Próba wytrzymałości zmęczeniowej prowadzona przy parametrach: amplituda 2 mm, częstotliwości 100 Hz, 100 mln cykli, nie wykazała zmiany wymiarów próbki. Co więcej, zanotowano wzrost wytrzymałości na ścinanie o 20%.

Uwagi. Konstrukcja prototypu pochłonięła 1200 h pracy. Koszt budowy 5000 fr. (wg cen z 1971+72 r.). Dokumentacja konstrukcyjna może być rozprowadzona do amatorskiej budowy po wzmocnieniu dźwigara skrzydłowego do +10 G.



Rys. Konstrukcja skrzydła: 1 — listewki z balsy, klejone; 2 — podwójne żeberko, do którego mocowane są dźwignie zawieszania kłapolotki; 3 — okucie mocujące dźwignie zawieszania lotki; 4 — dźwignia zawieszania lotki; 5 — okucie mocujące łożysko; 6 — krawędź natarcia kłapolotki; 7 — końcówki skrzydła i lotki

DANE TECHNICZNE

Wymiary:

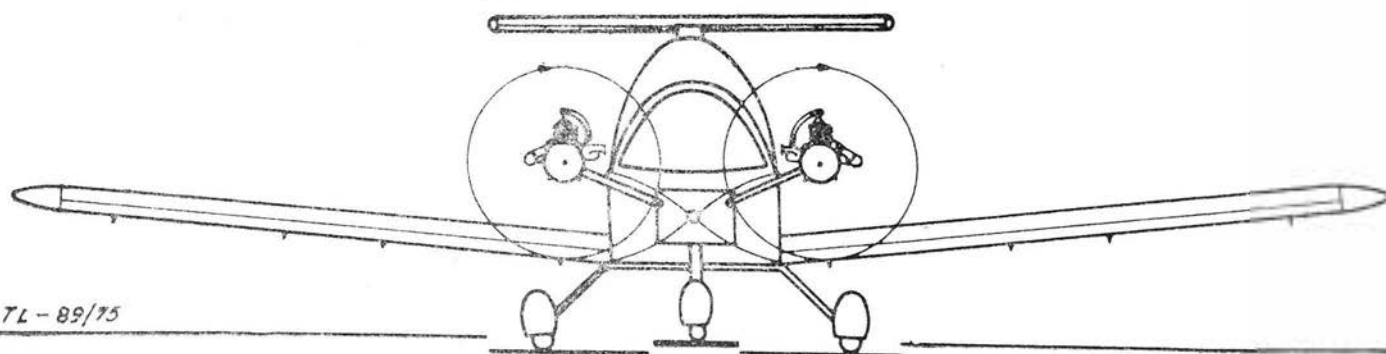
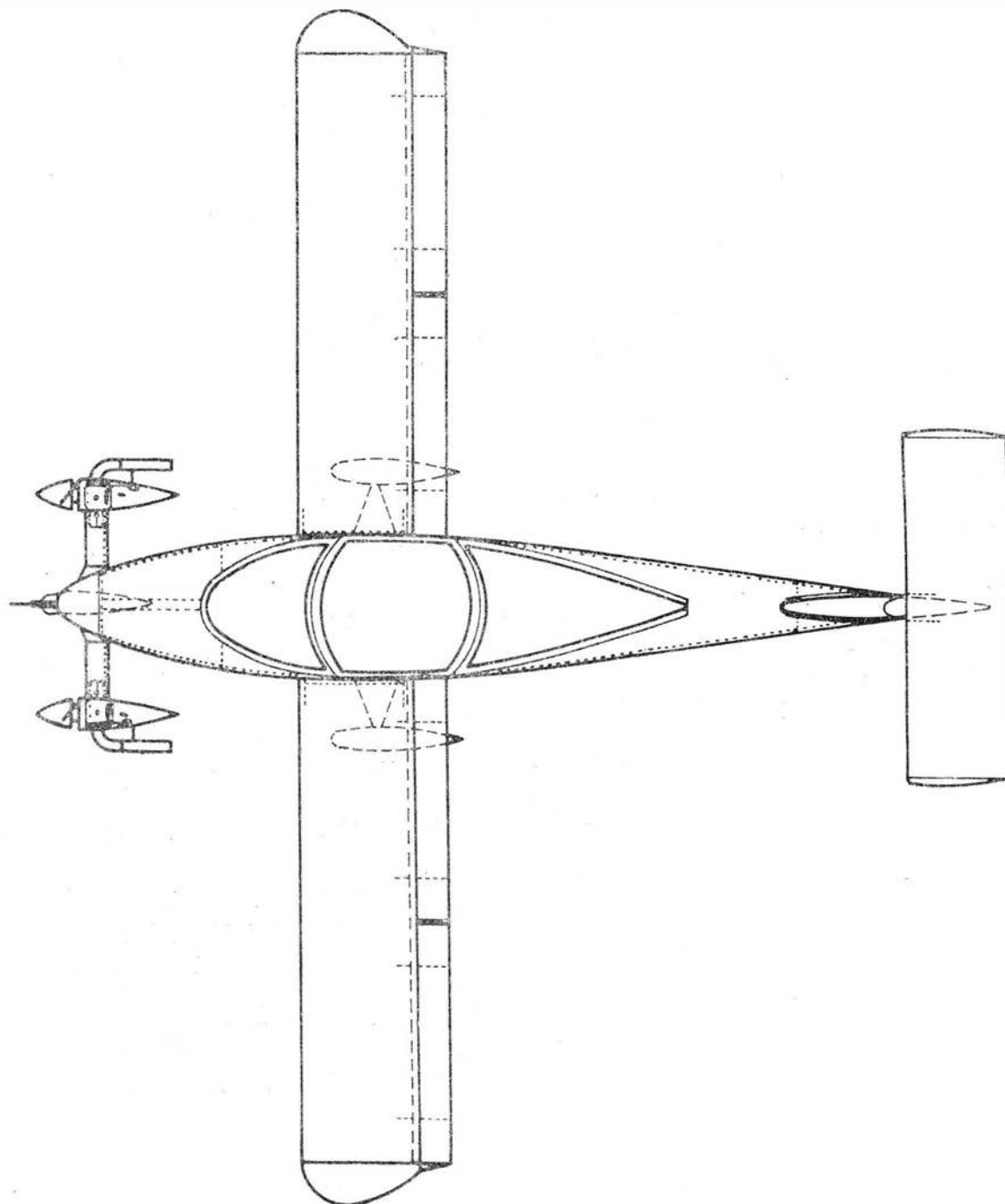
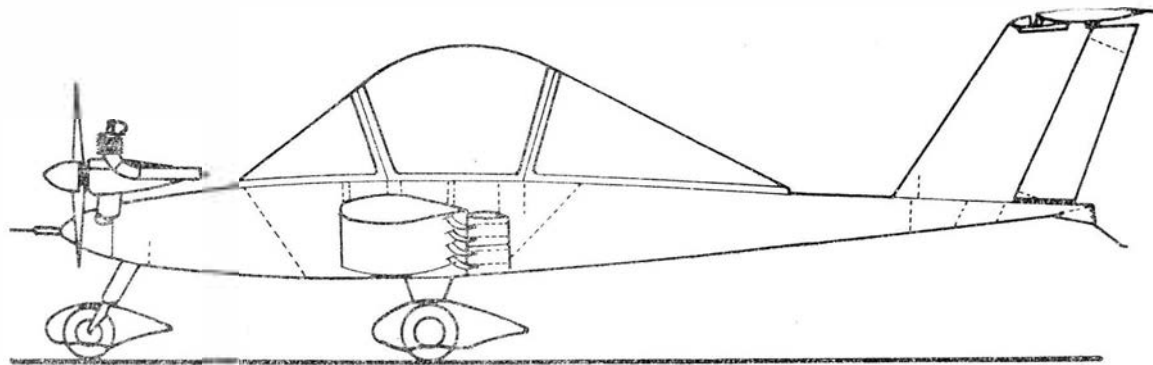
Rozpiętość skrzydła	5,00 m
Cięciwa skrzydła z kłapami	0,63 m
Cięciwa skrzydła bez kłap	0,48 m
Powierzchnia skrzydła	3,10 m ²
Długość całkowita	4,50 m
Wysokość całkowita	1,20 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	1,45 m
Rozstaw kół podwozia	1,10 m
Rozstaw osi podwozia (baza)	1,25 m
Średnica śmigła	0,68 m
Odległość między osiami obrotu śmigieł	0,90 m
Wydłużenie skrzydła	8,1
Maks. długość kabiny	1,30 m
— maks. szerokość	0,55 m
— maks. wysokość	0,82 m

Ciężary i obciążenia:

Ciężar własny	63 kg
---------------	-------

Maks. ciężar startowy	170 kg
Maks. ciężar do lądowania	159 kg
Maks. obciążenie pow. nośnej	55 kg
Maks. obciążenie mocy	9,4 kg
Osiągi:	
Maks. prędkość dopuszczalna (nurkowanie)	280 km/h
Maks. prędkość przelotowa	210 km/h
Prędkość przelotowa 75% mocy	195 km/h
Prędkość przeciągnięcia na kłapach	75 km/h
Prędkość przeciągnięcia bez kłap	90 km/h
Prędkość wznoszenia	4,25 m/s
Prędkość wznoszenia na jednym silniku	0,6 m/s
Pułap praktyczny	3500 m
Długość startu	200 m
Długość startu na przeszkodzie h = 15 m	500 m
Długość lądowania z przeszkodą h = 15 m	400 m
Dobieg	200 m
Maks. zasięg z pełnym zbiornikiem	400 km

T. P.



7L-89/75

Niektóre przyczyny powstawania pęknięć powłoki komory dopalacza

Dr inż. JAN BORGON

Mgr inż. MIROSŁAW OSTAPKOWICZ

Najczęstsze przyczyny pęknięć powłoki komory dopalacza (wysokie naprężenia termiczne oraz wady materiału powłoki). Wpływ warunków eksploatacji dopalacza na powstawanie tych pęknięć.

Podczas eksploatacji poszczególne elementy, podzespoły i zespoły silnika turbodrzutowego ulegają uszkodzeniom. Wśród różnorodnych uszkodzeń elementów silnika dość często zdarzają się pęknięcia powłoki komory dopalacza.

Pękanie jest zjawiskiem makroskopowego rozdzielenia ciała w wyniku przekroczenia sił wiązania między atomami lub molekułami. Proces pękania w powłoce komory dopalacza poprzedzony jest znacznym odkształceniem plastycznym (zdolność metali do odkształceń plastycznych wynika z bezkierunkowości wiązania metalicznego). Odkształcenie plastyczne jest niezbędne do zainicjowania procesu zarodkowania mikroszczelin. Potwierdzają to dane doświadczalne, z których wynika, że zarodkowanie mikroszczelin występuje przy naprężeniach równych lub większych od granicy plastyczności. Natomiast odkształcenie plastyczne niezbędne do tworzenia się mikroszczelin zwiększa się wraz ze wzrostem naprężenia termicznego w materiale pracującym w warunkach wysokich temperatur.

Przyczyny pęknięć

Ze względu na skutki wywoływane pękaniem niektórych elementów silnika warto jest poznać charakterystyczne przyczyny powstawania tego zjawiska. Przyczyny i skutki te są różne dla różnych elementów i zależą nie tylko od własności materiałów, lecz przede wszystkim od warunków pracy. W praktyce jako przyczyny pękania powłoki komory dopalacza uznaje się najczęściej:

— wysokie naprężenia termiczne występujące w ściankach komory dopalacza;

— wady materiału powłoki.

Jak wiadomo komora dopalacza pracuje w warunkach wysokich temperatur, szczególnie podczas pracy dopalacza. Temperatury w komorze dopalacza osiągają wartości rzędu 900°C. Oczywiście temperatura powłoki — na skutek ciągłego odprowadzania ciepła — jest nieco niższa. Wpływ temperatury na własności wytrzymałościowe metali jest znany: wzrost temperatury powoduje u przeważającej większości metali zmniejszenie ich wytrzymałości oraz odporności na odkształcenia sprężyste i trwałe.

Naprężenia termiczne w ściankach komory dopalacza zależą przede wszystkim od gradientów temperatur. Gradient temperatury można wyznaczyć z prawa fizycznego Newtona:

$$\Delta Q = -\lambda \frac{\partial T(x_1, x_2, x_3, t)}{\partial n} \cdot \Delta \Gamma \cdot \Delta t \quad (1)$$

które głosi, że ilość ciepła ΔQ przechodząca w ciągu czasu Δt przez element powierzchniowy $\Delta \Gamma$, leżący wewnątrz ciała, jest proporcjonalna do gradientu temperatury, a współczynnikiem proporcjonalności jest wielkość λ , zwana współczynnikiem przewodnictwa wewnętrznego. Przez $\partial T / \partial n$ oznaczono pochodną temperatury w punkcie (x_1, x_2, x_3) elementu $\Delta \Gamma$, zwróconą w kierunku normalnym n do tego elementu w stronę przechodzenia ciepła.

Ze wzoru tego można obliczyć gradient temperatury dla elementu powierzchniowego leżącego wewnątrz ciała:

$$\frac{\partial T(x_1, x_2, x_3, t)}{\partial n} = -\frac{\Delta Q}{\lambda \cdot \Delta \Gamma \cdot \Delta t} \quad (2)$$

Dla elementu $\Delta \Gamma$ powierzchni ograniczającej gradient temperatury oblicza się ze wzoru:

$$\frac{\partial T}{\partial n} = \frac{\alpha}{\lambda} (\Theta - T) \quad (3)$$

gdzie: α — współczynnik przyjmowania ciepła, Θ — temperatura ośrodka otaczającego ciało, T — temperatura w punkcie (x_1, x_2, x_3) powierzchni otaczającej ciało przy przejściu do tego punktu od wnętrza ciała.

Wielkość naprężeń termicznych rośnie wraz ze wzrostem gradientów temperatur. Te z kolei zależą od różnic temperatur w punktach otaczających punkt rozpatrywany i leżących blisko niego. Przy szybkim nagrzewaniu i chłodzeniu cienkościenniej powłoki komory dopalacza gradienty temperatur są tym większe, im mniejsze są współczynniki przewodzenia ciepła (2) oraz im większe jest ciepło właściwe materiału, z którego zbudowana jest komora dopalacza.

Materiał o lepszym przewodnictwie cieplnym łagodzi ostre, lokalne przegrzania poprzez szybkie odprowadzenie ciepła do sąsiednich stref, a tym samym łagodzi zjawisko uderzenia termicznego (gradient temperatury wyraźnie maleje ze wzrostem przewodnictwa cieplnego). Zwiększenia natężenia przepływu ciepła i tym samym zredukowania gradientów termicznych i zmniejszenia wielkości naprężeń termicznych można dokonać poprzez zwiększenie grubości powłoki komory

dopalacza. Praktycznie zwiększenie jej jest jednak ograniczone ciężarem konstrukcji silnika lotniczego.

Gradient temperatury dla powierzchni ograniczającej zależy od różnicy temperatur w odpowiednim punkcie powierzchni i temperatury otaczającego ośrodka oraz od współczynnika przewodzenia i przejmowania ciepła. W przypadku konkretnego silnika turbodrzutowego wpływ na wielkość gradientów temperatur mają przede wszystkim przejściowe zakresy jego pracy, a szczególnie uruchamianie i wyłączanie silnika oraz włączanie i wyłączanie dopalacza.

Przyczyną pękania powłoki komory dopalacza mogą być również wady materiałowe. W warunkach obciążeń dynamicznych, jakim jest poddawana komora dopalacza, duże znaczenie w procesie zarodkowania i rozwoju mikroszczelin przypisuje się defektom struktury krystalicznej, obniżającym wielkość granicy plastyczności materiału, z którego zbudowana jest komora dopalacza. Większość tych defektów powstaje w procesie krystalizacji metalu (krzepnięcia). Kształtująca się w tym procesie wielkość ziarn, segregacja składników stopowych, rodzaje faz, szkodliwe wydzielania na granicy ziarn i naprężenia własne, prowadzą do tworzenia się i wędrowki dyslokacji. Utworzone w kryształach materiału powłoki dyslokacje dzięki bezkierunkowości wiązania metalicznego mogą pod działaniem sił przemieszczać się z dużą prędkością, m.in. przecinać się wzajemnie w tej samej płaszczyźnie poślizgu, tworząc w tych miejscach odkształcenia plastyczne. Ponieważ tworzenie się mikroszczelin związane jest z powstawaniem odkształcenia plastycznego, konieczne dla ich powstania jest osiągnięcie przez dyslokacje krytycznych warunków. Osiągnięcie ich uzależnione jest jednak nie tylko od obecności różnorodnych wad i nieczystości w materiale, lecz m.in. również od omawianej już wielkości i rodzaju działającego na materiał obciążenia i związanego z nim stanu naprężeń oraz warunków eksploatacji komory dopalacza.

Warunki eksploatacji komory dopalacza są bardzo ważne, gdyż w trakcie eksploatacji w warstwie wierzchniej powłoki komory dopalacza tworzyć się mogą warstewki tlenków, rysy, mikrowystępy, mikrowgłębienia, jamki trawienia i cząstki wydzielen, które obniżają wartość granicy plastyczności i tym samym przyczyniają się do łatwiejszego tworzenia się mikroszczelin. Dużą rolę odgrywa szczególnie korozja, tworząca się na skutek utleniania międzykrystalicznego materiału. Przed jej tworzeniem nie zabezpiecza nawet sto-

sowanie do budowy komory dopalacza stali żaroodpornej typu nimonic. Mimo dużej odporności materiału na utlenianie oraz niszczące działanie chemiczne różnych związków zawartych w roboczym czynnikiem termodynamicznym (w gorących gazach spalinowych oprócz głównych składników: powietrza, tlenu i azotu, występują jeszcze związki powstałe w procesie spalania: sól, siarka itp.), tworzą się na powierzchni powłoki rysy. Powodują one, że proces korozyjny przenika w głąb materiału, obniżając wartość teoretycznej wytrzymałości sieci krystalicznej na obciążenia mechaniczne.

Problem wytrzymałości materiału na obciążenia mechaniczne, działające w wysokich temperaturach, jest w przypadku komory dopalacza bardzo istotny. Podczas pracy dopalacza jego powłoka rozgrzewa się do „czerwoności”. Ciśnienie krytyczne, tj. ciśnienie, przy którym następuje w danych warunkach utrata stateczności powłoki, jest jednak tak dobrane wielkością jej grubości, wielkością promienia komory i długością jej ugięcia oraz odpowiednim doborem wręg usztywniających, że przy zachowaniu normalnych warunków pracy silnika z włączonym dopalaczem stateczność tej powłoki jest zachowana (wielkość ciśnienia krytycznego jest tym mniejsza, im większa jest temperatura powłoki komory dopalacza).

Utrata stateczności powłoki komory dopalacza może jednak wystąpić w przypadku niestatecznej pracy silnika i silnej pulsacji ciśnienia gazów spalinowych w czasie pracy silnika z włączonym dopalaczem. Ścianki komory dopalacza obciążone są bowiem różnicą ciśnienia panującego we wnętrzu dopalacza oraz ciśnienia całkowitego (statycznego i dynamicznego) panującego w gondoli silnikowej. W wyniku zachwiania równowagi tych ciśnień (zmieniających się okresowo)

rozgrzana do „czerwoności” powłoka komory dopalacza może ulec popękaniu na skutek utraty stateczności. Utrata stateczności powłoki komory dopalacza może wystąpić również w wyniku nierównomierności pola ciśnienia przepływających gazów w komorze dopalacza (może ona być spowodowana np. niejednakową wydajnością wtryskiwaczy roboczych).

Opisane w artykule przyczyny pęknięcia powłoki komory dopalacza w procesie eksploatacji nie występują najczęściej w oderwaniu od siebie, lecz w pewnej między sobą zależności. Mamy więc do czynienia ze złożonym problemem, którego w warunkach jednostki eksploatującej nie można jednoznacznie określić, że są wynikiem działania wysokich naprężeń termicznych czy występowania w materiale powłoki wad materiałowych. Dopiero analiza wyników przeprowadzonych badań metalograficznych przełomu może dać jednoznaczną odpowiedź, co było przyczyną pęknięcia powłoki komory dopalacza.

Wpływ warunków eksploatacji na powstawanie pęknięć w powłoce komory dopalacza

Spalanie dodatkowego paliwa w komorze dopalacza powoduje dodatkowy wzrost obciążenia termicznego silnika, a przede wszystkim konstrukcji samego dopalacza. Bezpieczne warunki jego pracy mogą być zachowane dzięki:

- wprowadzeniu regulacji średnicy dyszy wylotowej w zależności od zakresu pracy silnika i ilości podawanego przez pompę paliwa;
- stworzeniu w komorze dopalacza jednorodnego pola temperatur strumienia spalin i zapewnienie właściwego ich rozkładu; można osiągnąć to głównie przez odpowiednie ukształtowanie komory dopalacza, właściwe

mieszanie powietrza wtórnego ze spalinami oraz odpowiednie usytuowanie wtryskiwaczy roboczych we wnętrzu komory dopalacza.

Naruszenie bezpiecznych warunków pracy dopalacza, w wyniku czego występuje pogłębienie kryzysu obciążenia termicznego, występuje w praktyce na skutek:

— nieprzestrzegania dopuszczalnych czasów pracy, ściśle ograniczających pracę silnika na zakresie dopalania podczas próby silnika na ziemi;

— złej pracy wtryskiwaczy roboczych; dokładne rozpylanie paliwa ma duże znaczenie, ponieważ szybkie odparowanie oraz dokładne wymieszanie ze strumieniem gazów jeszcze przed płaszczyzną rozmieszczenia stabilizatorów umożliwia stabilne spalanie i zapewnia wysoką doskonałość procesu spalania; istotne jest również rozmieszczenie wtrysku paliwa w przekroju poprzecznym komory dopalacza

— brak symetrii obwodowej w tym przypadku może spowodować niepożądane skutki, co w sposób bardzo zasadniczy skraca żywotność komory dopalacza;

— samoczynnego rozregulowania się średnicy dyszy (chodzi tu przede wszystkim o zmniejszenie się średnicy).

