



**technika
lotnicza
i astronautyczna**

4
1970

1. Apel Zarządu Sekcji Lotniczej w sprawie współpracy kół simpowskich zakładów lotniczych z redakcją naszego czasopisma nie pozostał bez echa. Oto Sekcja Lotnicza Koła Zakładowego SIMP przy WSK w Kaliszu — licząca 172 członków — powołała społecznego kolportera w osobie kol. M. Jareckiego i podjęła szeroką działalność na rzecz zwiększenia poczty TLiA. Podając powyższe do wiadomości i naśladowania innym kolegom lotniczym — Zarząd Sekcji i Redakcja miesięcznika dziękują kolegom z Kalisza za podjęcie wartościowej akcji.

2. Koła Zakładowe Sekcji Lotniczej SIMP doceniły potrzebę nawiązania współpracy z dyrekcjami przedsiębiorstw na bazie porozumień zawartych w oparciu o Uchwałę nr 29/66 Rady Ministrów z dnia 1 lutego 1966 r.

Takie umowy zawarły już:
— Koła SIMP przy WSK w Mielcu, Kaliszu i w Rzeszowie.

Wiele dalszych kół zakładowych jest w trakcie zawierania porozumień o współpracy.

3. Jest sprawą bardzo ważną dla organizacji simpowskiej, aby mogła brać udział w życiu swego zakładu i wypowiadać się na temat jego aktualnych zagadnień. Świadczy to o wysokim autorytecie organizacji i jej członków.

Działalność Koła Sekcji Lotniczej SIMP przy Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku-Białej możemy wymienić, jako przykład dobrze postawionej współpracy ognia społecznego w przedsiębiorstwie.

Koło Zakładowe SIMP jest reprezentowane we wszystkich komórkach organizacyjnych i Komisjach SZD, jak również współpracuje z miejscowymi organizacjami społeczno-politycznymi. Działa więc przez swych przedstawicieli:

— w Komisji opracowania planu rozwoju techniki na lata 1970—1975 oraz perspektywicznego do 1980 r.,

— w Komisji Racjonalizacji,

— w Komisji przeglądów technicznych w zakresie produkcji i bhp,

— w Komisji odbioru sprzętu eksportowego oraz jako pełnoprawny członek KSR.

Reprezentowane jest:

— na odprawach produkcyjnych i naradach technicznych,

— w pracach Rady Zakładowej, Rady Robotniczej, Podstawowej Organizacji Partijnej i KT i R.

Współpracuje:

— z Zakładowym Kołem Polskiego Towarzystwa Ekonomicznego,

— z Klubem Oficerów Rezerwy, wreszcie

— z ZMS i organizacjami sportowymi.

4. Zarząd Oddziału Sekcji Lotniczej w Bydgoszczy nadesłał do zarządu Głównego w Warszawie trzy dokumenty, świadczące o ożywionej i cennej działalności lotniczej kolegów simpowców na tamtejszym terenie. Otrzymałszy mianowicie:

— sprawozdanie ze zorganizowanego przez Zarząd Oddziału Spotkania Weteranów Lotnictwa,

— sprawozdanie z działalności Sekcji Lotniczej SIMP w Bydgoszczy w 1969 roku oraz

— plan działalności Oddziału Sekcji na 1970 rok.

Inicjatywa, przedsiębiorczość społeczna i ruchliwość 76 kolegów członków Sekcji Lotniczej Bydgoszczy — zasługuje na wielkie uznanie.

O spotkaniu weteranów z okazji 50-lecia polskiego lotnictwa sportowego i obchodów 25-lecia PRL — redakcja TLiA zamieściła komunikat. Zarząd Sekcji Lotniczej otrzymał pamiątkowy proporzec.

Wymienimy tu najważniejsze akcje i imprezy zorganizowane przez Zarząd naszego Oddziału w Bydgoszczy w 1969 r. Otrzymała się Konferencja naukowo-techniczna pt. „Stan i perspektywy rozwoju techniki lotniczej i raketowej”, z udziałem 120 osób, na której wygłoszono 9 referatów.

Zorganizowano 4 spotkania z seniorami i weteranami lotnictwa, 19 zebrań odczytowych oraz 4 pokazy sprzętu lotniczego. Podjęto opracowanie i druk materiałów z Sympozjum historycznego (związanego z 50-leciem Wojskowego Lotnictwa Polskiego) oraz 3 albumów z ważniejszych imprez organizowanych przez Oddział SL SIMP w Bydgoszczy.

Wyznaczono w Kołach korespondentów czasopism lotniczych; w Oddziale Sekcji funkcję tę pełni kol. H. Misiak.

Plan działalności Oddziału bydgoskiego Sekcji Lotniczej SIMP na 1970 r. jest wartościowy i ambitny. Przewidziano zorganizowanie trzech narad (wśród nich — bardzo cennej — na temat eksploatacji samolotów naddźwiękowych), 8 imprez propagandowych (zawodów, wystaw, pokazów i konkursów) oraz 10 prelekcji. Ponadto oddział podejmie prace wydawnicze i akcje werbunkową pręnumeratorów „Techniki Lotniczej i Astronautycznej”.

5. Zarząd Główny SIMP rozważa potrzebę podjęcia starań o wprowadzenie w przemyśle nadawania przez SIMP uprawnień dla personelu robotniczego obsługującego drogie, skomplikowane, czy niebezpieczne urządzenia mechaniczne, podobnie jak to ma miejsce w zastosowaniu do urządzeń elektrycznych, dla obsługi których uprawnienia nadaje SEP. W związku z powyższym Zarząd Sekcji Lotniczej SIMP zwraca się z apelem do Zarządów Kół Zakładowych o przedyskutowanie zagadnienia z Dyrekcją, Głównym Mechanikiem, Energetykiem oraz innymi specjalistami i nadesłanie wykazu stanowisk pracy, które powinny być objęte uprawnieniami nadawanymi przez Komisję Weryfikacyjną SIMP.

6. Warszawski Oddział Sekcji Lotniczej SIMP zorganizował w dniach 19 i 20 grudnia ub. r. Naradę naukowo-techniczną na temat *Problemy motoszybownictwa, samolotów ultralekkich oraz lekkich zespołów napędowych*. Narada odbyła się z inicjatywy pracownika naukowego Instytutu Lotnictwa mgra inż. J. Bojanowskiego, przy współudziale redakcji „Skrzydła Polska”.

W tematykę narady wprowadził uczestników inż. Bojanowski, po czym następujące referaty wygłosili:

— mgr inż. A. Glass: *Rozwój motoszybowców i samolotów ultralekkich na świecie. Historia rozwoju w Polsce, trendy rozwojowe, klasyfikacje, tendencje ekonomiczno-produkcyjne*.

— mgr inż. J. Borowski: *Rozwój zespołów napędowych do motoszybowców i samolotów ultralekkich. Trendy rozwojowe i produkcyjne. Perspektywy rozwoju w Polsce*.

— mgr inż. J. Fałęcki: *Silnik w wirującym toku jako perspektywiczny zespół napędowy do motoszybowców i samolotów ultralekkich*.

Po ustosunkowaniu się do poruszonych zagadnień przez przedstawicieli Inspektoratu Cywilnych Statków Powietrznych, konstruktorów i autorów projektów (motoszybowców, samolotów lekkich zespołów napędowych) odbyła się dyskusja. Narada zgromadziła około 70 uczestników. Zakończyła się uchwaleniem postulatów i wniosków.