LITERATURA

1. E. TULISZKA: Turbiny ciepłe. Warszawa 1973 WNT.
2. L. KALINOWSKI: Fizyka metali. Warszawa 1970 PWN.
3. M. L. BERNSZTEJN, W. A. ZAJMOWSKI: Struktura i własności mechaniczne stali. Warszawa 1973 WNT.
4. Materiały IV Sympozjum Tribologicznego. Złoty Potok 1974 r.
5. W. NOWACKI: Zagadnienia termosprężystości. Warszawa 1960 PWN.

W NASTĘPNYM NUMERZE



Artykuł wstępny nawiązywać będzie do wspólnego lotu statków Sojuz i Apollo. Przedstawi perspektywy rozwoju współpracy radziecko-amerykańskiej w dziedzinie badań kosmosu.

W CIEKAWYCH KONSTRUKCJACH przedstawimy problemy z mechaniki, aerodynamiki i konstrukcji lotni. Artykuł będzie bogato ilustrowany; omówi od strony teorii i praktyki start, lądowanie, lot z małą prędkością i w zakręcie oraz przepisy budowy lotni.

Artykuł W. Waśkowskiego pt. *Europejski przemysł śmigłowiec* omówi podstawowe czynniki, które wpłynęły na bardzo szybki wzrost liczby śmigłowców na świecie. Szczególna uwaga będzie poświęcona przemysłowi europejskiemu. Autor przedstawi również prognozy na najbliższe 15 lat.

Po raz pierwszy przedstawimy strukturę radzieckiego centrum kierowania lotami kosmicznymi, jego stronę techniczno-organizacyjną. Artykuł ilustrowany będzie ciekawymi schematami.

Kolejny artykuł będzie opisem patentu na mechanizm upustowy mody-

fikujący dwusuwowy silnik z zapłonem iskrowym. Efektem modyfikacji jest zwiększenie niezawodności silnika oraz komfortu np. lotu motocyklisty — poprzez zapewnienie ciągłości zapłonów.

W PROBLEMACH LOT opiszemy probabilistyczną ocenę bezpiecznego lądowania samolotu komunikacyjnego. Lot samolotu zostanie podzielony na fazy oraz sklasyfikowany według różnych kryteriów. Prawdopodobieństwo niebezpiecznych dla lotu zdarzeń losowych określą przepisy i normy polskie, brytyjskie, francuskie oraz ICAO.

Zakończenie cyklu *Porty lotnicze w nowoczesnym świecie* scharakteryzuje przewidywane kierunki rozwoju portów lotniczych. Na temat aktualności tych przewidywań wypowie się sam autor książki, na której cały cykl został oparty. Książka powstała bowiem przed kryzysem energetycznym.

W cyklu **Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ** A. Glass omówi dzieje rozwoju, osiągnięcia spor-

towe oraz opis konstrukcji samolotu RWD-2 z 1929 r., zwanego popularnie Ślepą Myszą.

POMOCE KONSTRUKCYJNE przedstawiają charakterystyki aerodynamiczne profilu NACA 0012 z uwzględnieniem ściśliwości.

W KARTOTECE TLiA znajdzie się wysokowydajny szybowiec klasy otwartej Kestrel 19 oraz pasażerski samolot krótkiego, średniego i dalekiego zasięgu McDonnell-Douglas DC-10.

STATYSTYKA LOTNICZA poda liczbę samolotów i śmigłowców cywilnych na świecie wg stanu na dzień 31.XII 1973 r. oraz rozwój liczby samolotów transportowych w latach 1966÷÷1973.

TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY dotyczyć będzie pojęć z zakresu nawigacji lotniczej.

W numerze przedstawimy również program działania Sekcji Lotniczej SIMP na lata 1975÷1978, przyjęty do realizacji przez Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP w dniu 13 czerwca br.

Stan współczesny i perspektywy rozwojowe magnezu i jego stopów

Dr inż. ANDRZEJ CISZEWSKI
Dr inż. TADEUSZ RADOMSKI

Politechnika Warszawska

W artykule podano charakterystykę magnezu i jego stopów jako materiałów konstrukcyjnych. W tablicach zestawiono skład chemiczny, zastosowanie, własności fizyczne i mechaniczne polskich, radzieckich i amerykańskich stopów magnezu.

Magnez jest pierwiastkiem, który pod względem rozpowszechnienia w skorupie ziemskiej zajmuje szóste miejsce (po tlenie, krzemie, aluminium, żelazie i wapniu), a jeśli u-
względnić tylko pierwiastki mające znaczenie jako techniczne tworzywa konstrukcyjne — trzecie (po aluminium i żelazie). Stanowi on około 2,4% masy skorupy ziemskiej, podczas gdy np. tytan — 0,6%, miedź — 0,01%, cynk — 0,005%, ołów — 0,0016%. Korzystne jest także bardzo równomierne rozmieszczenie surowców magnezu na świecie.

Magnez został odkryty i otrzymany w stanie czystym wcześniej niż aluminium, jednak w technice zaczęta wykorzystywać go znacznie później. Charakterystyczne jest, że produkcja magnezu zmieniała się skokowo. Pierwsze natężenie przypadło na lata I Wojny Światowej i związane było z wykorzystaniem magnezu do produkcji lotniczych bomb zapalających. Drugi skok ilościowy produkcji magnezu nastąpił w okresie II Wojny Światowej, kiedy wykorzystywany był w postaci stopów przede wszystkim do budowy samolotów i sprzętu desantowego. W tym okresie głównym producentem magnezu stały się Stany Zjednoczone Ameryki, w których nastąpił najbardziej gwałtowny rozwój produkcji (z kilku tysięcy ton rocznie w latach poprzedzających II Wojnę Światową do 150 000 ton w 1943 r.). Następne lata charakteryzuje z kolei gwałtowny spadek ogólnej produkcji magnezu (np. w USA w 1946 r. — 100 000 ton, w 1955 r. — 65 000 ton, w 1958 r. — 45 000 ton). Dopiero ostatnie lata cechuje ponowne zainteresowanie magnezem i ponowny wzrost jego produkcji i zastosowania, co wiąże się z opracowaniem szeregu stopów magnezu o atrakcyjnych własnościach użytkowych.

Charakterystyka magnezu

Ze względu na swój ciężar właściwy (1,74 G/cm³) magnez zaliczany jest do najlżejszych metali. Temperatura topnienia czystego magnezu wynosi 650°C, temperatury topnienia stopów magnezu 460 do 650°C, w zależności od ilości i rodzaju składników stopowych.

Magnez jest metalem bardzo aktywnym chemicznie i podobnie jak aluminium łatwo łączy się z tlenem tworząc na powierzchni warstwę tlenków MgO. Warstewka ta jest jednak mało wytrzymała i nie chroni metalu

przed korozją. Z tego powodu magnez i jego stopy są na ogół nieodporne na korozję (wyjątek stanowi atmosfera suchego powietrza). W temperaturze 600÷650°C magnez zapala się i płonie oślepiając białym płomieniem, co

TABLICA 1. Skład chemiczny radzieckich odlewniczych stopów magnezu (wg GOST 2856 — 68)

Oznaczenie stopu	Składniki stopowe [%]					Maks. zanieczyszczenia ogółem [%]
	Al	Mn	Zn	Zr	inne	
MJI2	—	1,0 ÷ 2,0	—	—	—	0,5
MJI3	2,5 ÷ 3,5	0,15 ÷ 0,5	0,5 ÷ 1,5	—	—	0,5
MJI4	5,0 ÷ 7,0	0,15 ÷ 0,5	2,0 ÷ 3,0	—	—	0,5
MJI4 II.ч.	5,0 ÷ 7,0	0,15 ÷ 0,5	2,0 ÷ 3,0	—	—	0,14
MJI5	7,5 ÷ 9,0	0,15 ÷ 0,5	0,2 ÷ 0,8	—	—	0,5
MJI5 II.ч.	7,5 ÷ 9,0	0,15 ÷ 0,5	0,2 ÷ 0,8	—	—	0,14
MJI5 o.ч.	7,5 ÷ 9,0	0,15 ÷ 0,5	0,2 ÷ 0,8	—	—	0,7
MJI6	9,0 ÷ 10,2	0,1 ÷ 0,5	0,6 ÷ 1,2	—	—	0,5
MJI8	—	—	5,5 ÷ 6,6	0,7 ÷ 1,1	0,2 ÷ 0,8 Cd	0,2
MJI9	—	—	—	0,4 ÷ 1,0	0,2 ÷ 0,8 In	0,5
MJI10	—	—	—	—	1,9 ÷ 2,6 Nd	—
MJI11	—	—	0,1 ÷ 0,7	0,4 ÷ 1,0	2,2 ÷ 2,8 Nd	0,2
MJI12	—	—	0,2 ÷ 0,7	0,4 ÷ 1,0	1)	0,25
MJI12	—	—	4,0 ÷ 5,0	0,6 ÷ 1,1	—	0,20
MJI15	—	—	4,0 ÷ 5,0	0,7 ÷ 1,1	0,6 ÷ 1,2 La	0,2

1) 2,5 ÷ 4,0% mieszaniny zawierającej min. 45% Ce

TABLICA 2. Skład chemiczny radzieckich stopów magnezu do przeróbki plastycznej [4]

Oznaczenie stopu	Składniki stopowe [%]				
	Al	Mn	Zn	Zr	inne
MA1 ¹⁾	—	1,3 ÷ 2,5	—	—	—
MA2 ¹⁾	3,0 ÷ 4,0	0,15 ÷ 0,5	0,2 ÷ 0,8	—	—
MA2-1 ¹⁾	3,8 ÷ 5,0	0,3 ÷ 0,7	0,8 ÷ 1,5	—	—
MA3	5,5 ÷ 7,0	0,15 ÷ 1,5	0,5 ÷ 1,5	—	—
MA5 ¹⁾	7,8 ÷ 9,2	0,15 ÷ 0,5	0,2 ÷ 0,8	—	—
MA8 ¹⁾	—	1,3 ÷ 2,5	—	—	0,15 ÷ 0,35 Ce
MA9	0,3 ÷ 0,7	1,0 ÷ 1,3	—	—	0,1 ÷ 0,3 Ca
MA14 ¹⁾ (BM65-1)	—	—	5,0 ÷ 6,0	0,4 ÷ 0,9	—
BM17	—	1,4 ÷ 2,2	—	—	2,5 ÷ 4,0 Ce
MA11	—	1,5 ÷ 2,5	—	—	2,5 ÷ 3,5 Nd 0,13 ÷ 0,25 Ni
MA12	—	—	—	0,3 ÷ 0,9	2,5 ÷ 3,5 Nd
MA13	—	0,4 ÷ 0,8	—	—	1,7 ÷ 2,5 Th
BM11	—	1,2 ÷ 2,0	—	—	2,5 ÷ 3,5 Th
BM13	—	—	2,5 ÷ 3,5	0,45 ÷ 0,9	0,7 ÷ 1,1 La 1,2 ÷ 2,0 Cd
BM15	0,5 ÷ 1,0	0,1 ÷ 0,4	2,0 ÷ 2,5	—	10,0 ÷ 11,5 Li 0,15 ÷ 0,35 Ce
BM16	—	—	5,5 ÷ 7,0	0,5 ÷ 1,0	1,4 ÷ 2,0 Nd 0,2 ÷ 1,0 Cd

1) wg GOST 14957 — 69

wywołuje konieczność stosowania specjalnych środków zabezpieczających przy jego topieniu i odlewaniu.

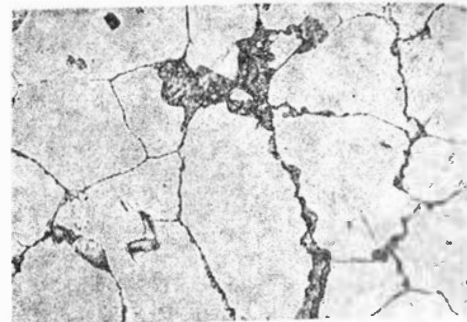
Czysty magnez ma niewielką wytrzymałość i plastyczność, np. w postaci lanej $R_m = 8 \div 12 \text{ kG/mm}^2$ ($78,5 \div 118 \text{ N/mm}^2$), $A_5 = 4 \div 6\%$, w postaci walcowanej $R_m = 16 \div 18 \text{ kG/mm}^2$ ($157 \div 176 \text{ N/mm}^2$), $A_5 = 5 \div 6\%$. W związku z tym magnez nie znajduje zastosowania jako materiał konstrukcyjny. Wykorzystywany jest natomiast w pirotechnice (do produkcji rakiet sygnalizacyjnych i lotniczych bomb zapalających), w przemyśle chemicznym, w energetyce jądrowej (jako ciekły nośnik ciepła w niektórych typach reaktorów) oraz w metalurgii jako odtleniacz. W postaci

stopów z miedzią i niklem używany jest także jako modyfikator żeliw.

W Polsce magnez otrzymuje się przez redukcję termiczną tlenku magnezu z dolomitu. Zgodnie z PN-69/H-82161 produkowane są dwa gatunki magnezu: Mg1 (zawierający 99,9% Mg, reszta Al, Zn, Fe, Si, Cu i inne) i Mg2 (zawierający 99,75% Mg). Pierwszy jest przeznaczony dla przemysłu chemicznego i celów specjalnych, drugi — do produkcji stopów magnezu i stopów z magnezem.

Stopy magnezu

Znacznie szersze zastosowanie przemysłowe znajdują stopy magnezu, które często osiągają wytrzymałość



Rys. 1. Struktura stopu magnezu ML5 w postaci lanej. Widoczne jasne ziarna roztworu stałego granicznego α aluminium w magnezie i wydzielienia umacniającej fazy międzymetalicznej $Mg_{17}Al_{12}$. Traw. wodnym roztworem kwasu cytrynowego. Pow. 250x

TABLICA 3. Skład chemiczny i zastosowanie amerykańskich odlewniczych stopów magnezu [2]

Oznaczenie stopu	Rodzaj stopu	Skład chemiczny [%] (reszta Mg)					Temperatura topnienia [°C]	Charakterystyka i zastosowanie
		Al	Mn (min.)	Zn	Zr	inne		
AM100A	na odlewy piaskowe i kokilowe	10,0	0,10	—	—	—	594	dobre własności mechaniczne w temperaturze pokojowej; na odlewy piaskowe i kokilowe o wymaganej dużej szczelności
AZ63A		6,0	0,15	3,0	—	—	610	dobra wytrzymałość i plastyczność w temperaturze pokojowej, na odlewy piaskowe
AZ81A		7,6	0,13	0,7	—	—	611	na odlewy piaskowe o dużej szczelności
AZ91C		8,7	0,13	0,7	—	—	596	dobre własności mechaniczne w temperaturze pokojowej, na odlewy piaskowe i kokilowe o wymaganej dużej szczelności
AZ92A		9,0	0,10	2,0	—	—	593	na odlewy piaskowe i kokilowe o dużej szczelności
EZ33A		—	—	2,6	0,7	3,2 Zr ¹⁾	643	na odlewy piaskowe i kokilowe o dużej szczelności, pracujące w temp. 175—260°C
HK31A		—	—	—	0,7	3,2 Th	649	na odlewy piaskowe pracujące w temp. 205°C i wyższych
HZ32A		—	—	2,1	0,7	3,2 Th	647	na odlewy piaskowe o dużej zdolności tłumienia drgań
K1A		—	—	—	0,6	—	651	na odlewy piaskowe o dużej zdolności tłumienia drgań
QE22A		—	—	—	0,7	2,2 Zr ¹⁾ 2,5 Ag	643	na odlewy piaskowe o dobrych własnościach w temperaturze pokojowej i podwyższonych
ZE41A		—	—	4,5	0,7	1,2 Zr ¹⁾	640	na odlewy piaskowe o dobrej wytrzymałości w temperaturze pokojowej; leżność lepsza niż stopów typu ZK
ZH62A		—	—	6,7	0,7	1,8 Th	632	na odlewy piaskowe o dobrej wytrzymałości i plastyczności w temperaturze pokojowej
ZK51A		—	—	4,6	0,7	—	640	na odlewy piaskowe o dobrej wytrzymałości i plastyczności w temperaturze pokojowej
ZK61A		—	—	6,0	0,8	—	635	na odlewy kół samochodowych
AM60A	na odlewy ciśnieniowe	6,0	0,13	—	—	—	616	na odlewy kół samochodowych
AS41A		4,2	0,35	—	—	1,0 Si	621	na odlewy części silników samochodowych
AZ91A AZ91B		9,0	0,13	0,7	—	—	596	na odlewy części samochodowych, maszyn biurowych itd.

1) ZR — ziemie rzadkie

$R_m = 30 \div 35 \text{ kG/mm}^2$ ($294 \div 343 \text{ N/mm}^2$). Głównymi składnikami tych stopów obok magnezu są:

- aluminium (do 11%), które podwyższa własności wytrzymałościowe i twardość, a w stopach odlewniczych polepsza leżność i zmniejsza skurcz; jednak wzrost zawartości aluminium w stopie wywołuje zwiększenie kruchości na gorąco;

- cynk (do 7%) polepszający zarówno własności wytrzymałościowe jak i plastyczne;

- mangan zwiększający odporność na korozję i wywołujący rozdrobnienie ziarna; w stopach nie zawierających aluminium zawartość manganu dochodzi do 2,5%, w stopach z aluminium, które zmniejsza rozpuszczalność manganu w magnezie, wynosi kilka dziesiątych procenta;

- cyrkon (do 1%) polepszający własności mechaniczne i obrabialność stopów (wywołuje rozdrobnienie ziarna);

- cer, tor i metale ziem rzadkich (lantan, neodym, praeodym) — polepszające własności w temperaturach podwyższonych.

Spotyka się również stopy magnezu zawierające takie dodatki stopowe, jak krzem, wapń, kadm i nikiel, przy czym zawartość ich zwykle nie przekracza 1%. Inne pierwaistki występują w stopach magnezu w nieznacznych ilościach i poza berylem, dodawanym w celu zmniejszenia skłonności magnezu do zapalania się podczas odlewania, pochodzenie ich jest przypadkowe.

Osobną, najmłodszą grupę stopów magnezu stanowią stopy z litem (zawierające do kilkunastu procent Li), których ciężar właściwy ($1,35 \div 1,62 \text{ G/cm}^3$) jest znacznie mniejszy niż pozostałych stopów magnezu (około $1,80 \text{ G/cm}^3$).

Ogólnie stopy magnezu dzielą się na odlewnicze i do przeróbki plastycznej. W obu tych grupach podstawowymi typami są podwójne stopy magnez-mangan oraz wieloskładnikowe stopy magnez-aluminium-cynk-mangan i magnez-cynk-cyrkon. W krajach wysokouprzemysłowych (ZSRR, USA) na bazie tych podstawowych typów stopów opracowano i wprowadzono do przemysłu wiele stopów pochodnych, zawierających dodatkowo cer, tor, lantan, neodym i inne, a więc pierwaistki powodujące wyraźny wzrost własności mechanicznych w temperaturach podwyższonych.

Skład chemiczny radzieckich stopów magnezu podano w tabl. 1 i 2, skład chemiczny i zastosowanie stopów amerykańskich — w tabl. 3 i 4.

W Polsce aktualnie znormalizowane gatunki stopów magnezu ograniczone są w zasadzie do podstawowych typów Mg-Mn i Mg-Al-Zn-Mn z tym, że wśród stopów przeznaczonych do przeróbki plastycznej jeden zawiera cer (stop GME), a dwa cyrkon (stopy GZ3 i GZ5). Skład polskich stopów magnezu podano w tabl. 5, a na rys. 1 strukturę typowego stopu odlewniczego.

Stopy magnezu, podobnie jak większość stopów aluminium, można obrabiać cieplnie (przesycać i starzyć), gdyż rozpuszczalność głównych składników stopowych (aluminium, cynku i manganu) w magnezie jest ograniczona i zmniejsza się z obniżeniem temperatury (rys. 2). Obróbka ta jednak tylko w niewielkim stopniu polepsza właściwości mechaniczne stopów i rzadko jest stosowana. Wyjątkiem są stopy odlewnicze, zawierające powyżej 6% aluminium, które po obróbce cieplnej mają wytrzymałość o 40÷÷50% wyższą.

Dla przykładu, polski stop ML5 w stanie surowym ma wytrzymałość na rozciąganie 15 kG/mm² (147 N/mm²). Po przesycaniu w temperaturze 415° (w czasie 15 h, chłodzenie na powietrzu) i starzeniu w temperaturze 175°C (w czasie 16 h) jego wytrzymałość wzrasta do 22 kG/mm² (216 N/mm²).

Z reguły natomiast odlewy ze stopów magnezu poddaje się wyżarzaniu odprężającemu w temperaturze 200÷÷250°C.

Zastosowanie stopów magnezu zależy od ich składu chemicznego i właściwości. Np. stop ML1 przeznaczony jest na proste odlewy szczelne pod ciśnieniem, ML3 — na korpusy pomp i armatury, ML4 — na odlewy części lotniczych i samochodowych, obudowy przyrządów i aparatów, ML5 — na silnie obciążone części lotnicze, części aparatów fotograficznych i maszyn do pisanja, GA6 — na obciążone elementy konstrukcji lotniczych, samochodowych i kolejowych, GZ3 — na bardzo silnie obciążone elementy konstrukcji samolotów i rakiet, GME — na średnio obciążone elementy konstrukcji lotniczych, poszycia samolotów i śmigłowców itd. Dokładne właściwości i główne zastosowania wszystkich krajowych stopów magnezu podają odpowiednie Polskie Normy.

Warto dodać, że w przemyśle światowym zakres zastosowań stopów magnezu jako tworzywa konstrukcyjnego w lotnictwie, kosmonautyce, budowie rakiet i energetyce jądrowej stale wzrasta. Coraz częściej stopy magnezu stosuje się w przemyśle elektronicznym i elektrotechnicznym, poligraficznym, samochodowym, transporcie kolejowym itp.

Jak już wspomniano, osobną grupę stopów tworzą stopy magnez-lit, ze względu na bardzo mały ciężar właściwy nazywane także stopami superlekkimi (każdy procent litu zmniejsza ciężar stopu o 0,032 G/cm³). Charakteryzuje je dość wysoki stosunek wytrzymałości do ciężaru właściwego, wyższy niż w przypadku wielu znormalizowanych stopów magnezu, wyższa pojemność cieplna i dobre właściwości w niskich temperaturach (w przeciwieństwie do większości metali

TABLICA 4. Skład chemiczny i zastosowanie amerykańskich stopów magnezu do przeróbki plastycznej [2]

Oznaczenie stopu	Postać				Skład chemiczny [%] (reszta Mg)					Temperatura topienia [°C]	Zastosowanie
	blachy	odkruki	pręty, druty, rury, kształtowniki		Al	Mn (min.)	Zn	Zr	inne		
AZ21A			+		2,0	maks. 0,15	1,0	—	0,2 Ca	—	na anody ogniw
AZ31B	+	+	+		3,0	0,20	1,0	—	—	627	na części ogólnego przeznaczenia
AZ61A	+	+	+		6,5	0,15	1,0	—	—	618	podobny do stopu AZ31B, lecz o wyższych właściwościach
AZ80A		+	+		8,5	0,12	0,5	—	—	610	na części wysokoobciążone
HK31A	+				—	—	—	0,7	3,2 Th	649	na poszycia samolotów i pocisków kierowanych
HM21A	+	+			—	0,80	—	—	2,0 Th	650	na elementy samolotów i pocisków kierowanych
HM31A			+		—	1,20	—	—	3,0 Th	650	(do temp. 425°C)
LA141A	+				1,2	0,15	—	—	14,0 Li	579	najlżejszy stop magnezowy, stosowany na części tłoczone
ZK60A		+	+		—	—	5,5	0,45	—	635	na części lotnicze i zbrojeniowe wysoko obciążone

TABLICA 5. Skład chemiczny stopów magnezu (wg PN-55/H-88050 i PN-64/H-88051)

Cecha stopu	Rodzaj stopu	Skład chemiczny [%] (reszta magnez)					zanieczyszczenia (maks.)
		Al	Zn	Mn	inne		
ML1	odlewniczy	—	—	—	1,0 1,5 Si	—	0,75
ML2		—	—	1,0÷2,0	—	—	1,0
ML3		2,5÷3,5	0,5÷1,5	0,15÷0,5	—	—	0,60
ML4		5,0÷7,0	2,0÷3,0	0,15÷0,5	—	—	0,60
ML5		7,5÷9,3	0,2÷0,8	0,15÷0,5	—	—	0,60
ML6		9,0÷11,0	do 2,0	0,10÷0,5	—	—	0,60
GM	do przeróbki plastycznej	—	—	1,3÷2,5	—	—	1,0
GA3		3,0÷4,0	0,2÷0,8	0,15÷0,5	—	—	0,5
GA6		5,5÷7,0	0,5 1,5	0,15÷0,5	—	—	0,7
GA5		5,0÷7,0	2,0÷3,0	0,2÷0,5	—	—	0,7
GA8		7,8÷9,2	0,2÷0,8	0,15÷0,5	—	—	0,7
GZ3		—	2,5÷4,0	—	0,5÷0,9 Zr	—	0,5
GZ5		—	4,0÷5,5	—	0,5÷0,9 Zr	—	0,5
GME		—	—	1,5÷2,5	0,15÷0,35 Ce	—	1,0

TABLICA 6. Skład chemiczny stopów magnez—lit [3]

Oznaczenie stopu	Producent	Typ struktury	Skład chemiczny [%] (reszta magnez)					
			Li	Al	Zn	Mn	Ca	Cd
IMB1	ZSRR	α	5÷6	5÷6	0,6÷1,2	0,2÷0,8	0,6÷1,2	—
IMB2	ZSRR	α+β	7÷10	4÷6	0,8÷2	0,15÷0,5	—	3÷5
IMB2-1	ZSRR	α+β	7÷9	4÷6	0,8÷2	0,15÷0,5	2÷4	—
IMB3	ZSRR	β	12÷16	—	4÷7	—	0,2÷0,5	—
LA141A	USA	β	13÷15	0,75÷1,3	—	maks. 0,15	—	—

i stopów, stopy magnezu z litem nie są skłonne do przechodzenia w stan kruchy w niskich temperaturach). Przy zawartości ponad 10,5% Li stopy

te można przerabiać plastycznie na zimno lub w stanie podgrzanym do temperatur średnio dwukrotnie niższych od temperatur przeróbki plas-

TABLICA 7. Orientacyjne własności fizyczne stopów magnez-lit [3]

Oznaczenie stopu	Ciężar właściwy [G/cm ³]	Temperatura topnienia [°C]		Współczynnik liniowej rozszerzalności cieplnej [$\alpha \cdot 10^6/^{\circ}\text{C}$] (20 ÷ 100°C)	Przewodność cieplna w temperaturze	
		dolna	górna		20°C	100°C
ИМБ1	1,65	510	588	27,9	0,09	0,12
ИМБ2	1,58 ÷ 1,60	525	573	32,4	0,120	0,130
ИМБ2-1	1,57 ÷ 1,59	510	560	32,4	0,133	0,141
ИМБ3	1,38		570	38,8	0,110	
LA141A	1,32		580	37,3	0,103	

tycznej na gorąco innych stopów magnezu.

Konstrukcje ze stopów magnez-lit są bardziej sztywne od konstrukcji o tym samym ciężarze, wykonanych z innych tworzyw metalowych, ze stałą i stopami tytanu włącznie. Ciekawą cechą stopów magnez-lit jest ich stosunkowo duża odporność na prze-

● Stopy α (roztwór stały litu w magnezie), zawierające do 5,7% Li (ciężarowo). Ich ciężar właściwy jest 5 ÷ 10% mniejszy od ciężaru właściwego zwykłych stopów magnezu, przy prawie takich samych własnościach mechanicznych.

● Stopy $\alpha + \beta$, zawierające ciężarowo 5,7 ÷ 10,4% Li. W miarę wzrostu

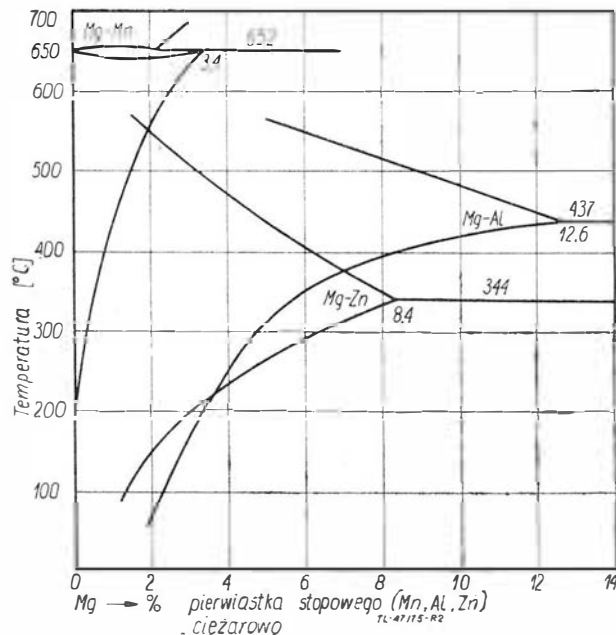
jest niższa niż zwykłych stopów magnezu, ale może być podwyższona przez wprowadzenie dodatkowych pierwiastków stopowych.

Skład chemiczny ważniejszych stopów magnez-lit opracowanych w ZSRR i USA podano w tabl. 6. Warto podkreślić, że stop LA141A jest już dość szeroko stosowany w amerykańskim przemyśle.

W tablicy 7 podano niektóre własności fizyczne stopów magnez-lit, a w tabl. 8 — ich własności mechaniczne.

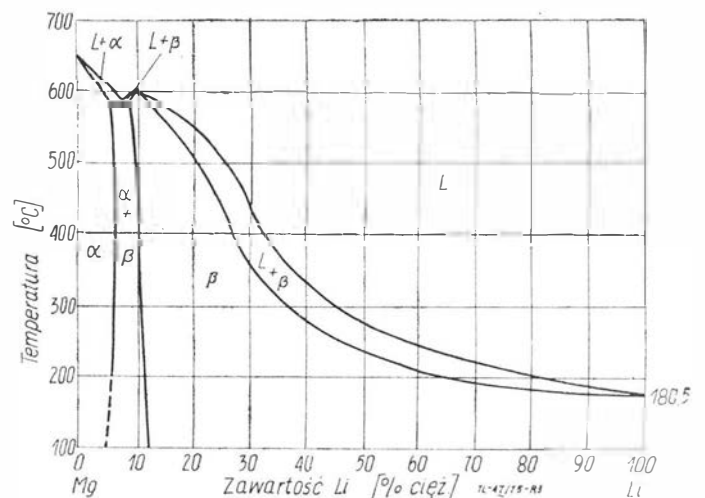
Bardzo korzystny dla konstruktorów zespół własności stopów magnez-lit jest przyczyną dużego zainteresowania nimi zarówno w ZSRR, jak i USA. W obu też tych krajach prowadzone są liczne prace badawcze nad ich udoskonaleniem.

Ustalono na przykład, że istotny wpływ na własności stopów magnez-lit wywierają zanieczyszczenia, szczególnie sodem i potasem, zawarte w wyjściowych materiałach (zwłaszcza w licie) oraz w solach (LiF i LiCl) stosowanych jako topniki przy wytapianiu stopów. Przy zawartości sodu w



◀ Rys. 2. Obszary roztworów stałych granicznych w układach równowagi Mg-Mn, Mg-Al i Mg-Zn [5]

Rys. 3. Układ równowagi Mg-Li [6] ▼



nikanie mikrometeorytów. Moduł sprężystości i granica plastyczności przy ścisnaniu stopów magnez-lit są wyższe niż w przypadku większości stopów magnezu nie zawierających litu. Przy większych zawartościach litu stopy praktycznie nie są czułe na działanie karbu.

Zgodnie z układem równowagi (rys. 3) stopy magnez-lit można podzielić na trzy grupy:

zawartości litu plastyczność tych stopów znacznie podwyższa się, jednocześnie jednak maleje wytrzymałość.

● Stopy β (roztwór stały magnezu w litie), zawierające ciężarowo ponad 10,4% Li. Te stopy charakteryzują się minimalnym ciężarem właściwym (1,3 ÷ 1,4 G/cm³), dużą plastycznością i udurowieniem oraz podwyższoną podatnością do przeróbki plastycznej na zimno i na gorąco. Wytrzymałość ich

licie 0,04% wydłużenie stopu wynosi 5%, przy zawartości sodu 0,002% — wydłużenie stopu wynosi 50%. W związku z tym w USA do produkcji omawianych stopów używany jest lit specjalnie oczyszczany, o zawartości sodu poniżej 0,005%, a potasu — poniżej 0,01%.

Przewiduje się szerokie wykorzystanie stopów magnez-lit w konstrukcjach lotniczych, technice raketowej i kosmonautyce. Już obecnie stop LA141A (USA) zastosowano w rakietach Agena i Saturn, co pozwoliło na zmniejszenie masy pierwszej z nich o 22 kg, a drugiej — o 20 kg. Stop ten wykorzystywany jest również do produkcji wielu elementów tłoczonych dla różnych zastosowań. Firma Boeing przewiduje wykorzystanie stopów magnez-lit w okołoświecowych satelitach, ruchomych laboratoriach księżycowych i w bateriach słonecznych.

Największą przeszkodą w szybkim rozpowszechnieniu stopów magnez-lit w przemyśle jest ich stosunkowo wy-

TABLICA 8. Orientacyjne własności mechaniczne stopów magnez-lit w stanie prasowanym na gorąco [3]

Oznaczenie stopu	R_m		$R_{0,2}$		A [%]	KM		HB
	[kG/mm ²]	[N/mm ²]	[kG/mm ²]	[N/mm ²]		[kG/cm ²]	[J/cm ²]	
ИМБ1	31,5	308,9	23,0	225,6	9,0	0,5	4,9	
ИМБ2	25,0	245,2	20,0	196,1	22,0	0,8	7,8	80
ИМБ2-1	26,0	255,0	21,0	205,9	15,0	0,6	5,9	80
ИМБ3	19,5	191,2	16,5	161,8	30,0	1,3	12,7	64
LA141A	18,0	176,5	16,0	156,9	20,0	1,7	16,7	60

soki koszt. Wydaje się jednak, że to ograniczenie jest okresowe i wiąże się w dużym stopniu z niewielką jak dotąd produkcją tych stopów i wysoką ceną litu odpowiedniej czystości (zwłaszcza pod względem zawartości sodu), produkowanego również w niewielkich ilościach. Można przypuszczać, że wzrost produkcji w najbliższych latach doprowadzi do poważnego zmniejszenia zarówno ceny litu, jak i stopów magnez-lit, gdyż światowe zapasy litu są dostatecznie duże.

Wnioski

Aktualna produkcja krajowych stopów magnezu zdecydowanie ogranicza wykorzystywanie ich jako materiałów konstrukcyjnych, zwłaszcza w zastosowaniach lotniczych. W zestawieniu z krajami wysoko uprzemysłowionymi wydaje się konieczne uwspółcześnienie krajowych stopów magnezu zarówno pod względem składu chemicznego, jak i metod ich wytwarzania i obróbki.

W szczególności należy opracować i wdrożyć do przemysłu przynajmniej dwa nowe odlewnicze stopy magnezu:

jeden typu magnez-cynk-cykon ($47 \div 6\%$ Zn i $0,4 \div 0,8\%$ Zr) i jeden typu magnez-cynk-cykon-ziemie rzadkie lub tor ($0,5 \div 2\%$ Zn, $0,5 \div 0,7\%$ Zr, 3% ziem rzadkich lub toru). Pierwszy z nich byłby przeznaczony na odlewy pracujące w temperaturze otoczenia, drugi — do pracy w temperaturach podwyższonych.

Należy również unowocześnić metody produkcji stopów magnezu, zwłaszcza pod względem zmniejszenia w nich zawartości szkodliwych zanieczyszczeń (dla przykładu: polski stop ML2 zawiera 1% zanieczyszczeń, identyczny radziecki stop MJ12 — 0,5%, polski stop ML4 — 0,60%, radziecki MJ14 — 0,5%, a ten sam stop radziecki o podwyższonej czystości MJ14 n.c. — tylko 0,14%).

W zakresie stopów do przeróbki plastycznej należy wprowadzić do przemysłu lotniczego przynajmniej jeden stop typu magnez, mangan-tor (ok. 1% Mn, $2 \div 3\%$ Th) mogący pracować w temperaturach rzędu 400°C .

Osobnym zagadnieniem jest opracowanie, przebadanie i wdrożenie do

przemysłu jednego stopu typu magnez-lit, zawierającego $12 \div 14\%$ Li oraz ewentualne dodatki stopowe podwyższające wytrzymałość.

LITERATURA

1. A. A. BLJABLIN i in.: Promienienie magnetyczne spawów za rubieżom. ONTI, WIAM 1967.
2. Composition, Properties and Applications of Magnesium Alloys. Metal Progress Databook 1974.
3. M. E. DRIC i in.: Swierchlegkie konstrukcyjne spawy. AN SSSR, Moskwa 1972.
4. M. E. DRIC, Z. A. SWIDERSKAJA: Rozszerzenie promienienia magnetycznych spawów w różnych otoczeniach narodowego chozajstwa. Część I. 1968, s. 45.
5. E. F. EMLEY: Principles of Magnesium Technology. Wyd. ros.: Osnovy technologii proizvodstva i obrabotki magnijowych spawow. Moskwa 1972.
6. W. E. FREETH, G. V. RAYNOR: J. Inst. Metals vol. 82, nr 12/1954.
7. K. S. JEPSON, C. A. STUBBINGTON: Recent Advances in Metallic Aerospace Materials. Metals and Materials vol. 3, nr 4/1969, s. 115-126.
8. Metalłowodzenie spawów lekkich metalow. Praca zbiorowa AN SSSR, Moskwa 1970 Nauka.

CO PISZĄ INNI

Silniki lotnicze

W dziedzinie silników lotniczych wraz z postępem technicznym następuje koncentracja produkcji. Na Zachodzie istnieje obecnie 12 poważnych zakładów wytwarzających silniki, wśród których 4 firmy odgrywają rolę wiodącą (General Electric, Pratt and Whitney, Rolls-Royce i SNECMA). Dalszy rozwój możliwy jest tylko przy ścisłej współpracy. Już obecnie General Electric kooperuje ze SNECMA przy produkcji silnika CFM-56, a Pratt and Whitney z MTU i wytwórniami włoskimi przy JT-10D.

W tym samym numerze *Aviation Magazine* przedstawiono działalność europejskich wytwórni silnikowych.

Aviation Magazine nr 656

Jak-42 nie ma odpowiednika na Zachodzie

Autor artykułu informuje o pierwszym locie 3-silnikowego odrzutowego samolotu radzieckiego (3.III br.), zdolnego do przewozu 100-120 pasażerów na odległościach krótkich i średnich. Przedstawiona analiza aktualnego stanu na rynku samolotów komunikacyjnych prowadzi do wniosku, że po zakończeniu projektu HS-146 radziecki samolot jest najlepszym odpowiednikiem wycofywanych obecnie samolotów Caravelle.

Air et Cosmos nr 572

Amerykanie zainteresowani polskimi silnikami

Artykuł informuje o wzrastającym zainteresowaniu silnikami polskiej produkcji, związanym z dużym zapotrzebowaniem na samoloty rolnicze. Roz-

mowy między przedstawicielami FAA i reprezentantami polskiego przemysłu lotniczego dotyczą sprawy uznawania polskich świadectw zdatości przez amerykańskie władze nadzoru lotniczego. Obiektem zainteresowania są silniki Asz-62 o mocy 600 i 1000 KM, w których sprawie z rządem polskim rozmawiają przedstawiciele wytwórni Rockwell International's General Aviation Division i Grumman American.

Aviation Week and Space Technology 17.III 1975

Ostrzegacze bliskości ziemi

W *ICAO Bulletin* podano opis techniczny i sposób eksploatacji urządzeń, w które od 1.XII.1975 r. mają być wyposażone amerykańskie samoloty komunikacyjne. Przewidywane są dalsze ulepszenia tego systemu, który oparty jest o rywalizację z systemem Dopplera wiązki omiatającej.

W tym samym numerze inny artykuł podkreśla szczególną rolę tego rodzaju urządzeń w samolotach sterowanych przez pilotów niezawodowych. Omawia również skuteczność działania na podstawie statystyk USA.

ICAO Bulletin nr 375

Lotnicy polscy w drugiej wojnie światowej

Artykuł syntetycznie ujmuje udział naszych lotników ze wszystkich formacji podczas drugiej wojny światowej. Podaje m.in. wykaz indywidualnych zwycięstw pilotów myśliwskich.

W tym samym numerze przedstawiono również 22 zwycięstwa płk Stanisława Skalskiego.

Skrzydłata Polska nr 18'75

Renesans wiatrakowców?

Autor zastanawia się, jakie szanse ma obecnie wiatrakowiec, za którym przemawiają względy ekonomiczne (o 1/3 mniejsza niż w śmigłowcu moc silnika i prostsza konstrukcja). Wiatrakowce nie mają być rywalami śmigłowców, lecz w niektórych przypadkach zastępować je i uzupełniać. Na razie jednak daleko wiatrakowcom do doskonałości technicznej.

Skrzydłata Polska nr 20'75

Pierwsza katastrofa samolotu Boeing 747 i jej przyczyny

W artykule opisano na podstawie czasopism zachodnich przebieg katastrofy pierwszego samolotu transportowego Boeing-130, należącego do zachodnoniemieckiej Lufthansy. Podano również przyczyny katastrofy. Jak wykazała analiza, w samolocie B-747 system kierowania slotami i sygnalizacja ich położenia mają wady, które mogą wprowadzić w błąd załogę samolotu.

Wozdusznyj Transport nr 12'75

Koszty transportu powietrznego

Bogato ilustrowany artykuł porównuje energetyczną efektywność transportu powietrznego i naziemnego. Przeprowadzone obliczenia wykazały, że zużytkowanie energii w transporcie powietrznym jest np. 5 razy większe niż w przewozie autobusem, a 3 razy większe niż w kolejnictwie. A zatem efektywność transportu powietrznego jest znacznie niższa niż transportu naziemnego.

Wozdusznyj Transport nr 11'75

Idealna linia lotnicza

Brytyjski tygodnik *Flight* rozważa ocenę linii lotniczej z punktu widzenia pasażera. Ocena pasażera oparta jest nie o wyniki ekonomiczne linii, lecz o wrażenia dobrej obsługi, które mogą być punktowane. *Flight* proponuje poniższą skalę oceny:

Zamawianie biletu (Booking)

Nie więcej niż pół tuzina dzwonek zanim ktoś odbierze telefon — 2 punkty.

Przyjazny głos, oferujący bezpośrednie połączenie o pożądanej godzinie — 5 punktów.

Przybycie na lotnisko

Port lotniczy nie dalej niż 30 min drogi od centrum miasta — 3 punkty (punktowanie linii lotniczej za to może wydawać się bezwzględne, jednak linie lotnicze muszą starać się u władz miejskich o poprawę dojazdów do lotnisk).

Wygodny wyładunek pasażerów i bagażu w porcie lotniczym (przed budynkiem — nie na parkingu) — 2 punkty.

Parking nie dalej niż 5 min spaceru od punktu odprawy biletowej — 2 punkty.