O „Niebezpieczeństwie meteorowym w czasie wyprawy na Księżyc” pisze dr inż. A. Marks. Jak wiemy, nawet bardzo małe meteory mogą przebić ścianę statku kosmicznego w wyniku ich ogromnej prędkości. Mimo rozpowszechnionych poglądów niebezpieczeństwo grożące astronautom ze strony meteoroidów w czasie wyprawy na Księżyc jest znikome z powodu małej gęstości meteorów w przestrzeni kosmicznej. Istnieje tylko nikłe prawdopodobieństwo zderzenia statku kosmicznego z meteorem lub mikrometeorem. Autor omawia zagadnienie niebezpieczeństwa meteorowego podając kilka informacji o wynikach badań przeprowadzonych w ramach programu „Gemini” oraz za pomocą satelitów „Pegasus” i „Explorer” 16.

Procesy przebiegające w komorze silnika raketowego na ciekły materiał pędny omawia mgr inż. R. Wiarek w artykule „Niektóre zagadnienia tworzenia mieszaniny palnej w silnikach raketowych na ciekłe materiały pędne”. Autor podkreśla wagę roli przygotowania mieszaniny palnej, omawia istotny wpływ głowicy wtryskowej na formowanie się i przebieg procesów mieszania składników materiału pędnego. Ponadto przedstawia zagadnienie badania głowicy wtryskowej.

W artykule „O określaniu współczynnika sprężystości materiałów laminatowych” mgr inż. T. Chyliński wykazuje na dwóch przykładach liczbowych, że wyznaczanie modułu sprężystości E materiałów laminatowych ze strzałki ugięcia belki obciążonej siłą skupioną przy zastosowaniu typowych wzorów prowadzi do znacznych błędów, które są spowodowane wpływem odkształceń postaciowych i wskazuje jaką należy stosować metodę, aby uniknąć błędów.

Składowe elementy radarowego systemu dokładnego podejścia do lądowania GCA (urządzenia PAR i SRE) oraz współdziałające z tym systemem urządzenie ILS omawia inż. W. Barski w artykule „Radarowy system dokładnego podejścia do lądowania i niektóre zagadnienia jego instalowania na lotniskach”. Autor przedstawia alternatywne zastosowania systemu GCA i urządzeń ILS na lotniskach komunikacyjnych. System GCA wykorzystywany jest jako uzupełnienie urządzeń ILS albo jako samostojący system, gdy zainstalowanie urządzeń ILS jest niemożliwe lub niepotrzebne. Autor charakteryzuje obecne wyposażenie polskich lotnisk w systemy GCA i urządzenia ILS.

W artykule „Efektywność ekonomiczna i problemy rozwoju Polskich Linii Lotniczych „Lot” dr inż. M. Żylicz omawia wyniki wprowadzenia w 1968 r. w PLL „Lot” nowego systemu finansowego. System ten ujawnił rentowność linii zagranicznych i ogólną rentowność przedsiębiorstwa oraz dał możliwości oparcia jego działalności gospodarczej na jednolitych kryteriach. Linie zagraniczne PLL „Lot” zapewniają uzyskiwanie dewiz po niskim kursie, jednak dalsze możliwości rozwoju europejskich linii „Lotu” są ograniczone. Poza tym daje się obserwować odpływ pasażerów z tych linii na połączenia bezpośrednie. Wzrost przewozów zagranicznych jest więc uzależniony od uruchomienia linii dalekiego zasięgu w jak najkrótszym czasie. W zakończeniu artykułu autor podaje propozycje dotyczące środków finansowych potrzebnych do dalszego rozwoju PLL „Lot”.

W artykule „Wpływ balastu wodnego na obciążenia szybowca” mgr inż. W. Staffiej podaje propozycje ujednoczenia prędkości charakterystycznych szybowca dla lotu z balastem i bez balastu przy jednoczesnym zwiększeniu współczynnika bezpieczeństwa konstrukcji, które są wynikiem dokładnej analizy wpływu balastu na obciążenia skrzydła, usterzeń i kadłuba. W artykule podane jest zestawienie obciążeń szybowca „Cobra” 17, projektowanego na Szybowcowe Mistrzostwa Świata w USA — bez balastu i z balastem.

TRYBUNA LOTNIKÓW

zaprasza wszystkich pracowników lotnictwa do wzięcia udziału w dyskusji przedkongresowej na temat problemów polskiego lotnictwa.

Apel do inżynierów i techników lotnictwa opracowany przez Sekcję Lotniczą Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników oraz Sekcję Główną Komunikacji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Polskich opublikowaliśmy w numerze marcowym.

Wnioski i postulaty należy przysyłać na hasło:
pod adresem:

VI KONGRES TECHNIKÓW POLSKICH — TRYBUNA LOTNIKÓW
Redakcja miesięcznika **TECHNIKA LOTNICZA I ASTRONAUTYCZNA**
Warszawa, ul. Czackiego 3/5

technika lotnicza i astronautyczna

MIESIĘCZNIK
SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XXV KWIECIEŃ Zeszyt 4

Adres Redakcji: Warszawa, ul. Czackiego 3/5,
tel. 27-01-75

Wydawca: Wydawnictwa Czasopism Technicznych
NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5.

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Marks: Silniki raketowe statku „Apollo”-LM	1
A. Glass: Rozwój motoszybowców i samolotów słabosilnikowych	3
J. Borowski: Rozwój zespołów napędowych do motoszybowców i samolotów słabosilnikowych	9
J. Fałęcki: Silnik Wankla przyszłościowym napędem motoszybowców i samolotów słabosilnikowych	13
T. Królikiewicz: Samoloty i śmigłowce na 28 Salonie Lotniczym w Paryżu — dok.	17
M. Żylicz: Opłacalność przewozów lotniczych dalekiego zasięgu — dok.	21
Z. Pytlewski: Walka z warstwą błota i wody na nawierzchniach lotniskowych	24
M. Zebrowski: Rejestrator lotu i pracy silników „Astrolog”	26
Motoszybowiec SFS31	28
NOWOŚCI TECHNICZNE	29
Gustaw Andrzej Mokrzycki	35
WIADOMOŚCI Z TERENU	
Sprawozdanie ze spotkania Weteranów Lotnictwa w Bydgoszczy zorganizowanego z okazji 50-lecia Polskiego Lotnictwa Sportowego i obchodów 25-lecia Polski Rzeczypospolitej Ludowej	35
II Krajowe Zawody Śmigłowcowe w Świdniku	36
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP II okł.	
LOTNICZE PRZEDSIĘBIORSTWA ŚWIATA	
Alitalia	IV okł.
Co piszą inni	IV skrz.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa
Czackiego 3/5

Redaktor naczelny:
mgr inż. Stefan Sulkowski
Sekretarz redakcji:
M. Klara Szurmak
Redaktorzy działowi:
dr B. Dostatni, mgr inż. A. Gołędziński, inż. A. Hadrawa, mgr inż. W. Kordziński, mgr inż. S. Lassota, inż. K. Szumielewicz, mgr inż. W. Zaremba
Rada Programowa:
Prof. dr inż. W. Fiszdon, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. E. Kotodziński, mgr M. Kowleski, red. Jerzy R. Koniczny, mgr inż. J. Kucharski, mgr inż. A. Lewkowicz, prof. mgr inż. H. Muster, mgr inż. W. Nowakowski, mgr inż. W. Piętrzak, gen. dyw. pil. J. Raczkowski, mgr inż. M. Sikorski, mgr inż. S. Sulkowski, prof. dr I. Tarski, mgr inż. W. Wilanowski.