W porcie lotniczym

Czas zgłoszenia (check-in) nie większy od 20 min w ruchu międzynarodowym i 5 min w ruchu krajowym — 4 punkty.

Wybór miejsc na podstawie planu kabiny samolotu — 1 punkt.

Obszary dla niepalących w kabinie — 1 punkt.

Wsiadanie bez dojazdu autobusem lotniskowym — 5 punktów.

Zapewnienie w poczekalniach napojów orzeźwiających, toalet, sprzedaży

książek, sklepu wolnocłowego (w ruchu międzynarodowym) i telefonów — 5 punktów.

Wyraźne, standardowe oznakowanie symbolami dworca lotniczego oraz tablice informacyjne lub monitory TV — 3 punkty (linia lotnicza jest użytkownikiem dworca lotniczego i to użytkownikiem dobrze płacącym, dlatego odpowiada za stan jego wyposażenia i przygotowania).

W samolocie

Uniebowanie i literatura informacyjna, czyste i schludne, puste śmietniczki i popielniczki, ładne wykończenie wnętrza kabiny i dobra wentylacja — 3 punkty.

Brak potrójnych foteli — 3 punkty.

Podziałka foteli nie mniejsza niż 34 cale (86 cm) — 3 punkty.

Możliwość ułożenia lekkiego bagażu na odpowiedniej półce bez uwag ze strony personelu kabinowego, że to niedozwolone — 2 punkty.

Półka na posiłki uniezależniona od pochylanego fotela — 2 punkty.

Ustna informacja z dziedziny bezpieczeństwa (przed startem) — 5 punktów.

Punktualny start — 8 punktów.

Przyjazny, sprawny i ciągle obecny personel kabinowy — 2 punkty.

Informacje o locie od kapitana — 2 punkty.

Dobra słyszalność komunikatów dla pasażerów — 2 punkty.

Przejścia wystarczająco szerokie, by pasażer mógł wyminąć wózek z posiłkami — 1 punkt.

Płynny pilotaż bez wyraźnych przyspieszeń pionowych, obejmujący płynne użycie hamulców i gazu podczas ruchu po ziemi — 3 punkty.

Extra-dodatki w rodzaju gorących wilgotnych ściereczek dla odświeżenia się podczas lotu — 2 punkty.

Punktualne, miękkie lądowanie i niezatrzymywanie w przejściach podczas opuszczania samolotu — 3 punkty.

Na miejscu przeznaczenia

Bezpośrednie przejście z samolotu do dworca lotniczego bez wchodzenia i schodzenia, bez przechodzenia przez wietrzną i hałaśliwą płytę lotniska i korzystania z autobusu — 5 punktów.

Nie dłuższy niż pięciominutowy spacer po odbiór bagażu — 1 punkt.

Nie dłuższe niż dziesięciominutowe oczekiwanie na ukazanie się bagażu — 1 punkt.

Bagaż dostarczony na obrotowym stole lub transporterze oraz samoobsługowe wózki bagażowe — 1 punkt.

Możliwość natychmiastowej wymiany pieniędzy (przy lotach międzynarodowych) — 1 punkt.

Osobne przejście przez komorę celną dla osób nie deklaruujących niczego do oclenia — 1 punkt.

Telefon, autobus lub taksówki łatwo dostępne i miasto położone nie dalej niż o 30 minut drogi — 3 punkty.

Dodatkowe punkty do 10 mogą być przyznawane za dodatkową obsługę, jak zapewnienie pełnej informacji w przypadku opóźnienia lotu, wyjątkowo uczynny personel kabinowy i ruchowy, a także za dostarczanie czasopism (w oryginale *Flight*, ale w odniesieniu do niektórych linii można by przyznawać punkty także za *Technikę Lotniczą* i *Astronautyczną* i *Skrzydlatą Polskę*).

Ogólna ocena dla linii doskonałej — 100 punktów.

Czy dla pozytywnej oceny wystarczy — powiedzmy — 40?

Opracował A.K. wg *Flight* z 24.IV 75 r.

Orbitalne sputniki meteorologiczne

Ciągle jeszcze zdarza się, że podana przez meteorologów prognoza pogody nie jest trafna. Jest to poważnym utrudnieniem dla lotnika, marynarza czy rolnika, których praca uzależniona jest w dużym stopniu właśnie od pogody. Dlatego też zagadnienie bezbłędnych prognoz zaprzęta uczonych całego świata.

Do niedawna meteorolodzy sądzili, że wystarczy mieć informacje o stanie atmosfery w promieniu około 100 km, aby trafnie przewidzieć pogodę na dzień następny. Dzisiaj już wiadomo, że nie wystarczy dane z terenu o promieniu 500, a nawet 1000 km. Trzeba znać stan powietrznej i wodnej powłoki co najmniej jednej półkuli, najlepiej zaś całej kuli ziemskiej. Poza tym muszą to być informacje bardzo różnorodne.

Zebranie potrzebnej liczby informacji przekracza możliwości meteorologów jednego kraju. Dlatego też synoptycy całego świata opracowali międzynarodowy program badań globalnych pro-

cesów atmosferycznych, nazwany w skrócie GARP. Jego zadaniem jest m. in. ustalenie, jak często należy dokonywać obserwacji, jakie elementy pogody i z jaką dokładnością należy rejestrować, jak gęsto należy rozmieścić sieć stacji meteorologicznych. Na rok 1977 wyznaczono początek ogólnosiwiatowego eksperymentu, w którym wezmą udział badacze kilkudziesięciu krajów.

Dla potrzeb tego eksperymentu zostaną stworzone specjalne systemy obserwacyjne, które będą przekazywać dane Światowej Organizacji Meteorologicznej. Systemów takich będzie co najmniej trzy. Pierwszy z nich stanowić będzie sieć stacji meteo i aerologicznych. Do czasu rozpoczęcia eksperymentu ich liczba znacznie się zwiększy w porównaniu ze stanem obecnym.

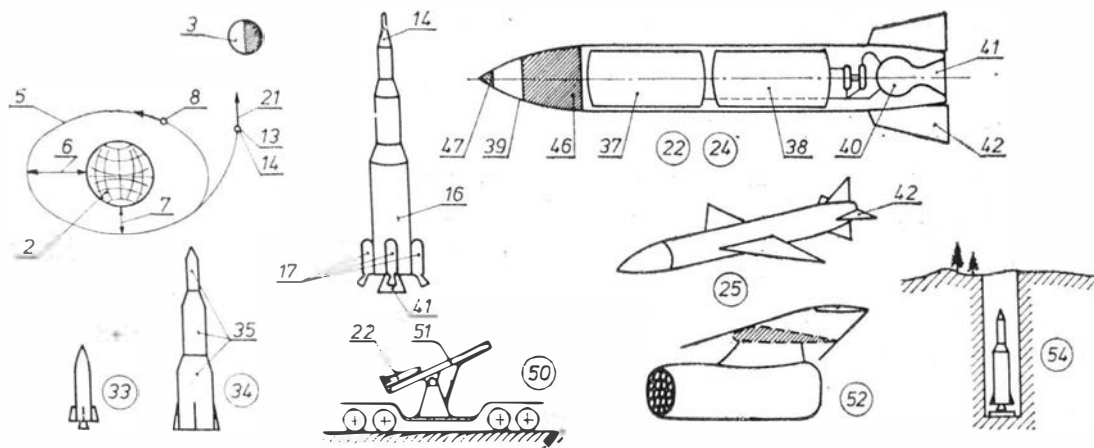
Następnie powstanie system orbitalnych sputników meteorologicznych, które zostaną wyniesione na wysokość 1000–1500 km nad ziemią. Będą one dokonywać z przestrzeni kosmicznej

pełnego przeglądu pogody na naszej planecie, sondować powłokę atmosferyczną i zapisywać pionowy rozkład temperatur i wilgotności.

Trzeci system będzie się składał ze sputników wyniesionych na wysokość 36 000 km i balonów na wysokości 12–20 km nad ziemią — w jej strefie równikowej. Będą one automatycznie prowadzić pomiary i przekazywać je do stacji naziemnych. Jeden z tych sputników wprowadzi na orbitę Związek Radziecki, dwa — Stany Zjednoczone, jeden — kraje europejskie i jeden — Japonia.

Zostanie też stworzony pomocniczy system stacji obserwacyjnych, których sieć pokryje całą przestrzeń mórz i oceanów. Sieć ta składać się będzie ze statków badawczych i z automatycznych stacji meteorologicznych umieszczonych na bojach.

Zdaniem uczonych przeprowadzenie ogólnosiwiatowego eksperymentu powinno doprowadzić do bezbłędności prognoz meteorologicznych.



ASTRONAUTYKA I TECHNIKA RAKietOWA

ASTRONAUTICS AND MISSILES TECHNOLOGY

DIE RAUMFAHRT UND RAKETENTECHNIK

КОСМОНАВТИКА И РАКЕТНАЯ ТЕХНИКА

- 1 — przestrzeń kosmiczna, kosmos
- 2 — Ziemia, kula ziemiska
- 3 — Księżyc
- 4 — planeta
- 5 — orbita
- 6 — apogeum
- 7 — perigeum
- 8 — sztuczny satelita ziemi, sputnik
- 9 — satelita badawczy
- 10 — s. łącznościowy
- 11 — s. meteorologiczny
- 12 — s. nawigacyjny
- 13 — (automatyczna) stacja kosmiczna
- 14 — (załogowy) statek kosmiczny
- 15 — astronauta, kosmonauta
- 16 — rakieto nośna
- 17 — przyspieszacz startowy, silnik s.
- 18 — silnik korekcyjny
- 19 — silnik hamujący
- 20 — bateria słoneczna
- 21 — prędkość ucieczki, II prędkość kosmiczna
- 22 — pocisk rakietowy
- 23 — p.r. kierowany
- 24 — p.r. balistyczny
- 25 — p.r. uskrzydłony
- 26 — p.r. niekierowany
- 27 — p.r. przeciwlotniczy
- 28 — p.r. przeciwpancerny
- 29 — p.r. ziemia—woda
- 30 — p.r. woda—głębina wodna
- 31 — p.r. głębina wodna—powietrze
- 32 — p.r. powietrze—ziemia
- 33 — p.r. jednostopniowy
- 34 — p.r. wielostopniowy
- 35 — człon, stopień
- 36 — stały materiał pędny
- 37 — paliwo płynne
- 38 — utleniacz
- 39 — stożek nosowy, głowica
- 40 — komora spalania
- 41 — dysza wylotowa
- 42 — statecznik, stabilizator
- 43 — układ kierowania
- 44 — przelicznik pokładowy
- 45 — głowica samonaprowadzająca
- 46 — ładunek bojowy
- 47 — zapalnik
- 48 — silnik marszowy
- 49 — smugacz
- 50 — wyrzutnia
- 51 — prowadnica
- 52 — kaseta z pociskami rakietowymi
- 53 — odchylacz płomienia
- 54 — szyb startowy

K.D.

- 1 — space
- 2 — Earth, terrestrial globe
- 3 — Moon
- 4 — planet
- 5 — orbit
- 6 — apogee
- 7 — perigee
- 8 — artificial earth satellite
- 9 — scientific satellite
- 10 — communication s.
- 11 — weather s.
- 12 — navigational s.
- 13 — (automatic) space station
- 14 — (manned) spacecraft, space vehicle
- 15 — astronaut
- 16 — launch rocket
- 17 — booster, boost motor
- 18 — vernier (engine)
- 19 — brake engine
- 20 — braking engine
- 21 — solar (cell) battery
- 22 — escape velocity
- 23 — (rocket) missile
- 24 — guided m.
- 25 — ballistic m.
- 26 — winged m.
- 27 — unguided m., rocket
- 28 — antiaircraft missile
- 29 — antitank missile
- 30 — ground-to-air m., ground-to-sea m.
- 31 — ship-to-air m., surface-to-air m.
- 32 — air-to-ground m., air-to-surface m.
- 33 — single stage rocket
- 34 — multistage rocket
- 35 — stage of a rocket
- 36 — solid propellant
- 37 — liquid fuel
- 38 — oxidizer
- 39 — nose cone
- 40 — combustion chamber
- 41 — nozzle
- 42 — stabilizer
- 43 — control system
- 44 — computer
- 45 — homing head
- 46 — warhead
- 47 — (detonating) fuse, exploder
- 48 — sustainer (motor)
- 49 — trace flare
- 50 — launcher
- 51 — launching rail
- 52 — multiple launcher
- 53 — flame deflector
- 54 — launching silo

- 1 — der Weltraum, der Kosmos
- 2 — die Erde, der Erdball
- 3 — der Mond
- 4 — die Planete
- 5 — die Umlaufbahn
- 6 — das Apogäum
- 7 — das Perigäum
- 8 — der künstliche Erdsatellit
- 9 — der Forschungssatellit
- 10 — der Nachrichtensatellit
- 11 — der Wettersatellit
- 12 — der Navigationssatellit
- 13 — die (automatische) Raumstation
- 14 — das Raumschiff, das Weltraumschiff
- 15 — der Kosmonaut
- 16 — die Träger Rakete
- 17 — die Starthilfe
- 18 — das Korrekturtriebwerk
- 19 — die Bremsrakete, das Bremstriebwerk
- 20 — die Sonnenbatterie
- 21 — die Fliehggeschwindigkeit, die parabolische Geschwindigkeit
- 22 — die Rakete
- 23 — die Lenkrakete
- 24 — die ballistische Rakete
- 25 — die Flügelrakete
- 26 — die ungelentete Rakete
- 27 — die Flugabwehrrakete, die Fla-Rakete
- 28 — die Panzerabwehrrakete
- 29 — die Boden-Schiff Lenkrakete, die Boden-See L.
- 30 — die Schiff-Unterwasser L.
- 31 — die Unterwasser-Luft L.
- 32 — die Luft-Boden L., die Bord-Boden L.
- 33 — die Einstufenrakete
- 34 — die Mehrstufenrakete
- 35 — die Raketenstufe
- 36 — der Feststoff
- 37 — der Flüssigkeitstreibstoff
- 38 — der Oxydator
- 39 — der Nasenkonus
- 40 — die Brennkammer
- 41 — die Düse
- 42 — der Stabilisator, die Flosse
- 43 — das Lenksystem
- 44 — das Rechengesät
- 45 — der Zielsuchkopf
- 46 — die Gefechtsadung, die Sprengladung
- 47 — der Zünder, der Detonator
- 48 — das Marschtriebwerk
- 49 — die Leuchtspureinrichtung
- 50 — die Startanlage
- 51 — die Führungsschiene
- 52 — der Mehrfachraketenwerfer
- 53 — der Flammenabweiser
- 54 — der Abschussschacht

K.D.

- 1 — космическое пространство, космос, вселенная
- 2 — Земля, земной шар
- 3 — Луна
- 4 — планета
- 5 — орбита, траектория
- 6 — апогей
- 7 — перигей
- 8 — искусственный спутник земли
- 9 — исследовательский спутник
- 10 — спутник связи
- 11 — метеорологический с.
- 12 — навигационный с.
- 13 — автоматическая космическая станция
- 14 — космический корабль
- 15 — космонавт
- 16 — ракета-носитель
- 17 — стартовый ускоритель
- 18 — верньер, верньерный двигатель, рулевой двигатель
- 19 — тормозной двигатель
- 20 — солнечная батарея, гелиобатарея
- 21 — вторая космическая скорость
- 22 — ракетный снаряд, ракета
- 23 — управляемая ракета
- 24 — баллистическая р.
- 25 — крылатая р.
- 26 — неуправляемая р.
- 27 — зенитная р.
- 28 — противотанковая р.
- 29 — ракета „земля-корабль“
- 30 — ракета „корабль-подводная лодка“
- 31 — ракета „подводная лодка — воздух“
- 32 — ракета „воздух-земли“
- 33 — одноступенчатая ракета
- 34 — многоступенчатая р.
- 35 — ступень (ракеты)
- 36 — твердое топливо
- 37 — жидкое топливо
- 38 — окислитель
- 39 — носовой конус
- 40 — камера сгорания
- 41 — сопло
- 42 — стабилизатор
- 43 — система управления
- 44 — вычислитель, счётно-решающее устройство
- 45 — головка самонаведения
- 46 — боевой заряд
- 47 — взрыватель, детонатор
- 48 — маршевый двигатель
- 49 — трассер
- 50 — пусковая установка
- 51 — направляющий рельс
- 52 — многоствольная пусковая установка
- 53 — пламеотражатель
- 54 — стартовая шахта

WCT/203/K/75

T. MALINOWSKI: Spadochrony. Warszawa 1974. Wyd. Komunikacji i Łączności. Wyd. 2. S. 456, cena zł 70.—

Książka mówi o przeszłości i dniu dzisiejszym spadochronu. Rozwój spadochronu został szczegółowo przedstawiony od Leonarda da Vinci po rok 1972 i zawiera opisy najważniejszych spadochronów tego okresu. Poniękad przedłużeniem tego rozdziału jest rozdział o wytwórniach spadochronowych, w którym opisane są główne współczesne typy spadochronów najważniejszych wytwórni świata.

Dość obszerną tematykę obejmuje rozdział „Zastosowanie spadochronu”: spadochrony dla statków kosmicznych, spadochrony hamujące, ratownictwo spadochronowe, spadochrony transportowe, spadochrony-balony, fotele wyrzucane, wieże spadochronowe, akrobacja spadochronowa, wyposażenie skoczka, rekordy, zawody spadochronowe, wojska powietrzno-desantowe i ważniejsze desanty.

Ostatni rozdział opisuje dzieje spadochroniarstwa w Polsce od legend i pierwszych skoków, poprzez okres przedwojenny, lata wojny, po rok 1973.

W porównaniu z pierwszym wydaniem książka została zaktualizowana. W obecnym wydaniu pominięto rozdział ludzie-ptaki, a szkoda, gdyż jest to temat związany tylko ze spadochroniarstwem. Ponadto usunięto pięciojęzyczny słownik spadochronowy.

Książka stanowi jedyną swego rodzaju encyklopedię spadochronów, ich dziejów rozwoju i zastosowań. Jest cenną pozycją w historii spadochroniarstwa a równocześnie informatorem o spadochroniarstwie współczesnym.

A.G.

J. DOMAŃSKI: Tysiąc słów o samolocie i lotnictwie. Warszawa 1974. Wyd. MON. Wyd. 2. S. 396, cena zł 45.—

Wśród słowników encyklopedycznych największym uznaniem cieszą się te, które mają mały format i są bogato ilustrowane. Warunki te spełnia przedwojenna „Mała encyklopedia lotnicza”, NRD-owski „Luftfahrt-Lexikon” oraz „Tysiąc słów o samolocie i lotnictwie”.

Drugie wydanie tej bardzo udanej encyklopedii słownikowej zostało rozszerzone oraz otrzymało zmieniony układ. W pierwszym wydaniu książka dzieliła się na słownik terminów fachowych, słownik bibliograficzny lotnictwa polskiego i osobno lotnictwa światowego oraz chronologiczne zestawienie dziejów lotnictwa polskiego oraz osobno światowego. W drugim wydaniu słowniki bibliograficzne włączono do słownika ogólnolotniczego. Ponadto uzupełniono wiele braków, które występowały w wydaniu pierwszym.

W encyklopedii „Tysiąc słów...” możemy znaleźć definicje terminów fachowych z wszystkich dziedzin lotnictwa, lotnicze życiorysy najważniejszych ludzi lotnictwa, nazwy instytucji lotniczych (m.in. linii lotniczych i wytwórni lotniczych) oraz skróty lotnicze. Chronologia lotnictwa została do-

prowadzona do końca 1973 r. Na barwnych tablicach pokazano stopnie i odznaki polskiego lotnictwa wojskowego, znaki rozpoznawcze samolotów wojskowych, dystryktory pracowników LOT-u, odznaki lotnictwa sportowego i godła linii lotniczych.

Książka jest udana i wartościowa, jednak nie jest pozbawiona drobnych błędów. Np. zamiast nazwiska Ackert (s. 2) winno być Ackeret; Ader (s. 8) nie wykonał lotu 300 m w 1897 r. — jest to często powtarzana fałszywa informacja; samolot Bartel BM-7 (s. 40) nie istniał; w powietrze wznosił się Campini CC-2, a nie CC-N1 (s. 61); na chwilejczy zazwyczaj szybowiec nie wisi na lice (s. 75), lecz jest podparty pod plotem na koźle z przegubem; nie Esnault Pellterie (s. 149), lecz Pelterie; nie Gaberski (s. 31), lecz Gabreski, w poprzednim wydaniu było prawidłowo; nie Schwarzen Teufel i Blauen Maus (s. 179), lecz Schwarze Teufel i Blaue Maus, wywiad Kocjana nie dostarczył Aliantom kompletnego rozmontowanego pocisku V-2 (s. 181), lecz tylko najważniejsze jego elementy; nie było samolotu LWD Junak 3 (s. 219) tylko IL Junak 3, gdyż powstał on w Instytucie Lotnictwa, a nie w LWD; E. Mach (s. 224) był Czechem, obywatelem austriackim, nie Austriakiem; samolot Me-209 (s. 231) nie był powszechnie stosowany w II wojnie światowej, gdyż było tylko prototypem, zaś masowo użyty był Me-109; nie było przed wojną Wyższej Szkoły Technicznej Oficerów Lotnictwa (s. 234), lecz Grupa Techniczna Oficerskiej Szkoły Lotnictwa; Saint-Exupery zginął nie na Mosquito (s. 286), lecz na P-38 Lightning; Wytwórnia Sikorsky nigdy nie nosiła nazwy Westland-Sikorsky (s. 296), a jedynie amerykańskie śmigłowce Sikorsky budowane z licencji w Anglii u Westlanda były tak oznaczane; na urządzenie sterownicze (s. 330) mówi się układ sterowania; silniki rakietowe Walter (s. 334) były nie tylko eksperymentalne, gdyż użyto je na Me-163; nie ma Wytwórni Szybowców w Bielsku Białej (s. 343), lecz Zakłady Szybowcowe PZL Bielsko-Biała.