Zakład Kolportażu WCT NOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12,
tel. 26-30-16.

Wrocławska Drukarnia Dziełowa. Zam. 184/C — C-20
Nakład 1600 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86.

Cena pojedynczego egz. zł 12.— Prenumerata roczna zł 144.—

Ракетные двигатели космического корабля „Аполлон-1М

В статье представлены требования каким должны отвечать двигатели космических кораблей „Аполлон” и 1М, даются основные данные двигателей и установка топливной системы. Рассматриваются некоторые проблемы связанные с конструкцией топливных баков и системы питания топливом.

GLASS A.

629.734.336

Развитие мотопланеров и самолетов с маломощными двигателями

В статье дается определение самолетов с маломощными двигателями FAI, представлена история развития самолетов с маломощными двигателями и мотопланеров в Польше и во всем мире. Кроме того в статье представлено техническое состояние этой области авиации на сегодняшний день в странах западной Европы и подчеркнута ее экономически обоснованное быстрое развитие, а также перспективы на будущее. Указывается на целесообразность конструкции и производства двухместного учебного мотопланера, а также создание возможности любителям конструировать самолеты с маломощными двигателями объединяя их при аэроклубах.

BOROWSKI J.

629.7.03:629.734.336

Развитие силовых установок для мотопланеров и самолетов с маломощными двигателями

В статье дается краткий обзор авиационных двигателей малых мощностей, применяемых для приводов мотопланеров и малых самолетов. В большинстве случаев для этих целей применяются модифицированные двигатели легкого автомобиля „Volkswagen”, конструируются двигатели малой мощности. В Польше нет двигателя такого типа, однако по мнению автора имеется возможность, при помощи небольших финансовых средств, приспособить для этих целей в любительских конструкциях двигатели от легковых автомобилей „Suzena” и „Trabant”. Имеется также возможность изготовления нового двигателя мощностью около 50 л.с. (для двухместного планера) основанного на основных элементах двигателя с легкового автомобиля „Trabant”.

FAŁĘCKI J.

621.437:629.7.03.5.2:629.734.336

Двигатели с вращающимся поршнем (Ванкеля) перспективной силовой установкой мотопланеров и самолетов с маломощными двигателями

Двигатель с вращающимся поршнем благодаря таким его преимуществам как равномерная работа, относительно малопомутная работа, малый мидель, легкий запуск, простота конструкции и обслуживания, по мнению автора в будущем сыграет существенную роль в приводах мотопланеров и малых самолетов. Применяемые для этих целей двигатели с вращающимся поршнем (Ванкеля) в начале будут модификациями промышленных двигателей. В статье описывается единственный двигатель Ванкеля, находящийся в настоящее время в производстве, предназначенный для мотопланеров, Fichtel—Sachs KM 48, который является модификацией промышленного двигателя. Описываются во возможности приспособления для авиационных целей других двигателей этой фирмы таких как: KM 914 и KM 30. Оба эти двигателя предназначены для аэросаней, а также двигателя автомобильного NSU KKM 150.

PYTLEWSKI Z.

656.71.004.5

Борьба со слоем грязи и воды на аэродромных покрытиях

В статье представлены опасности, выступающие во время старта и посадки самолетов на аэродромных покрытиях, покрытых слоем грязи и воды и описаны методы их преодоления при положительных и отрицательных температурных условиях. Кроме того приведена зависимость роста длины разбега самолета от толщины слоя грязи и от тяги двигателей на единицу веса самолета.



Dr inż. ANDRZEJ MARKS

621.455:629.7.036.54:629.788 Apollo : 523.3

SILNIKI RAKIETOWE STATKU „APOLLO“-LM

W artykule omówiono wymagania jakim muszą sprostać silniki statku „Apollo”-LM, przytoczono ich podstawowe dane łącznie z danymi na temat układu zbiornikowego i poruszono niektóre problemy związane z ich budową i zasilaniem materiałem pędnym.

Jak wiadomo, w czasie wyprawy na Księżyc statku „Apollo”-LM konieczne jest zrealizowanie następujących standardowych manewrów zamieszczonych w tabelicy 1 (podano dane przeciętne, które stosownie do okoliczności ulegają pewnym zmianom).

Tabela 1

Czas od startu z Ziemi [h]	Manewr	Zmiana prędkości [m/s]
6; 67	korektura kierunku i prędkości	± 50
77	przekształcenie w satelitę Księżyca	- 900
81	„ukołowanie” orbity wokółksiężycowej	- 50
94	początek zniżania lądownika LM	- 22
95	lądowanie na Księżycu	-2000
119	start z Księżyca	+1850
136	odlot ku Ziemi	+1100
142; 218	korektury kierunku i prędkości	± 50

Jak widać są to niebagatelne zmiany prędkości, które poza tym muszą być wykonane z wielką dokładnością, gdyż uzależnione od nich jest nie tylko powodzenie wyprawy, ale po prostu życie astronautów.

W tym celu statek „Apollo” — LM musi mieć silniki raketowe wytwarzające ciąg o odpowiedniej wartości i przez odpowiedni okres czasu, czyli posiadające odpowiednio duże zapasy składników materiału pędnego. Silniki te muszą odznaczać się niezawodnością działania, a jednocześnie muszą mieć możliwie prostą konstrukcję i być możliwie lekkie.

Rozwiązanie tego zadania rozpoczęto od wyboru składników materiału pędnego. Zdecydowano się zastosować jako paliwo aerozynę 50, stanowiącą mieszaninę pół na pół (masowo) bezwodnej hydrazyny i niesymetrycznej dwumetylohydrazyny, i jako utleniacz — czterotlenek azotu. Składniki te odznaczają się bowiem dużą wydajnością energetyczną, nadają się do długotrwałego

przechowywania w warunkach lotu kosmicznego (nie są substancjami kriogenicznymi), tworzą mieszaninę samozapalającą i mają względnie duży ciężar właściwy.

Z kolei biorąc za punkt wyjścia ciężar * kabiny statku „Apollo” (5700 kG); ciężar kabiny lądownika LM (2200 kG), wydajność energetyczną składników materiału pędnego i wartości wymaganych zmian prędkości, można było określić cechy charakterystyczne silników i wielkość zapasów składników materiału pędnego, wraz z uwzględnieniem niewielkich rezerw.

Konstruktorzy budujący lądownik stwierdzili, na podstawie analiz teoretycznych i doświadczeń praktycznych, że kabina lądownika musi mieć silnik startowy wytwarzający ciąg 1590 kG, a zapasy składników materiału pędnego dla tego silnika muszą mieć ciężar rzędu 2400 kG. (Oprócz tego na zewnątrz kabiny znajduje się 16 raketowych silniczków sterujących z zapasem składników materiału pędnego wynoszącym około 300 kG).

Żeby umożliwić uprzednie lądowanie kabiny na Księżycu lądownik LM ma człon hamujący z silnikiem wytwarzającym regulowany ciąg o wartości od 470 do 2790 kG, który w razie potrzeby można jeszcze zwiększyć do 4480 kG. Silnik ten zamocowany jest przy tym wahliwie, co umożliwia sterowanie kierunkiem lotu. Zapasy aerozyny 50 i czterotlenku azotu dla silnika hamującego mają ciężar rzędu 8200 kG, a konstrukcja członu hamującego — 1900 kG. (Cały lądownik ma więc ciężar rzędu 15 000 kG).