Trochę uwag należy się również rysunkom mimo, że z reguły są dobre. Np. rys. na s. 34 przedstawia balon na wodór Charlesa, zaś podpis brzmi: balon ciepły; na s. 166 na rys. pokazana jest osłona kabiny, zaś podpis mówi, że to kabina; rys. na s. 196 przedstawia bezogonowiec, zaś podpis mówi, że to latające skrzydło; rysunki na s. 264 i 336 są niezbyt udanymi karykaturami maszyn latających.

Czego brak i czym należy książkę uzupełnić, to zawsze sprawa dyskusyjna. Jednakże przy haśle Farnborough (s. 123) chyba należało podać, iż jest to siedziba największego brytyjskiego instytutu lotniczego; przy haśle Handley-Page (s. 146) należało wymienić, iż był to twórca slotów; przy haśle Sikorsky (s. 296) należało wymienić, że to twórca pierwszego w pełni sterownego śmigłowca. Wydaje się również, że dobór nazwisk nie zawsze jest trafny. Dużo jest nazwisk pilotów, którzy mieli na swym koncie jeden czy kilka rekordów, bądź przelecieli kilka milionów km, a brak jest nazwisk polskich naukowców lotniczych jak T. Huber, Z. Brzoska, konstruktorów

szybowcowych jak W. Nowakowski, J. Niepał, W. Okarmus, J. Smielkiewicz, organizatorów polskiego przemysłu lotniczego jak J. Wędrychowski czy W. Rumbowicz, dowódców polskiego lotnictwa jak A. Levecque, L. Rayski, W. Zagórski, S. Ujejski, J. Turkiel i J. Frey-Bielecki, organizatorzy naszej konkurencji lotniczej jak S. Krzyczkowski i W. Makowski, znani piloci jak J. Kossowski, S. Ułoczkina, konstruktorzy zagraniczni jak Rogallo, K. Dlouhy, B. Cijan czy E. Rubik. Chyba brak jest takich haseł jak CZLC, ZRLiLK, CWL (Centralne Warsztaty Lotnicze), CWL (Centum Wyszkozenia Lotniczego w Lesznie), CWS, SZD, IAW, IKCSP i Liga Lotnicza. Ze względu na wymienienie kilku firm silnikowych razi brak takich jak Rolls-Royce, Continental i Lycoming. Są to nazwy firm Nord i Sud-Aviation, które już nie istnieją od przeszło pięciu lat, a nie ma Aero-spatiale, która powstała z ich połączenia. Wydaje się również, że winno się znaleźć miejsce dla takich haseł jak lotnia, samolot rolniczy czy krążek McReady'ego.

Osobny temat to nieznaczne luki w zestawieniu chronologicznym historii polskiego lotnictwa. Brak jest takich pozycji jak np.: 1919 — utworzenie Aeroklubu Rzeczypospolitej Polskiej w Poznaniu (w 1927 ARP został reaktywowany a nie utworzony, s. 357), 1921 — otwarcie przez Aerotarg pierwszej komunikacji lotniczej na trasie Warszawa-Poznań-Gdańsk. 1923 — utworzenie Wojskowej Centrali Badań Technicznych, 1926 — utworzenie Instytutu Badań Technicznych Lotnictwa. Udział polskich szybowników po raz pierwszy w zawodach zagranicznych odbył się w 1932 r. a nie w 1933 r. (s. 358). W 1937 r. Modlibowska ustaliła rekord długości lotu 24 h, znacznie ważniejszy niż wymieniony przelot 135 km (s. 358), 1936 — przemianowanie IBTL na Instytut Techniczny Lotnictwa.

Powyższe usterki nie umniejszają dużej wartości książki i zostały wymienione z nadzieją, iż zostaną usunięte w następnym, trzecim wydaniu, którego ta udana pozycja winna się wkrótce doczekać.

A.G.

Komunikacja. Wkładka do Terminarza Technika 1975. WCT NOT

Już trzeci raz we wkładce *Komunikacja* zamieszczany jest rozdział poświęcony lotnictwu. W 1972 r. zawierał on podrozdziały: kierunki i perspektywy rozwoju statków latających i silników lotniczych, próby w locie, niezawodność sprzętu lotniczego, zwiększanie nośności nawierzchni betonowych nakładanymi nawierzchniami podatnymi, pomiar wielkości współczynnika tarcia nawierzchni drogi startowej, uszarpowanie nawierzchni lotniskowych.

W 1973 r. w dziale lotniczym zamieszczono: dane techniczne samolotów polskiej komunikacji lotniczej, używanych w Polsce śmigłowców, samolotów sportowych, rolniczych i sanitarnych oraz polskich szybowców, układy osi współrzędnych, projektowanie układów pomiarowych do prób samolotów w locie, pomiary hałasów lotniczych, tabelę współczynników tłumienia

dźwięków przez atmosferę, odporność organizmu ludzkiego na hałasy, użytkowanie terenów w pobliżu lotniska ze względu na hałas.

W 1975 r. dział lotniczy we wkładce zawiera podrozdziały: klasyfikacja statków powietrznych i silników lotniczych, definicje ciężaru samolotu, dane techniczne samolotów polskiej komunikacji lotniczej, używanych w Polsce śmigłowców, samolotów sportowych, rolniczych, sanitarnych i motocyklowców oraz polskich szybowców, wykres długości dnia w Polsce oraz wschodu i zachodu słońca, definicje i klasyfikacje lotnisk.

Członkowie Sekcji Lotniczej SIMP i SITK oraz liczni pracownicy lotnictwa chcieliby w przyszłym roku zobaczyć całą wkładkę poświęconą lotnictwu, a nie tylko jej jedną czwartą.

A. G.

S. N. MALIKOW: Organizacja centralizowanego remontu agregatów samolotów. Moskwa 1974. Wyd. Transport, s. 180, rys. 81, tab. 39 poz. lit. 30. Cena rb 1,24 (zł 12,40)

Remonty zespołów samolotów (pomp, regulatorów, prądnic śmigieł itp.) stanowią poważne zagadnienie dla linii lotniczych, eksploatujących pokaźne liczby samolotów.

Naukowe zasady organizacji tych remontów omawia pierwsza część książki S. N. Malikowa. Zawiera ona opis metod prognozowania zapotrzebowania na remont zespołów oraz modele matematyczne zagadnienia, opis algorytmu i przykładowe dane do takiego rachunku, omawia optymalizację programów produkcyjnych remontu zespołów oraz metody obliczenia potrzebnej liczby części zamiennych.

Druga część książki poświęcona jest racjonalnej organizacji i mechanizacji zcentralizowanego remontu zespołów samolotu. Omawia ona klasyfikację zespołów i typizację procesów technologicznych, opracowanie technologii remontu grupowego, organizację linii remontowych i metody mechanizacji i automatyzacji takich linii. Podaje także niektóre dane maszyn i urządzeń tzw. małej mechanizacji stosowanych w pracach remontowych.

Książka przeznaczona jest dla osób zajmujących się organizacją i planowaniem produkcji i remontów, może być użyteczna dla studiujących odpowiednie kierunki wyższych uczelni technicznych.

A. K.

W. M. ZAMJATIN: Płaniery i planierizm. Moskwa 1974. Wyd. Maszynostrojenie. S. 248, cena 95 kop. (zł 9,50)

Książka poświęcona jest współczesnej technice szybowcowej. Przedstawiono w niej konstrukcje szybowca wyczynowego, pracę pilota, aerodynamikę szybowca (biegunowa i osiągi), stateczność i sterowność, korkociąg, obciążenia szybowca w locie, flatter, wytrzymałość konstrukcji oraz krótkie informacje o dziejach szybownictwa radzieckiego, meteorologii szybowcowej, lotach wyczynowych, lotach wysokościowych, szkoleniu szybowcowym, projektowaniu szybowców i próbach wytrzymałościowych oraz badaniach w locie.

Wśród licznych ilustracji zwracają uwagę zdjęcia mało znanych radzieckich szybowców jak latający dysk Suchanowa, żelajewa GAGI-2, wodnoszybowiec wyczynowy, szybowiec o sierpowych skrzydłach, z Antonowa nosiciel czolgów.

Książka przeznaczona jest dla fachowców szybowcowych, inżynierów i studentów, zajmujących się problemami technicznymi lotu szybowca.

A. G.

P. S. SZEWIELKO i in.: Sprawocznik awiacjonnowo technika. Wojenizdat 1974. Wyd. III. S. 592, cena rb. 1.58 (zł 15,80)

Książka jest poradnikiem przeznaczonym dla średniego personelu technicznego wojskowego i cywilnego. Oparta jest o literaturę, według której kształcą się kadry specjalistów wojskowych, co — jak zaznaczono w przedmowie — ma ułatwić korzystanie z niej czytelnikowi wojskowemu.

Rozdziały ogólne poświęcone są fizyce, mechanice teoretycznej i wytrzymałości materiałów. Wiadomości specjalistyczne zawierają rozdziały omawiające aerodynamikę praktyczną (elementy aerodynamiki i mechaniki lotu samolotów i śmigłowców), silniki lotnicze, elektrotechnikę, radioelektronikę, materiałoznawstwo (rozdziały nt. metali i materiałów niemetalowych), paliwa, smary i diagnostykę sprzętu lotniczego. Ostatni rozdział zawiera dane ogólne z zakresu matematyki oraz układy jednostek.

Rozdziały specjalistyczne zawierają dużo pożytecznych danych, książka jest starannie aktualizowana (w rozdziale pt. fizyka można znaleźć np. dane laserów) i wydaje się być cenną pomocą nie tylko dla personelu inżynierijno-technicznego lotnictwa, ale także dla słuchaczy kierunku lotniczego wyższych uczelni wojskowych i cywilnych.

A. K.

H. Mac DONALD: Aeroflot — Soviet Air Transport since 1923. London 1973, Putnam, s. 324 cena £ 6,50

Aeroflot jest największym na świecie przedsiębiorstwem transportu lotniczego. Przewozi 100 mln pasażerów rocznie, zaś o tempie jego rozwoju najlepiej świadczy to, iż w ciągu ostatnich ośmiu lat nastąpiło podwojenie liczby przewożonych pasażerów. Linie zagraniczne Aeroflotu łączą Związek Radziecki z 80 miastami na wszystkich kontynentach. Linie krajowe obsługują 3500 miast. Krajowe przewozy Aeroflotu stanowią 25% przewozów transportu radzieckiego.

Pierwszą komunikację lotniczą w ZSRR uruchomił w 1921 r. Grawwozduchofłot, następnie Derulufł, Dobrolet, Zakawia i Ukrwozduchput. W 1932 r. radziecki transport lotniczy został połączony i otrzymał nazwę Aeroflot.

Książka opisuje przede wszystkim obecny stan Aeroflotu. W krótkim, 30-stronicowym rozdziale przedstawione są dzieje rozwoju radzieckiej komunikacji lotniczej. Osobny rozdział omawia ogólną organizację radzieckiego lotnictwa cywilnego, podział na dyrektoriaty terenowe, linie ogólnozwiązkowe, lokalne, świąteczne, śmigłowce, i zagraniczne oraz przewozy towarowe i pocztowe. Główny, 100-stronicowy rozdział poświęcony jest opisowi linii krajowych w poszczególnych okręgach. W dużym skrócie przedstawiono działalność gospodarczą Aeroflotu: transport poczty, usługi agrolotnicze, loty sanitarne, patrolowanie obszarów leśnych, loty przeciwpożarowe, poszukiwanie ławic ryb i prace dźwigowe. Kilka stron poświęcono zagad-

nieniu portów lotniczych. W obszernym rozdziale przedstawiono obecnie stosowane przez Aeroflot typy samolotów i śmigłowców.

Książka ma 50 tablic i 69 map linii lotniczych. Jest to pierwsza publikacja książkowa pokazująca szczegółowo działalność Aeroflotu.

A. G.

G. SZLICHTING: Teoria pogranicznosłoja. Moskwa 1971 Izd. Nauka. Stron 712, cena 46,10 zł (4 rb. 61 kop.)

Przekładu książki pt. *Grenzschieht-Theorie* dokonano z jej V wydania niemieckiego, z uwzględnieniem poprawek VI wydania amerykańskiego. Hermann Schlichting jest znanym specjalistą w dziedzinie hydrodynamiki. Przez wiele lat był dyrektorem Aerodynamicznego Laboratorium Badawczego w Getyndze oraz kierownikiem naukowym Instytutu Aerodynamiki w Niemieckim Lotniczym Centrum Badawczym w Brunszwiku.

Książka jest klasyczną pozycją z teorii warstwy przyściennej, zawierającą 390 rysunków, 24 tabele i 1583 odsyłacze bibliograficzne. W części pierwszej podano wstępne wiadomości oraz rozpracowanie matematyczne i fizyczne teorii warstwy przyściennej na podstawie równań Navier-Stokesa. W części drugiej wyłożono teorię warstwek laminarnych, w tym również warstwek cieplnych. Część trzecią poświęcono zagadnieniom przechodzenia przepływu laminarnego w postać burzliwą. W części czwartej przeprowadzono analizę burzliwych warstwek przyściennych.

W porównaniu do poprzednich wydań radzieckich z 1956 i 1969 r. znacznie przepracowano zagadnienia ruchu gazu lepkiego oraz uściślono hydrodynamiczną teorię smarowania łożysk. Książka jest oparta wyłącznie na badaniach i literaturze zachodniej. Nieznajomość wyników badań radzieckich nad teorią warstwy przyściennej niewątpliwie niekorzystnie wpływa na tok wykładu i oświetlenie niektórych zagadnień.

StR

W. I. JEREMIEJEWA, S. S. LOGKO-STUP: Ekonomika ispolzowanija wiertolotow w sielskom choziajstwie. Moskwa 1974 Transport. Stron 68, cena 2,30 zł (23 kop.)

Tempo wzrostu obrabianej powierzchni w rolnictwie ZSRR za pomocą śmigłowców przewyższa — jak dotychczas — tempo wzrostu użycia samolotów. Nadal jednak niewielki jest udział śmigłowców w pracach agrolotniczych (ok. 3% arealu). W 1972 r. w ZSRR wykorzystano śmigłowce na 2277 tys. ha. Z tego 43% przypada na Ukrainę, 23% na Północny Kaukaz i 14% na Mołdawię. Szybki wzrost notuje się w użyciu śmigłowców do rozsiewu nawozów.

W broszurze podano techniczno-ekonomiczne charakterystyki śmigłowców stosowanych przy pracach rolniczych. Rozpatrzone metodyczne zagadnienia ekonomicznej oceny zastosowania śmigłowców w rolnictwie, efektywność wykorzystania oraz warunki jej podwyższenia.

Praca winna zainteresować pracowników inżynierijno-technicznych lotnictwa rolniczego oraz kierowników dużych gospodarstw rolnych.

StR

Konferencja: Ergonomia w lotnictwie (c.d.)

● Pilot rolniczy podczas pracy robi do 1000 nawrotów. Manewr ten jest bardzo niebezpieczny (ok. 40% katastrof), tym bardziej, że sygnalizator przeciągnięcia wówczas zawodzi.

● Ze statystyki wypadków wynika, że samolot rolniczy powinien być dolnopłatem typu STOL, z pilotem z tyłu, z przemyślaną wzmocnioną konstrukcją przeciwwypadkową.

● Uczestnicy Konferencji ze zdziwieniem przyjęli informację, że fotele do Wilgi są zamawiane w spółdzielni, której nie stawia się żadnych kryteriów ergonomicznych, a jedynie warunek względnej wygody.

Tematyka omawiana w referatach mogła być uzupełniona i wyjaśniona dzięki tablicom i eksponatom zgromadzonym na sali obrad. Planse obrazowały m. in.: chwilowy ubytek słuchu pilota śmigłowca (tłokowego i turbinowego), trwały ubytek słuchu pilotów rolniczych, wyniki badań pilotów rolniczych (samolotowych i śmigłowcowych); poziom hałasu w kabinach pilota.

Z przyrządów i urządzeń mierniczych pokazano: miernik poziomu natężenia dźwięku, urządzenie do telemetrycznego przekazywania sygnałów EKG, elektrodynamometr, miernik czasu reakcji, miernik częstotliwości tętna, miernik ciśnienia tętna i temperatury, tachistoskop i in.

Wydane zostaną przez Instytut Lotnictwa materiały pokonferencyjne, przy czym wnioski z obrad zostaną przesłane do nadrzędnych instytucji i władz, jak również będą wydrukowane na naszych łamach.

Wypada tu podziękować Radzie Programowej Konferencji pod przewodnictwem prof. K. Głębińskiego i Komitetowi Organizacyjnemu, któremu przewodził mgr inż. J. Grzegorzewski, za wysłanie włożony w program, dobór tematyki oraz w organizację ważnej i potrzebnej imprezy naukowo-technicznej. W szczególności należy pochwalić organizację konferencji, która — począwszy od broszury z materiałami i programu, do rozpowszechnienia pomysłów znacząca impreza i rysunku Leonarda da Vinci — była starannie obmyślona i zrealizowana.

Nowy Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP

Wybrany na zebraniu sprawozdawczo-wyborczym w dniu 10 kwietnia b.r. nowy Zarząd Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP ukonstytuował się następująco: przewodniczący Sekcji — kol. Tadeusz Kostia (I. Lot.), zastępca — kol. Aureliusz Misiołek (CZLC), sekretarz — kol. Wacław Zaremba (WSK-Warszawa II).

Jako członkowie weszli do Zarządu kol. kol.: Antoszczyk (WSK, Kalisz), Borodzik (WSK-Okęcie), Czogała (WSK-Świdnik), Glass (I. Lot.), Huber (WSK-Mielec), Korzonkiewicz (ZS-Bielsko-Biała), Królikiewicz (Przedst. Wojsk., Warszawa), Milkiewicz (Oddz. SL Poznań), Orczykowski (Szefostwo Techn. Lotn.), Pietrucha (Szefostwo Techn. Lotn.), Polański (WSK-Wrocław), Sikorski (Szefostwo Bzdąń i Rozw. Techn. Wojsk.), Stankiewicz (ITWL), Szkoda (Oddz.

SL, Bydgoszcz), Wójcik (Szef. Techn. Lotn.). W skład Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP wchodzi przedstawiciel Sekcji Głównej Komunikacji Lotniczej SITK — kol. Franciszek Gwiżdż.

Zarząd podjął uchwałę, że do załatwiania pilnych spraw upoważnione zostaje Prezydium w składzie: kol. kol. T. Kostia, A. Misiołek, W. Zaremba, F. Borodzik, T. Królikiewicz i Z. Pietrucha.

Zebrania Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP będą się odbywały w pierwszy piątek każdego miesiąca (z wyjątkiem okresu od lipca do września).

Zarząd zaplanował odbycie w bieżącym roku dwóch sesji wyjazdowych: w WSK w Rzeszowie oraz w Zakładach Szybowcowych w Bielsku-Białej.

Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Warszawie

● Ażeby zobrazować wielką działalność społeczną Sekcji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SIMP w okresie lat 1972÷1974 posłużymy się statystyką. Ten największy Oddział naszej Sekcji przeszło 800 członków zrzesza w 13 Kołach (wśród nich Koło w Dęblinie i w Mińsku Mazowieckim). W zespole zorganizowano 2 konferencje i 15 narad naukowo-technicznych (otwartych i środowiskowych), w których wzięło udział 1030 uczestników. Odbyło się również 86 odczytów dla 2735 osób oraz 68 pokazów filmowych dla 2700 widzów. Z 11 kursów szkoleniowych skorzystało 260 osób, zaś w 85 wycieczkach technicznych i krajoznawczo-rekreacyjnych wzięło udział 2120 osób.

Koła Zakładowe Sekcji Lotniczej Oddziału Warszawskiego SIMP zorganizowały 7 wystaw sprzętu lotniczego o dużym, znaczeniu propagandowym oraz 4 interesujące konkursy. Sekcja Lotnicza uzyskuje dwukrotnie — w 1973 i 1974 r. — pierwszą lokatę w konkursie Oddziału Warszawskiego SIMP na najlepiej pracującą Sekcję.

● Członkowie Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej SIMP brali udział w ważnych przedsięwzięciach i inicjatywach, które warto przypomnieć:

— dla potrzeb organizatorów II Kongresu Nauki Polskiej opracowany był referat pt. Rozwój podstaw konstrukcji lotniczych;

— na Dni polskiej techniki na Węgrzech opracowane były dwa referaty i zostały dwukrotnie wygłoszone w WRL;

— na podobną imprezę w Czechosłowacji również przygotowano i wygłoszono odczyt specjalistyczny;

— w ubiegłym roku opracowany był dla władz referat na temat oceny nowoczesności polskiego sprzętu lotniczego;

— również w 1974 r. został przez naszych kolegów zredagowany projekt tez lotniczych do I Zespołu (przemysły inwestycyjne) VII Kongresu Techników Polskich oraz opracowany — wspólnie z członkami SITK — projekt tez kongresowych do V Zespołu (komunikacja i łączność). W zakresie I Zespołu przeprowadzane były interwencje oraz zainicjowana dyskusja w ogniwach Sekcji Lotniczej SIMP;

— zredagowano referat na konferencję międzysekcijną pt. Aktualne problemy budowy i eksploatacji maszyn transportowych;

— przedmiotem dyskusji, konsultacji z Sekcją Główną Komunikacji Lotniczej SITK i decyzji były zagadnienia: wkładki lotniczej do terminarza NOT, Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie oraz lotniczych konstrukcji amatorskich.

● W skład nowego Zarządu Oddziału naszej Sekcji w Warszawie weszli kol. kol. Wiesław Wójcik (Szefostwo Techn. Lotn.) i F. Jaworski (DW OPK) jako przewodniczący i jego zastępca; kol. kol. Helena Łukasiewicz (WSK Warszawa II) i Z. Wiński — jako sekretarz i zastępca. Działalność merytoryczną prowadzić będą kol. kol.: Z. Toczek (ZPLiS) — sprawy naukowo-techniczne, W. Zaremba (WSK W-wa II) — propagandowo-prasowe, E. Sobiecki (ITWL) — organizacyjne, W. Nienautowski (WSK Okęcie) — życie towarzyskie, Z. Czechowski (MPM) — współpraca z Kołami Sekcji Lotniczej.

● Zarząd Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej SIMP zaplanował zorganizowanie w 1975 r. następujących narad:

— Rola średniego nadzoru w procesie remontu sprzętu lotniczego w II kwartale;

— Stan obecny oraz kierunki rozwoju ratownictwa lądowego w lotnictwie wojskowym — w II kwartale (współorganizator: Koło SL przy DW OPK);

— Hałas na stanowiskach pracy w lotniczych zakładach remontowych — w III kwartale;

— Użytkowanie i obsługa techniki lotniczej — w IV kwartale (współorganizator: Koło SL przy ITWL).

● Warto zainteresować się dwoma technicznymi imprezami podanymi w planie Oddziału Warszawskiego SL (współorganizator — KZ DW OPK): wystawą sprzętu stosowanego w ratownictwie lotniczym oraz giełdą pomysłów nowatorskich i racjonalizatorskich.

Nowy Oddział Sekcji Lotniczej we Wrocławiu

Z dużym zadowoleniem przyjęliśmy informację, że przy OW SIMP we Wrocławiu powołany został do życia Oddział Sekcji Lotniczej. Na przewodniczącego Zarządu wybrano kol. Andrzeja Polańskiego, na jego zastępcę — kol. M. Chrobot, na sekretarza — kol. E. Dobkowskiego. Ponadto w skład Zarządu weszli kol. kol. Z. Ośca, C. Pawłowski, J. Stacjowiak i W. Chudzik.

Pierwsze ogniwo organizacyjne Sekcji w województwie powstało przy Kombinacie PZL-Hydral. W zebraniu inauguracyjnym Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP we Wrocławiu wzięło udział 30 osób zainteresowanych utworzeniem Sekcji oraz przedstawiciele Zarządów: Sekcji Lotniczej ZG SIMP kol. H. Dąbrowski i OW SIMP kol. S. Magda.

Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej wytyczył następujące ważne i potrzebne kierunki działalności:

- popularyzacja wiedzy o lotnictwie,
- działalność naukowo-techniczna,
- działalność organizatorska,
- działalność szkoleniowa i orzecznictwo,

Współpraca z ośrodkami i instytucjami technicznymi w środowisku,

— ochrona interesów lotniczej kadry technicznej.

Zarząd zaplanował zorganizowanie w 1975 r. następujących porad:

— Układy paliwowo-regulacyjne wspólnych silników turbinowych (kwiecień),

— Układy hydrauliczne współczesnych samolotów i śmigłowców (czerwiec),

— Elektronizacja układów paliwowo-regulacyjnych i hydraulicznych (listopad).

Zwróćmy jeszcze uwagę na specjalnie interesujące zadania nowego Zarządu, jakim są: uruchomienie czytelnicy technicznej, organizacja wystawy sprzętu paliwowo-regulacyjnego i hydraulicznego w załączonym muzeum, okazywanie pomocy wórcom — amatorom urządzeń lotniczych, zgody z dyrektorem zakresu współpracy i gospodarowaniu lotniczą kadrą techniczną.

Nowemu Oddziałowi naszej Sekcji życzymy pomyślnego rozwoju i sukcesów w działalności.

Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Poznaniu

Na zebraniu sprawozdawczo-wyborczym Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Poznaniu w dniu 4 kwietnia br. przyjęta została Uchwała, której podstawową treść podajemy poniżej.

Ramowy program Oddziału należy realizować poprzez:

— w zakresie działalności naukowo-technicznej:

- organizowanie i współuczestnictwo w pracach naukowo-badawczych i wdrożeniowych realizujących aktualne i perspektywiczne problemy techniki lotniczej,
- organizowanie i czynny udział w konferencjach, poradach, sympozjach i seminarjach naukowo-technicznych poświęconych problematyce lotniczej,
- inspirowanie tematyki prac wynalazczych w zakresie techniki lotniczej oraz udzielanie twórcom nowych rozwiązań konstrukcyjnych i technologicznych wszechstronnej pomocy specjalistycznej,
- działalność rzeczoznawczą;

— w zakresie działalności na rzecz podniesienia wiedzy i kwalifikacji członków Sekcji i innych osób

- wygłaszanie odczytów, referatów i prelekcji,
- organizowanie wycieczek i wyjazdów naukowo-technicznych do zakładów pracy instytutów naukowo-badawczych, na targi wystawy,
- nawiązanie współpracy z Politechniką Poznańską,
- nawiązanie i wykorzystanie doświadczeń seniorów lotnictwa;

— w zakresie działalności popularyzacyjnej

- opracowania na temat aktualnych problemów lotnictwa na łamach czasopism OT i innych wydawnictw, jak również prasie codziennej,
- wygłaszanie odczytów i prelekcji oraz odczytywanie informacji dla członków Stowarzyszeń NOT oraz w zakładach pracy, instytucjach i kołach dla sympatyków lotnictwa,
- organizowanie pokazów i wystaw sprzętu lotniczego dla rodzin członków Sekcji, członków koł Stowarzyszeń NOT i młodzieży szkolnej,

— organizowanie wystaw książek lotniczych i technicznych oraz popularyzowanie wydawnictw NOT, czytelnictwa prasy i książki technicznej,

— oparcie działalności na zasadach ogólnie obowiązujących, z podkreśleniem działalności koł SIMP i SEP ze środowisk cywilnych.

* * *

W skład nowego Zarządu Oddziału Sekcji Lotniczej SIMP w Poznaniu weszli następujący koledzy: tytuł honorowego przewodniczącego otrzymał M. Maciejowski, przewodniczącym został A. Milkiewicz, jego zastępcą — J. Lisiecki, zaś funkcję sekretarza objął J. Baraniecki. Członkami Zarządu zostali kol. kol.: J. Nawrot, J. Pawłowski, J. Kowal, M. Zieliński i A. Werle.

Plan konferencji na lata 1976÷1980

Zarząd Sekcji Lotniczej ZG SIMP opracował wstępny plan konferencji naukowo-technicznych na najbliższe pięciolecie, którymi będzie współorganizatorem.

A oto tytuły tych imprez oraz miejsce i rok ich zorganizowania:

Problemy nowoczesnej eksploatacji sprzętu lotniczego, Warszawa, 1976 r.;

Aktualne problemy polskiego lotnictwa, Mielec, 1977 r.;

Nowoczesne metody badań i obliczeń wytrzymałościowych konstrukcji lotniczych, Warszawa, 1978 r.;

Kierunki rozwoju technologii wytwarzania sprzętu lotniczego, Mielec lub Rzeszów, 1979 r.;

Mechanizacja i automatyzacja prac inżynierskich w projektowaniu, badaniach i produkcji sprzętu lotniczego, Lublin lub Warszawa, 1980 r.

W planowanych konferencjach uczestniczyć będzie 200 do 300 osób, przy czym we wszystkich — z wyjątkiem drugiej z wymienionych — wezmą udział goście z zagranicy. Przewiduje się, że na Konferencję w 1976 r. przybędą specjaliści z BRL (2), CSRS (3), NRD (4), WRL (2), ZSRR (4), Jugosławii (3) i z Francji (2).

Sympozjum kanadyjskie

Stowarzyszenie Inżynierów i Techników Komunikacji przy Centralnym Zarządzie Lotnictwa Cywilnego — przy współudziale Ministerstwa Przemysłu i Handlu Kanady oraz Ambasady Kanadyjskiej w Warszawie — zorganizowało dnia 28 kwietnia br. sympozjum pt. Kanadyjski przemysł elektroniczny dla potrzeb lotnictwa. Sympozjum odbyło się w Domu Technika NOT w Warszawie, według następującego programu:

— ogólna informacja na temat możliwości produkcyjnych przemysłu elektronicznego Kanady dla potrzeb lotnictwa;

— zautomatyzowana kontrola ruchu lotniczego;

— specjalne wyposażenie telekomunikacyjne dla samolotów odrzutowych;

— informacja o systemach ILS oraz o latarniach VOR;

— dyskusja.

W sympozjum wzięli udział m.in. przedstawiciele środowisk lotniczych ze Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego i Silnikowego, Instytutu Lotnictwa oraz z Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL.

Należy wyrazić żal, że zapoznanie polskich fachowców z kanadyjskim elektronicznym przemysłem lotniczym nie było dostatecznie przygotowane. Nie pomyślano o dostarczeniu wraz z zaproszeniami (lub chociaż przed referatem) skróto-
wej infor-

macji o tematyce sympozjum, w pierwszym punkcie programu nie zaznaczono uczestników sympozjum z nowoczesną avionicą kanadyjską. Szkoda również, że w programach nie zaznaczono, że sympozjum odbywa się w języku angielskim, zaś tłumacza na sali nie będzie.

Działalność sekcji lotniczej SIMP w Bydgoszczy

Oddział Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy prowadził w okresie trzech ubiegłych lat ożywioną i różnorodną działalność. Zarząd Oddziału zorganizował pięć porad środowiskowych oraz dwie narady specjalistyczne, interesujące kierownictwo warsztatów lotniczych. Tematyka tych porad dotyczyła zwalczania hałasu na wydziałach produkcyjnych zakładu lotniczego oraz konteneryzacji w procesie remontu sprzętu lotniczego.

Godną uznania jest współpraca Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP z bratnimi instytucjami i przemysłem:

— z okazji 30-lecia powojennego lotnictwa zorganizowano wraz z miejscowym aeroklubem i P.L.L. LOT atrakcyjne pokazy lotnicze i obszerną wystawę sprzętu na lotnisku w Bydgoszczy;

— wspólnie z zakładami Bydgoszczy Słupska Sekcja zorganizowała wystawę racjonalizatorską i giełdę projektów na szczeblu Wojska Polskiego;

— Sekcja organizuje spotkania z członkami Prezydium Zarządu bydgoskiego Oddziału SIMP oraz przewodniczącymi koł SIMP;

— Sekcja współpracuje na codzień z Klubem Seniorów Lotnictwa.

Wymienione imprezy oraz liczne wartościowe akcje, jak:

— zorganizowanie narady technicznej przedstawicieli SIMP Ziemi Północnych i Zachodnich Zgrupowania I, z referatami n.t. nowoczesnych samolotów oraz z wystawą sprzętu lotniczego,

— przewodnictwo wycieczek szkolnych do „otwartych koszar” Wojsk Lotniczych,

— ekspozycja rysunków dziecięcych o tematyce lotniczej i astronautycznej,

— bezpłatne loty samolotem AN-24 dla członków Sekcji Lotniczej SIMP i ich rodzin,

— budowa Domu Technika i odbudowa zamku w Rydzynie,

— zorganizowanie udziału w przedstawieniach teatralnych i wieczorkach towarzyskich,

to cenny wkład Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy w propagandę lotnictwa.

Sekcja Lotnicza SIMP w Bydgoszczy i jej członkowie wielokrotnie byli wyróżniani. Za osiągnięcia w działalności stowarzyszeniowej Zarząd Oddziału SIMP przyznał dyplomy uznania dla jednego z koł i jego dziesięciu członków. Koło w konkursie na najlepiej pracujące Koło SNT NOT uzyskało w 1973 i 1974 roku II miejsce i nagrodę, III miejsce w dziedzinie wynalazczości pracownicz, zaś V we współzawodnictwie koł Zakładowych Oddziału SIMP w Bydgoszczy. Inne koło Sekcji Lotniczej zdobyło III lokatę, propozycję nagrodę we współzawodnictwie koł SIMP. Organizatorzy cieszącej się uznaniem giełdy projektów wynalazczych otrzymali dyplomy oraz nagrody pieniężne. Kilku aktywistów uczestniczyło w wycieczce do NRD.

Samolot bombowy PZL-37 Łoś

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Dzieje budowy, opis konstrukcji i podstawowe dane techniczne samolotu bombowego PZL-37 Łoś.

Wykorzystanie tego w pełni nowoczesnego samolotu w polskim lotnictwie wojskowym, szczególnie w kampanii wrześniowej.

Jerzy Dąbrowski był jednym z najzdolniejszych polskich konstruktorów okresu międzywojennego. Należy wymienić go na równi z Puławskim i trójką RWD. Debiutował jako student oryginalnym wolnonośnym samolocikiem dwupłatowym D-1 w 1925 r. Pracował w biurze konstrukcyjnym Wojskowej Centrali Badań Lotniczych przy rozpoznawczo-bombowym samolocie Zalewskiego WZ-X, a następnie w Lublinie przy samolocie rozpoznawczo-bombowym Rudlickiego R-VIII. Wraz z Uszackim zbudował samolot sportowy DUS-III Pta-pta. W Państwowych Zakładach Lotniczych w Warszawie zaprojektował wraz z inż. Kottem samolot łącznikowy PZL Ł-2 wyprodukowany w małej serii oraz samoloty sportowe (challenge'owe) PZL-19 i PZL-26, do których kesonową konstrukcję płata opracował dr. F. Misztal. Dąbrowski miał tzw. szczęśliwą rękę do projektów wstępnych oraz miał w swym zespole bardzo uzdolnionego zastępcę inż. Piotra Kubickiego, który miał talent do rozwiązań konstrukcyjnych poszczególnych elementów samolotu. Sprzyjającą okolicznością dla konstruktora było prowadzenie przez Instytut Aerodynamiczny w Warszawie badań nad ulepszaniem charakterystyki aerodynamicznej modeli samolotów przekazanych Instytutowi do dmuchania. Łoś był siódmym zbudowanym typem samolotu konstrukcji Dąbrowskiego.

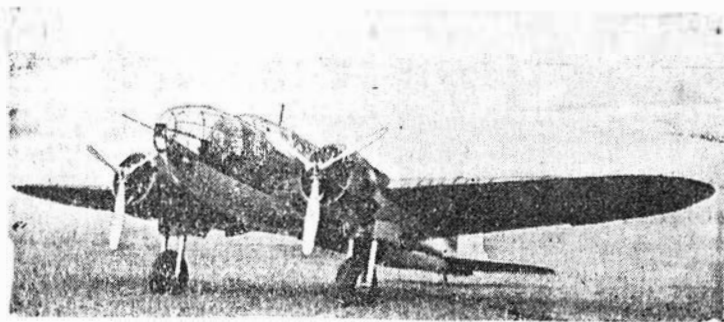
W 1934 r. zapadła decyzja wyposażenia polskiego lotnictwa w nowoczesne dwusilnikowe samoloty bombowe. Używane od 1930 r. samoloty bombowe Fokker F-VIIB/3m

nadawały się tylko do szkolenia. Projekt dwupłatowego samolotu bombowego Lublin R-XVIII został odrzucony. Na wiosnę 1934 r. inż. Jerzy Dąbrowski opracował w Państwowych Zakładach Lotniczych projekt wstępny całkowicie metalowego dwusilnikowego bombowca PZL-37 o prędkości 400 km/h. Doskonałe wyniki dmuchaw aerodynamicznych modelu spowodowały, iż zdecydowano się na budowę myśliwca P-38 o tym samym układzie. W lipcu 1934 r. projekt PZL-37 został złożony w Departamencie Aeronautyki MSWojsk, który w październiku 1931 r. złożył zamówienie na budowę prototypu PZL-37, wymagając zastąpienia dwóch k.m. 7,7 mm na stanowisku przednim — jednym k.m. oraz dwóch działek 20 mm na górnym stanowisku tylnym przez jeden k.m., motywując to większym znaczeniem wysokich osiągnięć niż silnego uzbrojenia. Równocześnie Departament Aeronautyki zamówił budowę prototypu samolotu bombowego PZL-30 Zubr o mieszanej konstrukcji, wzorowanego na dość powolnych i niezbyt aerodynamicznych bombowcach francuskich. Zubr miał być rezerwowym prototypem na wypadek niepowodzenia z prototypem PZL-37. W kwietniu 1933 r. została zaaprobowana przez Departament makieta samolotu PZL-37. Projekt konstrukcyjny samolotu wykonał inż. J. Dąbrowski wraz z inż. Piotrem Kubickim. W sierpniu 1935 r. Warsztat Studium (tzn. wydziału prototypowego) otrzymał pierwsze rysunki warsztatowe, a jesienią 1935 r. przystąpiono do budowy egzemplarza do prób statycznych oraz prototypu. Próby statyczne wykazały potrzebę poprawienia konstrukcji.

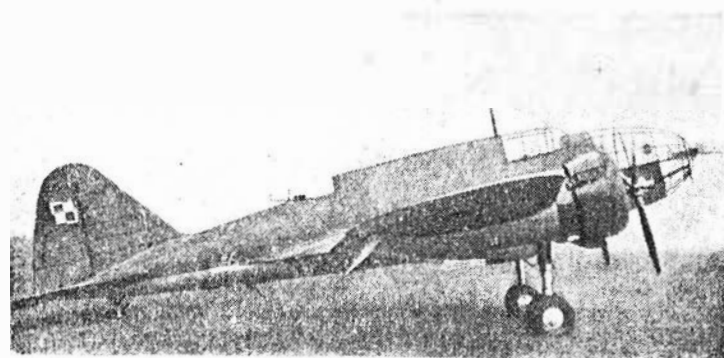
W maju 1936 r. zostały rozpoczęte próby kołowania pierwszego prototypu oznaczonego PZL-37/I nr 72.1 napędzanego silnikami Bristol Pegasus XIIIB po 873 KM. W dniu 16.VI.1936 r. miał odbyć się oblot prototypu, lecz po zapuszczeniu silników stwierdzono złą pracę lewego silnika. Okazało się, że w silniku znajdował się zagłownik do nitowania, włożony w wyniku rywalizacji między mechanikami. Wymiana silnika opóźniła oblot. P-37/I został oblatany w ostatnich dniach czerwca 1936 r. przez J. Widawskiego na lotnisku Okęcie w Warszawie. Próby samolotu wykazały, że kabina jest dość ciasna. W trakcie prób stwierdzono drgania tyłu kadłuba, małą skuteczność sterów i łatwe grzanie się silników. Szybkie zacieranie się kranów paliwa nie pozwalało na wykonywanie dłuższych lotów niż 20-minutowe. Usterki te zostały usunięte. Na wiosnę prototyp przekazano do prób w ITL. W sierpniu 1937 r. zakończył on 200-godzinne próby w ITL i powrócił do wytwórni. W 1938 r. został przekazany do Oficerskiej Szkoły Lotniczej Grupa Techniczna na lotnisku Warszawa-Mokotów (na terenie dawnej wytwórni PZL), gdzie służył jako eksponat szkoleniowy, a we wrześniu 1939 r. uległ zniszczeniu.

W marcu lub kwietniu 1937 r. został oblatany drugi prototyp oznaczony P-37/II. Na prototypie uwzględnione zostały wnioski z prób pierwszego prototypu i wprowadzono liczne modyfikacje. Przede wszystkim samolot otrzymał zamiast podwozia dwugoleniowego z pojedynczymi kołami — nowe podwozie jednogoleniowe według patentu inż. Piotra Kubickiego. Na każdej goleni znajdowały się dwa niezależnie zawieszone koła o małej średnicy, dające się łatwo pomieścić w gondolach silnikowych. Dzięki niezależnemu zawieszeniu bliźniaczych kół toczyły się one dobrze po nierównym terenie, pozwalając na korzystanie z lotnisk polowych. Drugi prototyp wyposażony był w silniki Bristol Pegasus XX po 918 KM. Na życzenie Dowództwa Lotnictwa samolot otrzymał drugą sterownicę w kabine obserwatora. Na samolocie zastosowano ponadto zasuwana pokrywę dolnego stanowiska strzeleckiego.

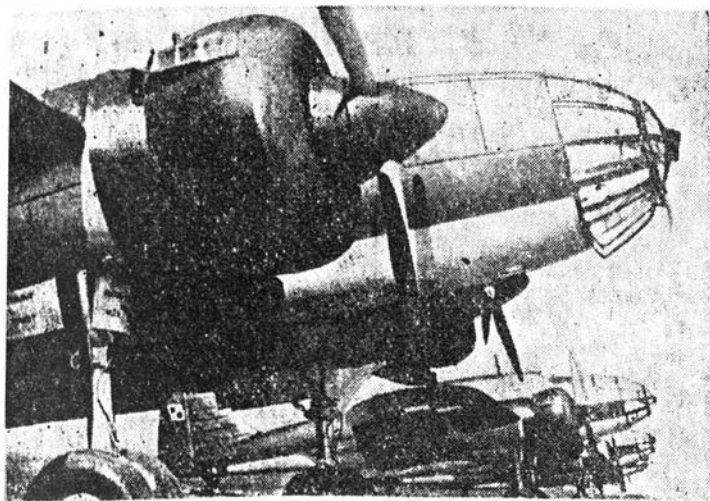
Wytwórnia otrzymała w 1937 r. od Dowództwa Lotnictwa zamówienie na 10 samolotów PZL P-37A Łoś, podniesione następnie do 30 sztuk. Łoś A miał nowe jednogoleniowe podwozie wypróbowane na drugim prototypie, który stał się wzorem dla samolotów seryjnych. Łoś A otrzy-



Rys. 1. Pierwszy prototyp samolotu PZL-37/I z dwugoleniowym podwoziem



Rys. 2. Seryjny PZL-37A Łoś A z pojedynczym usterzeniem i jednogoleniowym podwoziem



Rys. 3. Seryjne Łośie A

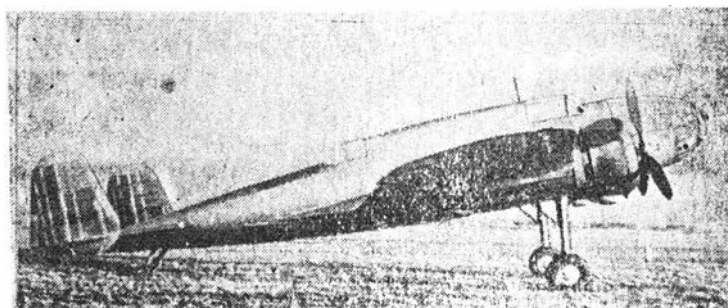
nały silniki importowane Bristol Pegasus XII B. W marcu 1938 r. gotów był pierwszy egzemplarz z serii pierwszych dziesięciu Łośi A. Prototypy P-37/I i P-37/II miały pojedyncze usterzenie pionowe. Jesienią 1937 r. na drugim prototypie Łośia zostało zamontowane podwójne usterzenie pionowe — w celu uzyskania lepszego pola ostrzału do tyłu. Dobre wyniki prób samolotu z podwójnym usterzeniem spowodowały, że stał się on wzorcem dla wersji P-37A bis (Łoś A bis). W tej wersji wykonano pozostałe 20 Łośi A. Latem 1938 r. przekazano lotnictwu wojskowemu 9 Łośi A oraz drugi prototyp (nr 72.2), a późną jesienią 1938 r. było gotowe 20 Łośi A bis. W dniu 8.XII.1938 r. na Okęciu Łoś A nr 72.11, ufundowany przez bankowców z napisem na tyle kadłuba *Dar pracowników BGK, BP, SBR, PKO*, został uroczystie przekazany 1 pl w Warszawie.