Z kolei, wobec tego że statek „Apollo” wraz z lądownikiem musi być po przylocie w sąsiedztwo Księżyca przekształcony w jego satelitę, a następnie musi odlecieć z sąsiedztwa Księżyca ku Ziemi, do kabiny „Apollo” jest przymocowany tzw. człon służbowy, będący w istocie rzeczy przede wszystkim członem raketowym. Ma on ciężar rzędu 23 500 kG, z czego 18 600 kG

* Wszystkie ciężary odnoszą się oczywiście do warunków ziemskich (przyp. redakcji).

Tablica 2

Czas od startu [h]	Manewr	Silnik	Czas działania [s]	Ciąg [%]
6; 67	korektura kierunku i prędkości	statku „Apollo”	0 ÷ 10	100
77	wprawienie w okołoksiężycowy ruch orbitalny	statku „Apollo”	360	100
81	„ukolowienie” orbity wokółoksiężycowej	statku „Apollo”	15	100
94	początek zniżania LM	hamujący LM	15	10
95	lądowanie na Księżycu	hamujący LM	540	40
			90	60
			75	25
119	start z Księżyca	startowy LM	440	100
136	odlot ku Ziemi	statku „Apollo”	150	100
142; 218	korektury kierunku i prędkości	statku „Apollo”	0 ÷ 5	100

przypada na składniki materiału pędnego dla silnika raketowego wytwarzającego ciąg 9300 kG. Oprócz tego na zewnątrz członu znajduje się jeszcze 16 raketowych silniczków sterujących; w silniczeki tego rodzaju jest również wyposażona sama kabina „Apollo”. Statek „Apollo” ma łączny ciężar przeszło 29 000 kG, a cały zespół „Apollo” — LM waży bez mała 45 000 kG.

W tablicy 2 przytoczono dane dotyczące pracy silników w czasie wykonywania zasadniczych manewrów w locie na Księżycu.

Tablica 3 zawiera podstawowe dane techniczne silników.

W celu zapewnienia dużej niezawodności i dokładności działania silników zdecydowano się na ciśnieniowy system przetłaczania składników materiału pędnego ze zbiorników do komór spalania. Jako gaz przetłaczający stosowany jest hel. W statku „Apollo” i kabinie lądownika LM jest on przechowywany w stanie sprężonym w normalnej temperaturze, natomiast w członie hamującym lądownika LM w stanie sprężonym, lecz w temperaturze kriogenicznej.

Kilka danych o systemie zbiornikowym i przetłaczającym w statku „Apollo” — LM zamieszczono w tablicy 4.

Tablica 3

	Silnik statku „Apollo”	Silnik hamujący LM	Silnik startowy LM
Ciąg [kG]	9300	470 ÷ 2690; 4480	1590
Ciężar [kG]	366	178	92
Długość [mm]	3875	2155	1295
Średnica wylotu dyszy [mm]	2490	1475	790
Ciśnienie w komorze [kG/cm ²]	7 ± 0,25	7,75 ± 0,78	8,45 ± 0,55
Czas działania [s]	750	910	600
Stosunek paliwa do utleniacza (masowo)	1 : 1,6 ± 0,02	1 : 1,6 ± 0,02	1 : 1,6 ± 0,06
Temperatura składników materiału pędnego [°C]	-1 ÷ +49	+4,5 ÷ +38	+4,5 ÷ +49

Wnikliwej staranności wymagało opracowanie systemu przewodów i zaworów służących do przetłaczania składników mieszanki paliwowej ze zbiorników do silników. System ten musi bowiem odznaczać się bezwzględną dokładnością i pewnością działania, być niewrażliwy na zakłócenia, mieć możliwie prostą i lekką konstrukcję przy jednoczesnym zastosowaniu dublowania pewnych elementów i rezerwowych zakresów działania.

W członie raketowym statku „Apollo” w systemie zasilania stosowane są zawory uruchamiane elektrycznie i pneumatycznie, przy czym jako gazu roboczego używa się sprężonego azotu, w członie hamującym i startowym lądownika stosuje się w tym celu zawory elektryczne i hydrauliczne, przy czym cieczą hydrauliczną jest paliwo.

Dla zapewnienia prostoty konstrukcji silników stosowany jest w nich ablacyjny system chłodzenia i system chłodzenia przez zwykłe wypromieniowywanie ciepła.

W trakcie budowy silników niespodziewanie przekonano się, że poważny problem, zwłaszcza w warunkach oczekiwania na start z Ziemi, stanowiło zapewnienie należytej szczelności całego układu i zabezpieczenia konstrukcji przed korozją. Dla zmniejszenia korozji

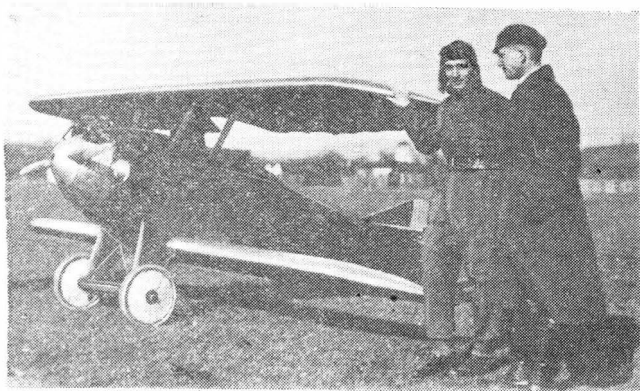
Tablica 4

		Statek „Apollo”	Człon hamujący LM	Kabina LM
Zbiorniki materiału pędnego	kształt zbiorników	cyldryczny	cyldryczny	kulisty
	liczba zbiorników	4	4	2
	długość zbiornika [mm]	3900	1780	1270
	ciężar zbiornika [kG]	93,0	52,1	17,2
	tworzywo zbiornika	tytan	tytan	tytan
Zbiorniki helu	liczba zbiorników	2	1	2
	ciężar zbiornika [kG]	144	51,6	21,1
	ciężar helu w zbiorniku [kG]	20,0	25,0	3,0

okazało się konieczne dodawanie do czterotlenku azotu 0,5 ÷ 1% tlenku azotu. Pewne trudności nastęrczyło także roztwarzanie się helu w składnikach materiału pędnego. Wydzielające się następnie pęcherzyki helu powodowały niestateczność procesu spalania (wzbudzone przy tym drgania miały małą częstotliwość).

W czasie budowy silników okazało się, że nadzwyczaj ważny problem stanowi niezwykle dokładne wykonanie głowicy wtryskowej. Stwierdzono przy tym, iż w komorze spalania konieczne jest instalowanie systemu żeber zwiększających stateczność procesu spalania, gdyż bez tych żeber pojawiały się drgania o dużej częstotliwości.

W wyniku wieloletnich wysiłków konstrukcyjnych i badawczych udało się ostatecznie zbudować silniki, które, jak do tej pory, całkowicie bezawaryjnie wypełniły nałożone na nie zadania i pozwoliły na pomyślną realizację dwóch wypraw ludzi w sąsiedztwo Księżyca („Apollo” 8 i 10) i dwóch wypraw na jego powierzchnię („Apollo” 11 i 12).