Pierwszy z serii Łoś A bis z podwójnym usterzeniem otrzymał silniki Bristol Pegasus XX po 918 KM. Po otrzymaniu cywilnych znaków rejestracyjnych SP-BNL samolot pilotowany przez B. Orlińskiego wykonał w maju 1938 r. rajd przez Rumunię, Bułgarię i Grecję do Jugosławii, gdzie został wystawiony na międzynarodowej wystawie lotniczej w Belgradzie (28.V ÷ 13.VI 1938). Była to pierwsza publiczna demonstracja tego samolotu. W 1938 r. wytwórnia PZL-WS-1 uruchomiła produkcję silników PZL Pégaz XXA i B przeznaczonych dla Łośi B. Samolot SP-BNL stał się wzorcem dla nowej wersji seryjnej P-37B. W grudniu 1938 r. ze znakami wojskowymi i z inaczej umieszczonym słupkiem antenowym na kadłubie był on pokazany na Międzynarodowym Salonie Lotniczym w Paryżu. Uzyskał dobrą opinię specjalistów zagranicznych i został uznany za jeden z samolotów bombowych należących do światowej czołówki.

W 1938 r. Dowództwo Lotnictwa zwiększyło zamówienie na Łośie do 130 sztuk, zamawiając 100 Łośi B. Wytwórnia, która na podstawie wstępnych rozmów miała otrzymać zamówienie na 180 Łośi — na tę liczbę złożyła zamówienie u kooperantów i na materiały — odczuła to jako zmniejszenie zamówienia. Produkcję Łośi B rozpoczęto w drugiej połowie 1938 r., a pierwsze egzemplarze były gotowe w grudniu 1938 r. Produkcja miesięczna wynosiła 10 ÷ 12 samolotów. Cena płatowca wynosiła 280 tys. zł, silników 130 tys. zł, a uzbrojenia ok. 20 tys. zł — łącznie ponad 430 tys. zł. W końcu marca 1939 r., po mianowaniu na Dowódcę Lotnictwa gen. W. Kalkulsa na miejsce gen. L. Rayskiego (pod wpływem inspektora lotnictwa gen. J. Zajaca) przyjęto tezę, że Polsce nie jest niezbędne lotnictwo bombowe (uważane w latach trzydziestych na świecie za najważniejsze, zgodnie z teorią G. Douetha), a ważniejsze jest lotnictwo myśliwskie. W wyniku tego zamówienie na Łośie zmniejszono do 124 sztuk. Wówczas kpt. inż. F. Suchos zaproponował przeróbkę Łośia na ciężki samolot myśliwski uzbrojony w 6 ÷ 8 k.m. na przodzie kadłuba — jednak propozycja nie została przyjęta. W związku z uruchamianiem wytwórni PZL-WP1 w Mielcu — elementy do 20 Łośi zostały przekazane do Mielca. Do 1.IX.1939 r. zbudowano w PZL WP1 na Okęciu Pałuchu około 100 Łośi A i B, a w PZL WP-2 w Mielcu 5 Łośi B. Do wybuchu wojny PZL WP1 na Pałuchu dostarczyła lotnictwu wojskowemu około 90 Łośi, zaś PZL WP-2 w Mielcu w ostatnich dniach sierpnia 1939 r. — 4 Łośie B. W dniach

1 ÷ 6.IX.1939 r. około 10 Łośi B w PZL WP1 na Pałuchu i 3 Łośie B w PZL WP-2 w Mielcu — uległy zniszczeniu.

W czerwcu 1938 r. podczas wykonywania przez plut. Maćka akrobacji na Łośiu A znajdującym się w próbach w Dywizjonie Doświadczalnym ITL, urwało się skrzydło i samolot rozbił się między Wilanowem a Piasecznem koło Warszawy, a załoga poniosła śmierć. Po stwierdzeniu zbyt słabego nitowania kesonu z blachy falistej stanowiącego główny element części zewnętrznych płata wszystkie samoloty w wytwórni wzmocniono. W okresie od lata 1938 r. do lata 1939 r. nastąpiło jeszcze dziewięć katastrof Łośi z podwójnym usterzeniem. Wypadki występowały przy zakręceniu na małej wysokości (np. przy podejściu do lądowania), a samolot przeważnie uderzał o ziemię w locie odwróconym. Przedostatni z wypadków był 19.VI.1939 r. koło Zegrza nad Bugo-Narwią, a w ostatnim z tych wypadków zginął w czerwcu 1939 r. mjr L. Arct pod Michałowicami koło Warszawy. W końcu czerwca 1939 r. sierż. J. Siwek wykrył podczas kołowania Łośiem w Małaszevicach, że stery kierunku są przekompensowane (mają za duże wyważenie aerodynamiczne) i w niektórych sytuacjach pilot nie ma siły wyciąć sterów. W lipcu 1939 r. pilot fabryczny PZL J. Widawski w locie z Z. Kossakiewiczem wykrył, że również przekompensowane są łotki i przy głębokim zakręceniu Łoś przewraca się na plecy. Występowanie tego zjawiska na małej wysokości było przyczyną wypadków. W lecie 1939 r. wszystkie Łośie powróciły do wytwórni na Okęciu-Pałuchu, gdzie zmniejszono odciążenie aerodynamiczne sterów i lotek. Ponadto na podstawie wniosków z eksploatacji samolotów na początku lata zaczęto na Łośiach dorabiać dwa boczne okna



Rys. 4. Drugi prototyp PZL P-37/II z podwójnym usterzeniem (przed pomalowaniem)

w tyle kadłuba — zapewniające lepszą widoczność z dolnego tylnego stanowiska strzeleckiego. W 1939 r. dwa Łośie w celach doświadczalnych wyposażono w silniki bezzaworowe Bristol Perseus XIII C, których licencją PZL był zainteresowany.

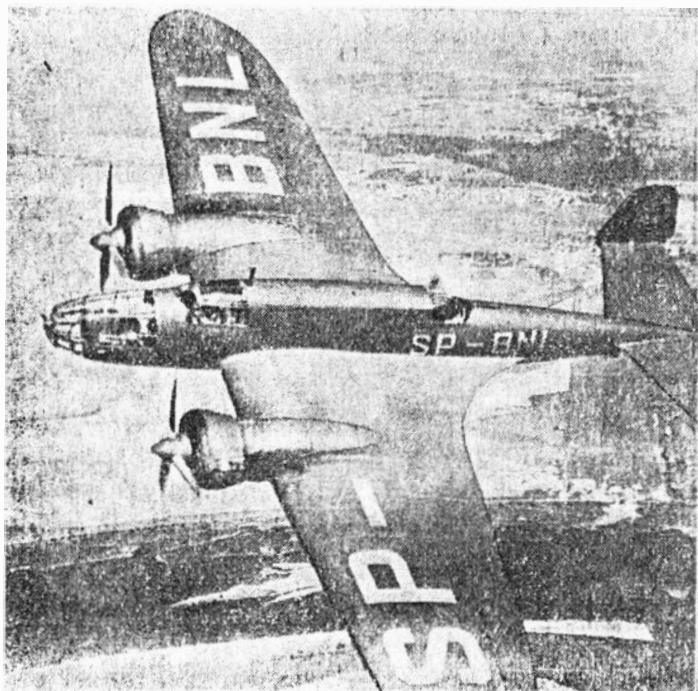
Ze względu na zainteresowanie wytwórni możliwościami eksportu Łośi — na wiosnę 1938 r. jeden z seryjnych dwusteryowych Łośi A bis zamieniono na trzeci prototyp P-37/III, montując na nim gwiazdowe silniki francuskie Gnome-Rhône 14 N 00 i N 01 po 970 KM. Rozważano również zastosowanie silników Gnome-Rhône 14 N 21 po 1050 KM, Renault 14 T po 1020 KM oraz włoskich Fiat A80-RC41 po 1000 KM. Silniki Gnome-Rhône 14 N 01 wybrano dla wersji eksportowej P-37C, a silniki Gnome-Rhône 14 N 21 dla wersji eksportowej P-37D. W lipcu 1938 r. P-37/III z cywilną rejestracją pokazany był w Grecji na lotnisku Tatoi w Atenach. W marcu 1939 r. inż. S. Riess na P-37/III wykonał lot reklamowy do Turcji, gdzie lądował przymusowo w przygodnym terenie. Uszkodzony samolot pozostawiono, a załoga powróciła. W lecie 1939 r. Jugosławia zamówiła 20 Łośi C, a Bułgaria 15, Rumunia 30 Łośi D, zaś Turcja zamówiła 10 Łośi D, elementy do montażu 15 samolotów i licencję na samolot oraz zorganizowanie wytwórni Łośi w Turcji, podobnie jak uprzednio produkcji P-24. Belgijska wytwórnia Renard prowadziła rozmowy w sprawie zakupu licencji Łośia, a Dania, Estonia, Finlandia i Grecja interesowały się możliwościami zakupu Łośi. Te zamówienia na 90 Łośi przedłużały produkcję samolotu na cały rok 1940.

Dalszym rozwinięciem Łośia był PZL-49 Miś, którego projektowanie rozpoczął J. Dąbrowski w 1937 r. po udanych próbach prototypu Łośia. Miś miał mieć dwa silniki Bristol Hercules II po 1375 KM i osiągać prędkość 520 km/h. Konstrukcja samolotu była wzmocniona, ciężar powiększony, tył kadłuba przedłużony. W 1939 r. prototyp znajdował się w budowie.

Łosie A jesienią 1938 r. weszły do służby w 1 pułku lotniczym w Warszawie, początkowo w dywizjonie szkolnym, następnie w eskadrach 211 i 212 stanowiących X Dywizjon. Wiosną 1939 r. Łosie A zaczęło stopniowo zastępować Łosiami B. W okresie przejściowym Łosie latały w szyku klucza, gdzie prowadzącym był Łoś A, a bocznymi Łosie B. W maju 1939 r. w 1 pułku lotniczym zostały sformowane dwie nowe eskadry Łosi B — 216 i 217 — stanowiące XV dywizjon. Eskadry miały po 9 samolotów. Około 30 Łosi (głównie w wersjach A i A bis, kilka zaś w wersji B) otrzymała 213 eskadra szkolna bazująca początkowo na Okęciu w Warszawie, a od lata 1939 r. w Małaszewiczach koło Brześcia nad Bugiem. W Małaszewiczach utworzono bazę dla Łosi, gdzie grupa pracowników PZL pod kierunkiem inż. M. Bużora montowała uzbrojenie na Łosiach dostarczonych wojsku.



Rys. 5. PZL-37A bis z silnikami Pegasus XII i z podwójnym usterzeniem



Rys. 6. Służący do lotów reklamowych, Łoś A bis SP-BNL, w locie nad Wisłą

W chwili wybuchu wojny 1.IX.1939 r. w Brygadzie Bombowej składającej się z 36 Łosi B i zorganizowanej z 211, 212, 216 i 217 eskadry 1 pułku lotniczego oraz pięciu eskadr Łarasi B — z powodu braku decyzji Naczelnego Wodza — przez pierwsze trzy dni września Łosie nie były wykorzystane do zadań bombowych. W dniach 4 i 5 września wyznaczono na Łosiach sześć wypraw bombowych na niemiecki 6 Korpus Pancerny pod Radomskiem — rozbijając jedną część jego sił i powstrzymując go na dwa dni. Z Łosi rzucono wówczas 40 ton bomb i zestrzelono jeden samolot myśliwski Me-109 i dwa myśliwce Me-110. W dniach 6 do 9 września Łosie zwalczały jednostki pancerne niemieckiej dywizji Kempf między Pułtuskim, Makowem Maz. i Różanem. W dniu 9.IX.1939 r. Brygada Bombowa trzymała z Małaszewicz uzupełnienie w postaci dziewięciu Łosi B, lecz sześć z nich nie miało kompletnego wyposa-

żenia i uzbrojenia. W dniach 10 i 11 września Łosie bombardowały niemieckie jednostki pancerne pod Radymnem, 12 września koło Rawy Mazowieckiej, 14 września na zachód od Lwowa, a 16 września nad Bugiem. W dniach 17 i 18 września do Rumunii przelociało 19 Łosi B. Ponadto znalazło się tam około 30 Łosi z Małaszewicz (7 Łosi zostało na początku września zbombardowanych w Małaszewiczach).

W kampanii wrześniowej zostało użytych 45 Łosi. Brygada Bombowa straciła 26 Łosi, z czego 14 w wyniku walk z nieprzyjacielem, jeden zestrzelony przez własną obronę przeciwlotniczą, reszta uszkodzona podczas przymusowych lądowań, spalona lub pozostawiona z powodu niemożności ewakuacji. Duże straty bojowe Łosi wynikały z tego, że zostały użyte do zwalczania broni pancernej — mimo że nie były do tego przystosowane (nie były opancerzone).

Dwa Łosie, które 13.IX.1939 r. lądowały przymusowo pod Mozyrem w Związku Radzieckim, były wypróbowane następnie w Nauczno-Isklowatelnym Instytucie Wojennych Wozdusznych Sił w Moskwie (m.in. przez szefa radzieckich oblatywaczy — gen. P. M. Stefanowskiego). Jeden z nich został rozbity przy kołowaniu z powodu zderzenia z myśliwcem I-15 Czajka. Jeden Łoś nr 72.125 17.IX.1939 wylądował w Rajmaczu koło Jampola w ZSRR. Podobno jeden Łoś pozostawiony w lasach na Lubelszczyźnie był jesienią przygotowany do ucieczki z okupowanego kraju, lecz do realizacji tego zamiaru nie doszło.

Lotnictwo niemieckie zdobyło tylko jednego Łosia, który w październiku 1939 r. został przetransportowany lotem z Warszawy do Niemiec, prawdopodobnie do ośrodka badań w locie w Rechlin. Kilka nie zniszczonych niekompletnych Łosi oraz części Łosi po zgromadzeniu na Okęciu i wyremontowaniu — Niemcy sprzedali Rumunii.

Lotnictwo rumuńskie używało w czasie wojny około 40 Łosi. W Rumunii otrzymały one niemieckie k.m. MG-15 7,9 mm. Po przystąpieniu Rumunii do bloku państw hitlerowskich — Łosie zostały użyte przeciwko ZSRR m.in. do bombardowania Kijowa. Po wojnie Rumunia chciała zwrócić pozostałe egzemplarze samolotów Polsce, lecz ich nie ewakuowano. Ostatni Łoś był używany w Rumunii do holowania rękawa przy szkoleniu w strzelaniu w locie jeszcze w połowie lat pięćdziesiątych.

Łoś niewątpliwie był najlepszym i najbardziej udanym polskim samolotem wojskowym we wrześniu 1939 r. Miał on mniejsze wymiary od bombowców europejskich, a zbliżone do amerykańskich Douglas Boston i Martin Maryland, lecz zabierał równorzędny ładunek. Prędkość maksymalna Łosia B była tego samego rzędu co niemieckich bombowców He-111P i H oraz Do-17M i Z użytych we wrześniu 1939 r. Konstrukcję miał nowoczesną, pilotaż prawidłowy, osiągi bardzo dobre. Dzięki swym zaletom odniósł wiele sukcesów w kampanii wrześniowej. Był jedynym w pełni nowoczesnym samolotem, w który było wyposażone polskie lotnictwo wojskowe w 1939 r.

Konstrukcja

Czteromiejscowy samolot bombowy metalowej konstrukcji o układzie dwusilnikowego wolnonośnego dolnopłata.

Kadłub w przekroju eliptycznym, półskorupowy, duralowy, kryty blachą o grubości 0,8–2 mm. Przód kadłuba oszklony szkłem organicznym na szkielecie z rur stalowych mieścił kabinę dowódcy-observatora, pełniącego równo-

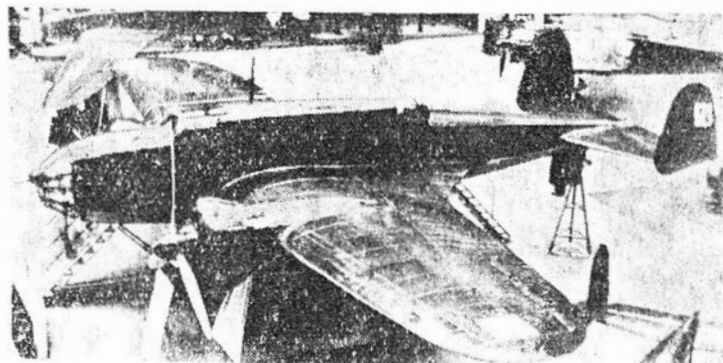


Rys. 7. PZL-37A bis SP-BNL

przebiega funkcję bomboardiera i przedniego strzelca. W przodzie kadłuba — k.m., przed rotacją obserwatora — startownica składająca się z pedałów i drążka sterowego, celownik bombrdierski i busola, na lewej ścianie — prędkościomierz, wysokościomierz i zegarek czasowy. Jedna z szyb z każdego boku kabiny odsuwana, okno w dole kabiny otwierane na boki, z przodu na dole kabiny — pokrywa odizolowana awaryjnie. Kabina pilota kryta szybą jaskiniową (chroniącą przed nagrzewaniem słonecznym) nad głową pilota. Osłona kabiny otwierana i awaryjnie odrzucana, szyby boczne odsuwane. Fotel pilota z lewej strony kabiny, przejście do kabiny obserwatora — z prawej strony. Startownica o postaci wolantu i przedstawiających pedałów. Z prawej strony kabiny kółko kłapki odciążającej steru kierunku, z lewej strony dźwignie sterowania silnikiem i kółko kłapki wyważająco-odciążającej steru wysokości. Na podłodze po prawej stronie dźwignie chowania podwozia i kłap oraz korbka wysuwania reflektora. Tablica przyrządów wyposażona w kontroler lotu (prędkościomierz z zakretnikiem i chyłomierzem poprzecznym), chyłomierz podłużny, sztuczny horyzont, wysokościomierz, wariometr, busolę, żyroskopowy wskaźnik kursu, zegar czasowy, dwa obrotomierze, dwa trój-wskaźnikowe kontrolery lotu oraz manometry ciśnienia w instalacjach. Na prawej ścianie trzy paliwomierze. Za kabiną pilota cofnięta do tyłu kabina radiotelegrafisty wyposażona w wysokościomierz i zegar czasowy oraz mieszcząca radiostację i radionamiernik. Radiotelegrafista obsługiwał dolne stanowisko strzeleckie z wykrojem dolnym zamkniętym dwudzielną odsuwaną na boki pokrywą. Latem 1939 r. stanowisko to otrzymało boczne okno (nie na wszystkich samolotach). Kabina strzelca w tylnym górnym wykroju kadłuba. Ławka strzelca odsuwana. Przód tej kabiny z osłoną ze szkła organicznego. Prawa strona osłony przy wchodzeniu do kabiny unoszona do góry dźwignią, lewa umocowana zawiasowo, również otwierana do góry. Wejście do samolotu przez kabinę strzelca. W kadłubie komora bombowa. Na kadłubie słupki antenowy, a na nim dysza prędkościomierza. Instalacja elektryczna zasilana z akumulatora i dwóch prądnic 600 W napędzanych od silników. W skład instalacji wchodziło m.in. oświetlenie, światła pozycyjne, reflektor w dole przodu kadłuba i reflektor sygnalizacyjny z boku przodu kadłuba oraz klakson. Podwozie o rozstawie 5 m, chowane hydraulicznie, jednogoleniowe, z amortyzatorami olejowo-powietrznymi Lilpop, wyposażone w koła bliźniacze Stomil 775×240 zawieszone wahliwie (na mechanizmie prostowodowym pozwalającym na ruch pionowy poszczególnych kół) z hamulcami hydraulicznymi Dunlop. Płozą ogonową samonastawna systemu PZL z amortyzatorem olejowo-powietrznym Avia i stopą z metalową rolką.

Płat trapezowo-eliptyczny, trójdzielny, duralowy, kryty blachą gładką. Środkowa część płata dwudźwigarowa. Między dźwigarami komora bombowa. Nosek płata i część spływowa — odejmowane. Środkowa część płata mocowana do kadłuba za pomocą okuć stalowych. Części zewnętrzne płata mocowane do części środkowej — na dole grzebieniastymi stalowymi okuciami, na górze śrubami. Zewnętrzne części płata konstrukcji kesonowej PZL wg patentu dr. F. Misztala, z blachy falistej. Do kesonu mocowane za pomocą okuć części nosowe i części spływowe płata. Na częściach zewnętrznych — dwudzielne automatyczne sloty, blokowane przez pilota. Na częściach zewnętrznych i części środkowej — klapy krokodylowe wychylane do 60°, podnoszone hydraulicznie, otwierane pneumatycznie. Lotki szczelinowe z wyginanymi blaszkami wyważającymi. Na końcu prawego skrzydła komora na cztery racie oświetlające Holta. Usterzenie wolnonośne, odejmowane, konstrukcji duralowej, kryte blachą. Stery odciążone aerodynamicznie. Stery kierunku podwójne, z kłapkami odciążającymi. Ster wysokości z kłapkami odciążająco-wyważającymi.

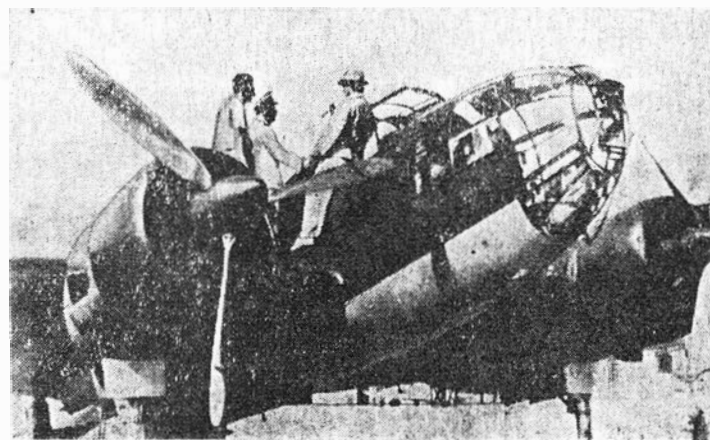
Uzbrojenie. Na stanowiskach strzeleckich (przednim, tylnym i dolnym) 3 k.m., w tym dwa 7,9 wz 37 Szczeniak i jeden 7,7 mm Vickers z celownikami FK wz 38. Pole ostrzału stanowiska przedniego na boki i w górę po 25°, w dół 45°. Stanowisko górne tylne — k.m. na półobrotnicy. Pole ostrzału w płaszczyźnie poziomej 196°, w górę 60°, w dół 10°. Ze stanowiska tylnego dolnego pole ostrzału — 60° w dół i na boki. Łączny zapas amunicji 1632 szt. Foto-k.m. K-28 pod kadłubem w kropłowej osłonie. Rakietnica sygnalizacyjna 35 mm Perkun wz. 34. Celownik bombrdierski RH-32 oraz Goertz. W kadłubie i płacie mechaniczne wyrzutniki bombowe wz. 37 po-



Rys. 8. Łoś A bis z przesuniętym do tyłu słupkiem anteny, wystawiony na Salonie Paryskim w 1933 r.



Rys. 9. Seryjne samoloty PZL-37B z silnikami Pegaz XX na lotnisku Okęcie w marcu 1939 r.



Rys. 10. PZL P-37/III z silnikami Gnôme-Rhône (będący wzorem dla wersji P-37C) demonstrowany na lotnisku Tatol w Atenach

zwalające na zabranie: 1) dwóch bomb 300 kG PuW lub Z31 w kadłubie oraz 18 bomb 110 kG PuW; 2) 20 bomb 110 kG PuW; 3) 20 bomb 50 kG PuW lub T32 lub wz. 29; 4) 20 zasobników po 240, tj. razem 4800 Myszek zapalających wz. T34. Maksymalny ładunek bomb 2580 kG. W tylnej części każdej gondoli silnikowej wyrzutnik na jedną bombę oświetlającą 12 kG wz 35 lub M3. Nad otworem stanowiska tylnego dolnego wyrzutnik Alkan F 12 × 10 wz 23 dla dziesięciu bomb ślepych 7 kG wz Z 31. Zrzut bomb jednorazowo, seriami lub w odstępach co 0,1÷2 s.

Silniki w P-37A — dwa chłodzone powietrzem, 9-cylindrowe gwiazdowe Bristol Pegaz XII B o mocy nominalnej 820÷860 KM przy 2250 obr./min na wysokości 1220 m; mocy startowej 930÷970 KM i o ciężarze 460 kG każdy ze sprężarką i reduktorem. Rozrusznik ręczny bezwładnościowy Avia-Eclipse 11A. Osłony silników duralowe

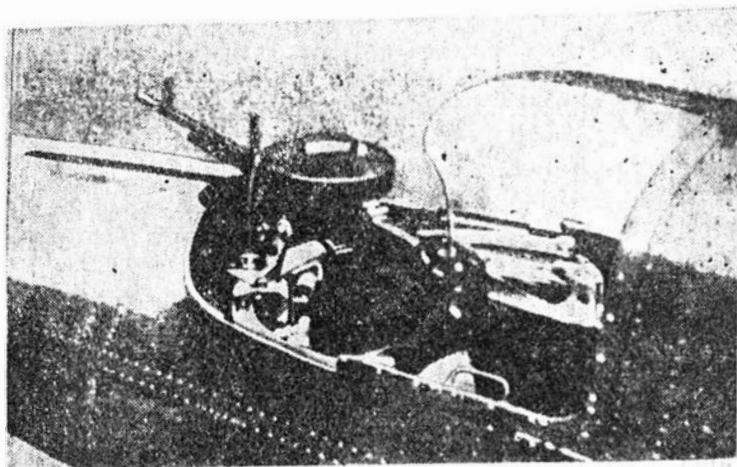
z kolektorem spalin na krawędzi natarcia. Śmigła trójłopatowe, metalowe, dwupołożeniowe, przestawialne w locie, DH-Hamilton Standard. Zbiornik główny na 532 l paliwa pod kabiną pilota. U nasady odejmowanych części płata 1246 l. W kadłubowej komorze bombowej zakładane dwa zbiorniki opadowe po 119 l. Łączna pojemność zbiorników 1246 l. W kadłubowej komorze kombowej zakładane dwa zbiorniki dodatkowe po 369 l (maksymalna pojemność zbiorników). W gondolach silnikowych dwa zbiorniki po 115 l oleju (normalny zapas 90 l). Przelotowe zużycie paliwa przez samolot 322÷350 l/h, maksymalne zużycie 462 l/h.

Silniki w P-37B — dwa chłodzone powietrzem, 9-cylindrowe gwiazdowe PZL-Bristol Pegaz XX A lub B o mocy nominalnej 810÷840 KM przy 2250 obr./min na wysokości 2600 m, mocy startowej 810÷850 KM, mocy maksymalnej 900÷940 KM na wysokości 3050 m, o ciężarze 465 kG każdy, ze sprężarką reduktorową. Przelotowe zużycie paliwa 338÷367 l/h, maksymalne zużycie 480 l/h.

Silniki w P-37C — dwa chłodzone powietrzem, 14-cylindrowe o układzie podwójnej gwiazdy Gnome-Rhône 14 N 01 o mocy nominalnej 930 KM przy 2360 obr./min na wysokości 4000, mocy maksymalnej 980÷1020 KM i o ciężarze 587 kG każdy, z reduktorem i sprężarką. Śmigła metalowe, trójłopatowe, przestawialne.

Silniki w P-37D — dwa chłodzone powietrzem, 14-cylindrowe o układzie podwójnej gwiazdy Gnome-Rhône 14 N 21 o mocy nominalnej 970 KM przy 2360 obr./min na wysokości 4000 m, mocy maksymalnej 1050 KM i o ciężarze 590 kG każdy, z reduktorem i sprężarką. Śmigła metalowe, trójłopatowe, przestawialne.

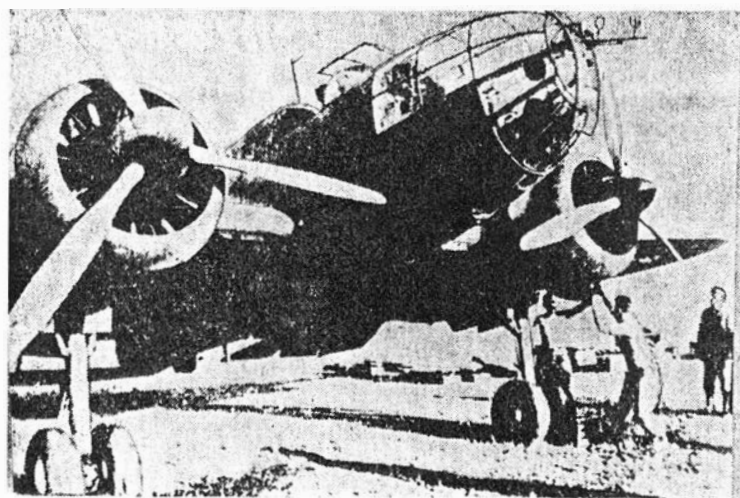
Malowanie. Samoloty malowane były od góry na oliwkowo-zielono, od dołu na jasnoniebiesko. Szachownice małe na usterzeniu pionowym i na górnej stronie płata



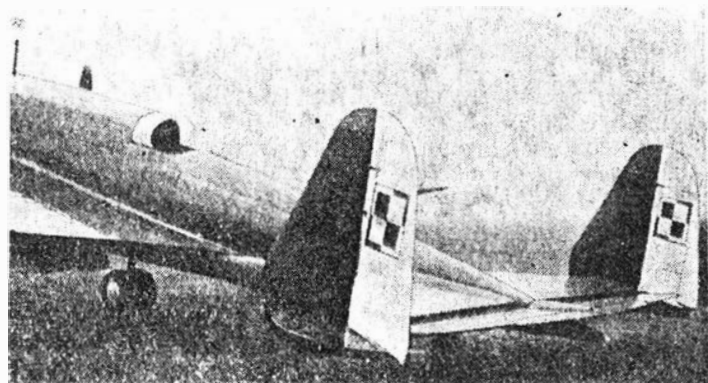
Rys. 13. Tylnie stanowisko Łosia

(rozmieszczone niesymetrycznie). Na dolnej stronie płata duże szachownice. Na statecznikach pionowych czarny znak firmowy PZL. Na tyle kadłuba mały czarny numer firmowy (np. 72—43 dla Łosia B, gdzie 72 — numer tytułowy, 43 — numer kolejny) oraz duży biały numer samolotu w jednostce bojowej (np. 5). Egzemplarze w próbach w ciele od 1937 r. miały białe stery kierunku. Od spodu skrzydeł malowane były czarne numery wywoławcze, np. N (samolot nr 72.91) czy N 803.

Niektóre egzemplarze samolotu w celu zmylenia przeciwnika miały numery fabryczne niekolejne, np. 72.135, 72.182, 72.210 (w.w. egzemplarze były w 217 eskadrze). Niektórych samolotach malowano godła eskadrowe, w 211 eskadrze — gwiazdozbiór Wielkiej Niedźwiedzicy.



Rys. 11. Łoś używany podczas wojny przez lotnictwo rumuńskie



Rys. 12. Usterzenie Łosia A bis przechodzącego próby (stery malowane na biało)

DANE TECHNICZNE

		P-37A	P-37B	P-37C	P-37D
Silniki		Pegaz XII	Pegaz XX	Gn-Rh. 14 N 01	Gn-Rh. 14 N 21
Moc	[KM]	2 x 873	2 x 918	2 x 970	2 x 1050
Rozpiętość	[m]	17,93	17,93	17,93	17,93
Długość	[m]	12,92	12,92	12,92	12,92
Wysokość	[m]	4,25	4,25	4,25	4,25
Powierzchnia nośna	[m ²]	53,5	53,5	53,5	53,5
Ciężar własny	[kG]	4300	4935*	5160*	5200*
Ciężar użyteczny ¹⁾	[kG]	3915 (maks. 4185)	3945 (maks. 4170)*	3945* (maks. 4170)*	3945* (maks. 4170)*
Ciężar całkowity	[kG]	8265 (maks. 9105)	8880* (maks. 9105)*	9100* (maks. 9100)*	9100* (maks. 9100)*
Obciążenie powierzchni	[kG/m ²]	153,5	166*	168*	168*
Obciążenie mocy	[kW/KM]	5,1	4,8*	4,8*	4,8*
Prędkość maksymalna	[km/h]	396	412	415	415
— na wysokości	[m]	2150	2800	4000	4000
Prędkość przelotowa	[km/h]	310 345*	320 360*	320 360*	320 360*
Prędkość minimalna	[km/h]	115	120	120	120
Dopuszczalna prędkość nurkowania	[km/h]	520	520	520	520
Wznoszenie	[m/s]	5,1	4,7	5,0*	5,0*
Pułap	[m]	4800**	5000**	6000**	7900**
Zasięg	[km]	1050 (maks. 1800)***	1000 (maks. 1750)***	1000 (maks. 1750)	900 (maks. 1600)
Rozbieg	[m]	465	473	485	485
Start na wys. 20 m	[m]	845	850	850	850
Dobieg	[m]	340	340	340	340

1) — w tym ciężar wyposażenia dodatkowego (radiowego, fotograficznego, mulatora i uzbrojenia) 190 kG oraz ewentualnie zbiorników dodatkowych — 78 kG

* — dane przybliżone

** — bez bomb i z połową paliwa o 3000 m więcej

*** — z ładunkiem 1774 kG bomb

Weltraum — Pendelschiff

Beschreibung des Aufbaus eines Fahrzeuges, das zum mehrfachen Nutzen im Weltraum vorgesehen ist — eines Weltraum — Pendelschiffes. Seine Grundfunktionen und technische Angaben.

SATOWSKI T.

W. Kasprzyk's Flügel — die Windkanalvorprüfungen

Der Verlauf und die Ergebnisse der ersten Windkanalmessungen des Kasprzyk's Flügels (Kasper Wing), der von dem grosseren Auftrieb gekennzeichnet wurde.
Die partielle Betsätigng der Kasprzyk's Theorie und die Fehler der verwandten Messmethode.

OLEŃSKI J.

Flughafen von Morgen

Der letzte Artikel aus dem Zyklus "Flughafen in moderner Welt" zeigt ein optimistisches Bild des Flughafens nach 15—20 Jahre dar. Der Teil enthält eine Übersicht der aktuellen Lösungen: Flughafeninsel, Flughafen ohne Flugzeuge, Linienflughafen und Stadtflugfeld.

OWSKI T.

Einfluss der Übereinstimmung der Zusammenarbeit eines Turbinenverkes mit seinen Lufteinlass

Die Analyse der Änderungen der Nominalparameter eines Turbinentriebes in Abhängigkeit von Genauigkeit der Fertigung seiner Einbauelemente. Regulation des minimalen Querschnittfeldes der Triebwerksauslassdüse.

ON J., OSTAPKOWICZ M.

Ursachen der Bruchentstehung in Nachbrennerkammerhüllen

Die häufigsten Ursachen der Brüche der Nachbrennerkammerhüllen sind thermische Materialspannungen sowie Fehler des Hüllenmaterials. Einfluss der Betriebsbedingungen des Nachbrenners auf das Entstehen dieser Brüche.

OWSKI A., RADOMSKI W.

Der aktuelle Zustand und die Perspektiven in der Entwicklung des Magnesiums und seiner Legierungen

In diesem Artikel wird die Charakteristik des Magnesiums und seiner Legierungen als Konstruktionsmaterial angeführt. Die Tabellen zeigen die Anwendungsmöglichkeiten der Magnesiumlegierungen von VR Polen, UdSSR und USA, wie auch chemischen und physischmechanischen Eigenschaften.

OWSKI A.

Der Bomberflugzeug PZL-37 ŁOŚ

Die Geschichte der Konstruktion, Aufbaubeschreibung und grundlegende technische Angaben des Bomberflugzeugs PZL-37 ŁOŚ. Ausnutzung der vollkommen modernen Flugzeuges in polnischer Luftwaffe, besonders während des September-Feldzuges.

Космический паром

Описание конструкции летательного аппарата, предназначенного для многократного паромы и его основных задач. Дается сводка основных данных.

WUSATOWSKI T.

Крыло В. Каспикиа — первые испытания в аэродинамической трубе

Ход и результаты первых продувок модели крыла Каспикиа (Kasper Wing), характеризующегося большой подъемной силой.

Частичное подтверждение теории В. Каспикиа и неточности примененного метода.

SMOLEŃSKI J.

Аэропорты завтра

Последняя статья из цикла: „Аэропорты в современном мире” показывает оптимистическую картину аэропорта будущего через 15—20 лет.

Первая часть включает обзор современных решений: вокзалостров, вокзал без самолетов, городской вокзал.

GAJEWSKI T.

Анализ работы газотурбинного двигателя и подбора его воздухозаборника

Анализ изменения номинальных параметров работы газотурбинного двигателя в зависимости от точности изготовления его каналов воздухозаборника. Регулировка минимального поперечного сечения воздухозаборника.

BORGÓŃ J., OSTAPKOWICZ M.

Некоторые причины образования трещин кожуха камеры дожигателя

Указаны наиболее частые причины разтрескивания кожуха камеры дожигателя (форсатной на меры) высокие термические напряжения образование трещин ния и деферты материала кожуха. Влияние условий эксплуатации

CISZEWSKI A., RADOMSKI W.

Современное состояние и перспективы развития применения магния и его сплавов

В статье указывается характеристика магния и его сплавов как конструкционных материалов. В таблицах дается сводка данных по химическому составу, применению, физических и механических свойствах польских, советских и американских магниевых сплавов.

GLASS A.

Бомбардировщик ПЗЛ-37 Лось

История постройки, описание конструкции и основные технические данные бомбардировочного самолета ПЗЛ-37 Лось.

Описание применения этого современного самолета в польской военной авиации, особенно в сентябрьских боях 1939 г. в Польше.

Sekcja Metrologii, Automatyki i Mechaniki Precyzyjnej SIMP wspólnie z Komitetem Pomiarów i Automatyki SEP organizuje w dniach 26÷29 listopada 1975 r. II Ogólnokrajową Konferencję pt.:

XX-LECIE CZASOPISMA POMIARY, AUTOMATYKA, KONTROLA

MIKRONIKA – 75

— tym razem z udziałem prelegentów z krajów socjalistycznych.

Na konferencji będą omówione zagadnienia związane z cyklem wytwórczym sprzętu elektroniczno-mechanicznego produkowanego przez Zakłady podległe Zjednoczeniu MERA, PREDOM, UNITRA, OMEL itp. Obrady odbywać się będą w następujących grupach problemowych:

- Projektowanie i konstruowanie sprzętu elektroniczno-mechanicznego
- Metody i środki wytwarzania sprzętu elektroniczno-mechanicznego
- Kontrola i sterowanie jakością sprzętu elektroniczno-mechanicznego
- Metodyka wdrożeń nowego sprzętu elektroniczno-mechanicznego
- Szkolenie kadr dla mikroniki

Konferencji towarzyszyć będzie wystawa osiągnięć w dziedzinie mikroniki oraz przegląd filmów technicznych w zakresie mikroniki.

Uczestnikom konferencji (po wpłaceniu 600 zł) dostarczony będzie skrypt z materiałami konferencji.

Lista referatów i komunikatów jest już zamknięta. Pozostaje jeszcze niewielka ilość wolnych miejsc na konferencji.

Organizatorzy konferencji gorąco apelują o zgłaszanie filmów (16 mm) nakręconych w instytutach, uczelniach i zakładach produkcyjnych, dotyczących wymienionych tematów głównych.

W lipcu br. upłynęło 20 lat od chwili ukazania się pierwszego numeru miesięcznika naukowo-technicznego Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT

POMIARY, AUTOMATYKA, KONTROLA

— organu Polskiego Komitetu Pomiarów i Automatyki NOT oraz Sekcji Metrologii, Automatyki i Mechaniki Precyzyjnej SIMP.

Pismo ma charakter wielobranżowy i jest jedynym polskim periodykiem poświęconym następującym zagadnieniom:

■ metrologii, metodom i układom pomiarowym oraz konstrukcji aparatury pomiarowej przeznaczonej do celów przemysłowych i naukowo-badawczych

■ teorii i praktyce automatycznego sterowania procesami technologicznymi, budowie aparatury regulacyjnej oraz zagadnieniom ruchowym

■ mechanice precyzyjnej w zakresie konstrukcji i technologii

Pismo osiągnęło nakład 6700 egzemplarzy i przeznaczone jest dla inżynierów, techników, studentów oraz pracowników naukowo-badawczych instytutów i wyższych uczelni.

Zespołowi Redakcyjnemu czasopisma serdecznie gratulujemy

Uprzejmie przypominamy PT Czytelnikom, że termin nadsyłania zamówień i wpłat związanych z prenumeratą czasopism technicznych WCT-NOT na rok 1976 upływa dnia 30 października 1975 r.

Informujemy jednocześnie, że podstawą przyjęcia zamówienia do realizacji jest terminowe dokonanie wpłaty — decyduje data stempla pocztowego.

Z uwagi na ograniczone limity przydziału papieru zamówienia realizowane będą w kolejności zgłoszeń.

PZL-106 *kruk*

agricultural aircraft



- 1000 – 1200 kg chemical load
- 600 hp PZL – 3S radial engine
- 4 – blade constant – speed propeller 2.6 m dia.
- Low pressure 800 x 260 mm wheels
- Metal structure
- Sealed cockpit
- Good service access
- Quick and safe turnarounds
- No spin tendency

Technical data

Span	14.8 m
Length	8.9 m
Height	2.9 m
Wing area, gross	29.5 sqm
Weight empty with agricultural equipment	1460 kg
T-O weight max	3000 kg
Hopper capacity	1450 l

Fuel tank capacity	300 l
Proof load factor	+3,5/-1,4
Performance at 2850 kg T-O weight:	
Cruising speed	182 km/h
Working speed	120–160 km/h
Stalling speed	90 km/h
Rate of climb	5 m/s
Take – off run	150 m
Landing run	150 m

Manufacturer:
Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego
PZL – Warszawa - Okęcie
al. Krakowskie 110/114
02-256 Warszawa, POLAND
Phone: 46-00-31, Cable: Owuska
Telex: 814649



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