1. Jeden z polskich słabosilnikowych samolotów amatorskich D-1 „Cykacz” z 1925 r.

Budowane do 1960 r. motoszybowce były bądź niezbyt dobrymi szybowcami z silniczkami, bądź miernymi samolotami słabosilnikowymi. Idea motoszybowca została zrealizowana dopiero na początku lat sześćdziesiątych. Bowiem dopiero w ostatnich latach powstały pierwsze motoszybowce zdolne do lotów termicznych. Np. w 1968 r. SF-27M W. Collé wykonał przelot 573 km zaliczony jako warunek do odznaki diamentowej. Również motoszybowce zbliżone do samolotów słabosilnikowych osiągnęły ostatnio wysoki poziom, czego dowodzi przelot M. Slovaka na RF-4D przez Atlantyk w 175 h 42 min. w maju 1969 r. W okresie 1920—1960 na świecie równocześnie istniało 20—50 motoszybowców, głównie prototypów. W ostatnim pięcioleciu liczba ta wzrosła do 500. Można przeto stwierdzić, iż motoszybowiec stał się maszyną użytkową.

Definicje i klasyfikacja

W samolotach sportowych przeważnie przypada około 60 KM mocy na jedną osobę. Samoloty, w których moc na jedną osobę wynosi 20—40 KM zwykle nazywają się słabosilnikowymi, czy jak kto woli — ultralekkimi. Dawne przepisy FAI motoszybowcami nazywały konstrukcje jednomiejscowe z silnikiem o mocy poniżej 25—30 KM, a zarazem zdolne do lotu szybowego tzn. żaglowego i termicznego.

Obecnie komisja szybowcowa FAI opracowała nową definicję motoszybowca, która ma być zatwierdzona w 1970 r. Ponieważ wprowadza ona dużą zmianę w pojęciu motoszybowca, należy wymienić jej zasadnicze punkty, zgodnie z którymi motoszybowiec:

- a) potrafi samodzielnie wystartować oraz włączyć silnik dla uniknięcia przymusowego lądowania;
- b) spełnia następujące ograniczenia techniczne:
 - 1 — ciężar w locie — maks. 750 kG
 - 2 — obciąż. mocy — min. 9 kG/KM, czyli dla 750 kG maks. moc — 83,5 KM
 - 3 — liczba miejsc — maks. 2
 - 4 — rozpiętość 14 m
 - 5 — doskonałość — min. 20 lub min. 20 dla 2-miejscowych i 25 — 1-miejscowych
 - 6 — wznoszenie — co najmniej 1,3 m/s
 - 7 — długość startu — maks. 600 m na wys. 15 m, bez wiatru
 - 8 — prędkość przeciągnięcia — maks. 75 km/h
 - 9 — doskonałość z wysuniętymi hamulcami — maks. 8 przy $V = 1,4$ min.
 - 10 — zapas paliwa — maks. 37,4 l dla 1-miejscowych i 49,8 l dla 2-miejscowych.

Z wymagań tych wynika, iż spowodują one przewrót w motoszybownictwie — dyskwalifikując niektóre z istniejących konstrukcji o zbyt skromnych osiągnięciach. Natomiast niektóre samoloty słabosilnikowe staną się motoszybowcami. Jeszcze większą rewolucją jest propozycja połączenia rekordów szybowcowych i motoszybowcowych w jedną klasę, czyli zrównanie ich w prawach oraz możliwość udziału motoszybowców w Szybowcowych Mistrzostwach Świata.

W tej sytuacji należy dziś odrzucić stare definicje i przyjąć nowy podział na:

- motoszybowce
- samoloty słabosilnikowe.

Praktycznie biorąc największą mocą stosowaną w tych kategoriach jest dziś 68 KM.

Należy też odpowiedzieć na pytanie, czy wszystkie samoloty amatorskie mieszczą się w tych dwóch kategoriach. U nas w zasadzie tak. Lecz w wielu krajach jako konstrukcje ama-

torskie powstają latające kopie samolotów historycznych, zwane replikami, samoloty wyścigowe (tzw. racer) czy samoloty sportowe o mocy 90 KM lub więcej — nie mieszczą się w kategorii samolotów słabosilnikowych. Warto zauważyć, iż wszystkie motoszybowce zbudowane po wojnie w Polsce — amatorskie i nieamatorskie — nie będą w myśl nowych przepisów FAI motoszybowcami, lecz słabosilnikowymi samolotami. Wydaje się, że polskie przepisy budowy samolotów i szybowców powinny dać bardziej elastyczny podział, tzn. podział na:

- motoszybowce wyczynowe — odpowiadające przepisom FAI
- motoszybowce niewyczynowe — o dokładności powyżej 12
- samoloty słabosilnikowe.

Uzasadnienie tej propozycji jest proste. Przepisy dla motoszybowców są zwykle takie same jak dla szybowców, czyli mniej ostre od samolotowych — natomiast istnieją szybowce o małej doskonałości i nikt nie obawia się, że nie doleczą do lądowiska.

Historia rozwoju motoszybowców i samolotów słabosilnikowych na świecie i w Polsce

Samoloty słabosilnikowe

Samolot narodził się jako słabosilnikowy. Samolot braci Wright (1903 r.) miał 12 KM, samolot na którym Bleriot przeleciał kanał La Manche w 1909 r. — 25 KM. Jeden z pierwszych samolotów sportowych zbudowanych po I Wojnie Światowej, 45-konny Farman „Sport” z 1920 r. nie odegrał większej roli w lotnictwie sportowym. Rolę pierwszych samolotów szkolno-sportowych spełniły w tym okresie samoloty z I Wojny Światowej: Caudron G-3 i Hanriot 14, oba z silnikiem 80 KM. Były to samoloty o obciążeniu powierzchni nośnej 22—26 kG/m². O motoszybowcowych zaletach Hanriota świadczy uzyskanie na nim w 1923 r. przez Francuza Thoret szybowcowego rekordu długości lotu zboczowego — 7 h. W 1925 r. powstał pierwszy naprawdę udany samolot sportowy — angielski DH 60 „Moth”. Był to dwumiejscowy samolot z silnikiem o mocy 60 KM. „Mothów” zbudowano 1600, jego ulepszonej odmiany z 1931 r. — „Tiger Moth” (130 KM) — 6000. Przekroczenie przez samoloty sportowe mocy 100 KM wywołało na początku lat trzydziestych falę zainteresowania samolotami słabosilnikowymi. Francuz Henri Mignet tworzy w 1933 r. swą jednomiejscową „Pchłę Powietrzną” („Pou du Ciel”). Zbudowano amatorsko 200 samolotów tego typu z silnikami od 22 do 40 KM. Od 1928 r. w USA produkowano dwumiejscowe samoloty Aeronca z silnikiem 40 KM, a następnie 65 KM, łącz-

ROZWÓJ MOTOSZYBOWCÓW I SAMOLOTÓW SŁABOSILNIKOWYCH

Tablica 1. Samoloty słabosilnikowe

Nazwa	Rok	Liczba miejsc	N	R	S	Q_w	Q	Q/S	Q/N	v_{max}	v_{min}	w_{wz}	L	r	Produkcja
Bleriot IX	1909	1	25	7,8	14	220	320	23	12,7	76	55	1,4	500		1009
„Pou du Ciel”	1933	1	40	6,7	13	160	250	19	6,2	112	50	2,5	320		209
Turbulent D-3	1952	1	28	6,5	7,5	155	280	38	10,0	140	45	2,5		160	100
Jodel „Bebé”	1948	1	26	7,0	9	162	272	30	10,5	150	50	2,0	460	110	400
Nipper	1957	1	45	6,0	7,5	187	300	40	6,7	163	57	3,0	320	95	40
Aeronca C-3	1928	2	40	11,0	13,2	260	460	35	11,5	152	56	2,3	320		500
Praga „Airbaby”	1934	2	40	11,0	15,2	290	490	32	12,2	150	60	1,7	450	140	149
Zlin XII	1935	2	45	10,0	12	290	520	43	11,5	155	75	2,2	300		200
DH60 „Moth”	1925	2	60	9,1	22,6	350	560	25	9,3	145	70	2,2	510		1600
Meteor FL-53	1953	2	65	9,8	13,9	360	570	41	8,8	165	45	2,0	420	170	(500)
Piper „Cub”	1935	2	65	10,7	16,8	330	550	33	8,5	160	63	2,6	480		20 000
Jodel „Club”	1950	2	65	8,2	12,7	320	505	40	7,8	180	65	2,9	600	220	1000
Jodel „Emeraud” CP-30	1955	2	65	8,0	10,8	344	610	56	9,4	180	60	3,5	800	120	150
RWD-16 bis	1938	2	64	11,0	14,9	370	610	41	9,6	180	70	3,0	700		1
RWD-23	1939	2	60	11,1	16,0	325	550	34	9,2	171	65	2,5	450		1
„Żak”-3	1947	2	65	11,8	16,8	400	620	37	9,5	155	90	2,7	310	140	10
PZL-102 „Kos” A	1958	2	65	8,5	11,0	396	595	54	9,2	165	76	2,1			1

Objaśnienie oznaczeń znajduje się na str. 5

nie zbudowano ich 6000. W Czechosłowacji zbudowano 140 dwumiejscowych górnopłatowców „Air Baby” o mocy 40 KM i 300 dwumiejscowych dolnopłatowców Zlin XII z silnikiem 45 KM, zaś we Włoszech — 500 dwumiejscowych dolnopłatowców Meteor FL-3 z silnikiem 65 KM.

W okresie II wojny światowej i po wojnie zbudowano w USA łącznie 20 000 dwumiejscowych samolotów Piper „Cub” z silnikiem 65 KM. Po wojnie szczególnie popularne stały się konstrukcje francuskie: jednomiejscowy Jodel „Bebé” (26—45 KM), którego zbudowano amatorów ponad 400, dwumiejscowy Jodel „Club” (65 KM), którego zbudowano około 1500. W ilości kilkuset został zbudowany dwumiejscowy dolnopłatowiec Piel C-30 „Emeraud” (65 KM). Bardzo interesujący jest jednomiejscowy samolot Nipper (45—55 KM), produkowany w Anglii, lecz wywodzący się z Holandii.

Oczywiście na świecie zbudowano dotychczas kilka tysięcy typów samolotów słabosilnikowych — a tu zostały wymienione tylko te, które odniosły duże sukcesy produkcyjne, czyli były wyjątkowo udane.

Jak przebiegał rozwój samolotu słabosilnikowego w Polsce? W latach 1925—26 w czasopiśmie „Lotnik” ukazał się cykl artykułów W. Korbela pt. *Jak zbudować szybowiec i samolot sportowy*. Wydarzenie to zbiegło się ze stabilizacją gospodarczą w kraju oraz z zaawansowaniem w studiach w Politechnice Warszawskiej grupy entuzjastów skupionych w Sekcji Lotniczej. W wyniku — w latach 1926—1927 rozwija się w Polsce amatorska konstrukcja samolotów znajdująca oparcie w Centralnych Warsztatach Lotniczych, warsztatach pułków lotniczych i LOPP (Liga Obrony Powietrznej i Przeciwgazowej), Politechnice i powstających wówczas aeroklubach — otwierając dostęp do materiałów lotniczych, narzędzi i obrabiarek, silników lotniczych, fachowej pomocy i konsultacji. Dzięki temu w całości w 1927 r. na starcie I Krajowego Konkursu Awionetek stanęło 7 samolotów słabosilnikowych, głównie z silnikiem 45 KM. W II Krajowym Konkursie Awionetek wzięło udział 14 samolotów z silnikami o mocy 45—60 KM. W obu konkursach brały udział pierwsze samoloty RWD, Dąbrowskiego, Praussa, braci Działowskich i innych znanych póź-

niej naszych konstruktorów. Gdy rozwinęły swą działalność wytwórnie RWD i PZL, a w nich rozpoczęli pracę nasi zdolni konstruktorzy, aerokluby otrzymały seryjnie produkowane samoloty sportowe, lecz o mocy przekraczającej 100 KM. Samoloty słabosilnikowe powstawały już w mniejszych ilościach. Budował je J. Sido i bracia Działowscy w Krakowie, J. Morrison w Ostrowiu Wlkp. oraz studenci Politechniki Warszawskiej. Studenci nie znaleźli poparcia w warszawskich wytwórniach lotniczych — traktowani jako konkurencja. Prototypy ich samolotów słabosilnikowych i motoszybowców budowały Harcerskie Warsztaty Szybowcowe znajdujące się na lotnisku mokotowskim. Po 1935 r. — w związku z rozwojem samolotów słabosilnikowych na świecie — również wytwórnie lotnicze rozpoczęły prace na tym polu. Wyrazem tego były prototypy dwumiejscowych dolnopłatowców: RWD-16 bis (64 KM) oraz RWD-23 (60 KM).

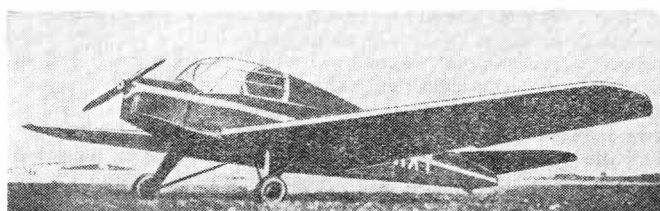
Po II wojnie światowej pierwszym polskim samolotem słabosilnikowym był dwumiejscowy „Żak” (65 KM) z 1947 r., który w wersji „Żak”-3 był zbudowany w liczbie 10 sztuk. Następny był CSS-10A z 1948 r. i PZL-102 „Kos” A z 1958 r. — oba dwumiejscowe z silnikiem 65 KM, lecz obydwa miały zbyt małą moc i dopiero ich wersje z silnikiem o mocy rzędu 100 KM były udane. „Czajka” S. Sobkova z 1956 r. była na granicy samolotów słabosilnikowych, gdyż miała 75 KM, a była jednomiejscowa. Zbudowane u nas ostatnio konstrukcje „Stratus”, „Cirrus”, „Prząśniczka” czy Moto-ABC to w dawnym pojęciu motoszybowce, a w nowym — samoloty słabosilnikowe.

Motoszybowce

Motoszybowiec, czyli szybowiec z napędem pomocniczym, narodził się w zasadzie po I wojnie światowej, chociaż pierwszy samolot Wright był poniekąd motoszybowcem, zaś szybowiec Wright z 1911 r. był przeróbką samolotu Wright B.

Szybowiec sportowy i motoszybowiec zaczął rozwijać się po 1919 r. w Niemczech w wyniku traktatu wersalskiego, który ograniczył ich działalność lotniczą, a okresowo zakazał budowy samolotów. Szukając wyjścia z tej sytuacji Niemcy rozpo-

2. Samolot RWD-16 z 1936 r.



3. Samolot RWD-23 z 1939 r.



Tabela 2. Współczesne motocyklowe zagraniczne

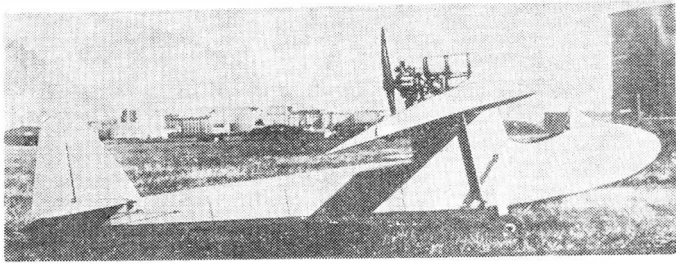
Nazwa	Kraj	Rok	Liczba miejsc	Silnik	N	R	S	Q/w	Q	Q/S	Q/N	v _{max}	v/przel	v/min	v/ucz	L	r	d	w _{op}	Produkcja (zamówienia)
SF-24 „Motorspatz”	NRF	1964	1	Stihl	8	15	11,7	185	285	24	40	—	—	—	—	—	—	20	—	—
Ka-8B	NRF	1966	1	Stihl	8	15	14,1	150	310	22	39	—	—	—	—	—	—	—	—	—
Letov MK4 „Kocour”	CSRS	1968	1	Trabant	24	6	7,2	220	250	35	10,5	170	140	70	—	400	80	—	—	—
Raab „Krane” IV	NRF	1965	1	Solo-Hirth	26	12	14,4	216	340	23,6	13	120	—	45	1,5	—	—	20	0,95	11
Fauvel AV-45	Francja	1959	1	Solo-Hirth	23	13,7	15,9	246	350	25	15	—	80	—	2,8	—	—	27	0,80	1
AS-K14	NRF	1968	1	Solo-Hirth	26	14,3	12,7	225	360	28,6	13,8	—	—	62	2,5	—	—	28	0,75	15
SF-24B „Motorspatz”	NRF	1961	1	Brandl	23	14	11,7	225	345	29	13,7	145	110	60	2,0	175	125	20	1,0	24
SF-27M „Zugvogel”	NRF	1967	1	Solo-Hirth	26	15	12,0	270	385	31,5	15	150	—	60	2,0	250	150	35	0,7	1
Fournier RF-3	Francja	1963	1	Rectimo	39	11,2	11	240	350	31,8	8,9	200	170	70	4,0	500	130	18	1,2	90
Fournier RF-4D	Fr./NRF	1967	1	Rectimo	39	11,3	11,2	270	390	34,6	10	210	180	73	3,5	670	130	20	1,35	150
SFS-31 „Milan”	NRF	1969	1	Rectimo	39	15	12	305	420	35	10,5	—	160	68	3	600	150	28	0,8	1
RFB „Sirius”	NRF	1969	1	Nelson	43	17,5	13,8	290	400	29	9,5	—	150	65	2,5	—	—	38	0,65	1/20/
L-13J „Motoblanik”	CSRS	1967	2	Jawa	42	16,2	19,2	360	565	29	12	146	128	55	1,8	180	210	21	—	1
SF-25A „Motorfalke”	NRF	1963	2	Solo-Hirth	26	16,6	17,5	295	465	26,5	17,3	150	—	60	1,4	250	200	19	—	48
SF-25B „Motorfalke”	NRF	1965	2	Stamo	45	16,6	17,5	335	540	31	12	160	130	60	2,0	350	200	20	0,95	51
Fournier RF-5	Fr./NRF	1969	2	Sportavia	63	13,7	15,1	420	650	42,8	10,3	190	185	73	3	700	220	20	1,4	(100)
Fauvel AV-221A	Francja	1965	2	Rectimo	39	15,5	22,5	340	528	23,5	13,5	—	—	—	2	125	—	25	0,9	1
Hirth HI-26	NRF	1970	2	NSU	65	18	22	425	650	29,6	10,0	—	130	62	3,5	—	—	28	0,8	—
„Mose” II	Włochy	1970	2	Nelson	43	18	14,2	360	600	42	15	—	150	69	—	—	220	39	0,63	—

Tabela 3. Motocyklowe polskie

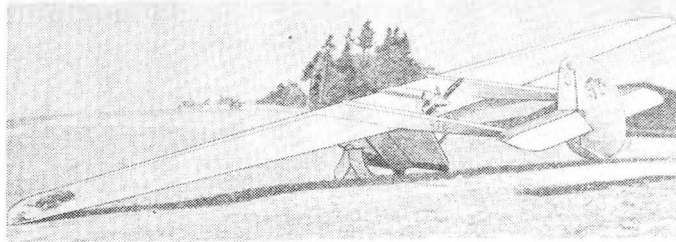
Nazwa	Rok	Liczba miejsc	N	R	S	Q _w	Q	Q/S	Q/N	v _{max}	v _{min}	v _{wz}	L	r	d	w _{op}
„Kogutek, II	1937	1	18	8	10	110	220	22	12,2	100	58	—	—	100	—	—
AMA	1935	1	34	10,5	15	170	290	19,5	8,5	—	—	—	—	—	—	—
ITS-8	1936	1	18	13,6	16,9	190	300	17,8	16,5	118	—	1,3	—	170	—	0,9
ITS-8W	1938	1	25	14,2	16,2	175	295	18,2	11,8	100	60	1,5	250	—	—	1,0
„Smyk”	1937	1	20	10,1	11,5	187	290	25	11,6	160	—	—	—	—	—	—
„Bak” I	1937	1	16	12,2	13,2	170	270	20,5	17	112	52	1,3	—	—	—	1,12
„Bak” II	1938	1	32	12,2	13,2	207	325	24,6	10	152	55	2,5	—	—	—	1,5
„Pegaz”	1949	1	31	11,7	14,8	290	392	26,5	12,6	129	59	1,95	275	100	13	1,25
„Stratus”	1963	1	7	9,3	9,1	110	180	20	25,6	100	48	—	—	250	—	—
„Cirrus”	1968	1	28	12,5	16,9	200	300	17,8	10,7	120	45	—	—	140	—	—

Oznaczenia:

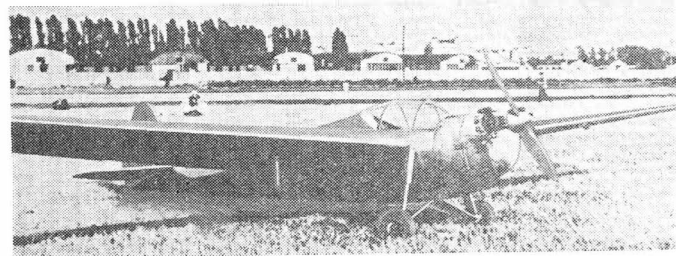
N [KM] — moc; R [m] — rozpiętość; S [m²] — powierzchnia skrzydła; Q_w [kg] — ciężar własny; Q [kg] — ciężar całkowity; v_{max} [km/h] — prędkość maksymalna; v_{przel} [km/h] — prędkość przelotowa; v_{min} [km/h] — prędkość minimalna; w_{wz} [m/s] — prędkość wznoszenia; L [km] — zasięg; — r [m] — rozbieg; d — doskonałość; w_{op} [m/s] — minimalna prędkość opadania



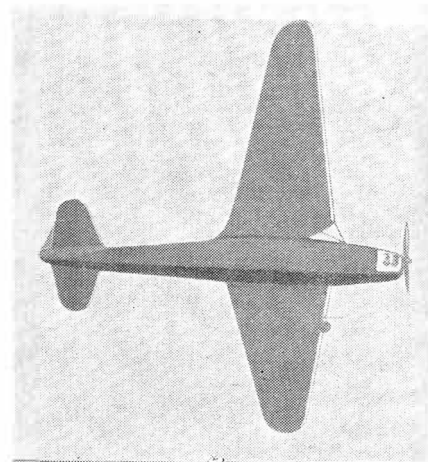
4. Pierwszy polski motoszybowiec AMA z 1935 r.



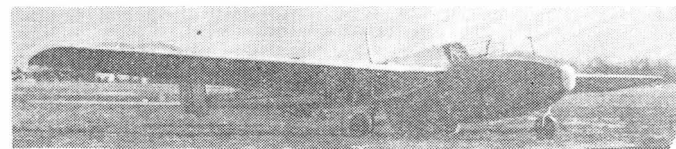
5. Motoszybowiec A. Kocjana ITS-8 z 1936 r.



6. Motoszybowiec A. Kocjana „Bak” I z 1937 r.



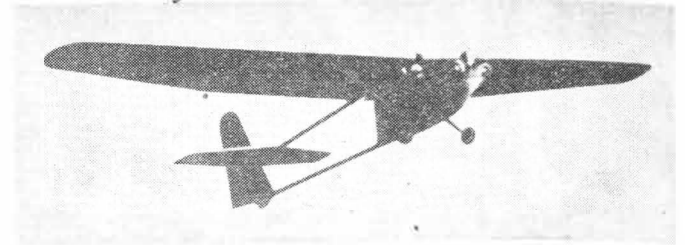
7. Polski motoszybowiec „Smyk” z 1937 roku



8. Polski motoszybowiec „Pegaz” z 1949 r.



9. Polski motoszybowiec „Stratus” z 1963 r.



10. Polska konstrukcja amatorska „Cirrus” z 1968 r.

częli budować szybowce i organizować zawody w Rhön. Na początku lat dwudziestych do zawodów tych dopuszczono szybowce z silnikiem, nazwane motoszybowcami. Była to dalsza próba ominięcia przepisów i rozwijania działalności lotniczej. Powstało wówczas kilkadziesiąt motoszybowców, lecz nie zdały one egzaminu ani jako szybowce, ani jako samoloty słabosilnikowe. Gdy z niemieckiego lotnictwa zdjęto ograniczenia w 1925 r., natychmiast zajęto się w Niemczech budową samolotów sportowych, zaś rozwój szybowców i motoszybowców został zahamowany na kilka lat.

Względnie udane konstrukcje motoszybowców pojawiły się dopiero w połowie lat trzydziestych. Do bardziej rozpowszechnionych należał niemiecki motoszybowiec „Motor-Baby” z silnikiem 16 KM, używany u nas po wojnie pod nazwą „Hulajnoga”, dość trafnie odzwierciedlającą możliwości tej maszyny.

Po II wojnie światowej gwałtowny rozwój motoszybowców zaczął się dopiero w latach sześćdziesiątych — szczególnie we Francji i Niemczech Zachodnich. I pokolenie motoszybowców stanowią konstrukcje o doskonałości 20, które weszły do produkcji w latach 1961—1965. Są to bądź przerabiane szybowce, jak niemieckie „Motorspatz” i „Motorfalke” czy francuskie Fauvel, bądź — konstrukcje nowe, jak Fournier.

II pokolenie motoszybowców to konstrukcje z lat 1968—1970, czyli współczesne. Główną ich cechą jest duża doskonałość wahająca się od 28 do 38. Przeważają wśród nich przerabiane wysokowydajności szybowce, jak np. „Sirius” (przeróbka FK-3), Calif A-20, SF-27M lub wywodzące się z szybowców, jak AS-K14 czy SFS-31.

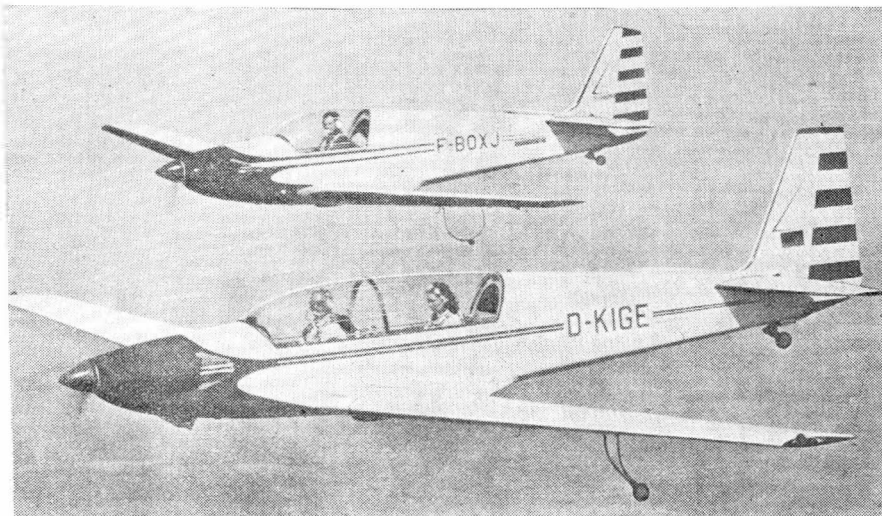
Motoszybowce lat sześćdziesiątych są pierwszymi motoszybowcami w świecie produkowanymi w większych ilościach — zbudowano ich łącznie ponad 500, przy czym największa produkcja przypada na lata 1968—69.

Pierwszym polskim motoszybowcem była jednomiejscowa AMA z 1935 r. o mocy aż 34 KM, co kwalifikowało ją wówczas raczej do słabosilnikowych samolotów. W 1936 r. powstał ITS-8, a w 1937 r. „Bak” I A. Kocjana — oba z silnikiem 16/18 KM. W 1937 r. został zbudowany samolot słabosilnikowy „Smyk” (20 KM), zaliczony do motoszybowców. Rok 1938 dał „Baka” II z silnikiem 32 KM i ITS-8W z silnikiem 25 KM oraz samolot Zalewskiego WZ-XIIb „Kogutek” II z silnikiem 18 KM. Ponadto wypróbowano jeden z szybowców szkolnych z silnikiem 8 KM. W 1939 r. został oblatany samolotik RS-III (20 KM) Scibora-Rylskiego. Wybuch wojny przerwał realizację motoszybowców i samolotów słabosilnikowych — jednomiejscowych „Osa” (18 KM), 555 (30 KM), „Wróbel” (40 KM) oraz dwumiejscowych ITS-7 (30—40 KM) i „Jaskółka” (40 KM). Odrodzeniem tych tradycji po wojnie był ogłoszony w 1946 r. konkurs na motoszybowiec, którego wynikiem było zbudowanie w 1949 r. „Pegaza” (32 KM); miał on być produkowany seryjnie, lecz nie zostało to zrealizowane. W SZD opracowano projekt motoszybowca SZD-27 „Wilk”, jednak przerwano jego rozwój. Dopiero nasi amatorzy-konstruktorzy wskrzesili budowę motoszybowców w Polsce. Pierwszy uczynił to J. Borzęcki z Wrocławia budując w 1963 r. motoszybowiec „Stratus”, do którego wykorzystał częściowo skrzydła od szybowca „Żuraw” oraz dostosował silnik 7 KM od pily mechanicznej. Druga jego konstrukcja to „Cirrus” będący przeróbką szybowca „Salamandra” przez wyposażenie go w silnik VW 28 KM. Za jego przykładem poszli inni konstruktorzy amatorzy. We Wrocławiu zmotoryzowano szybowiec ABC, a w Łodzi Janowski opracował w pełni oryginalną konstrukcję samolotu słabosilnikowego „Prząśniczka” z nowym silnikiem 22 KM zbudowanym w oparciu o cylindry silnika motocyklowego.

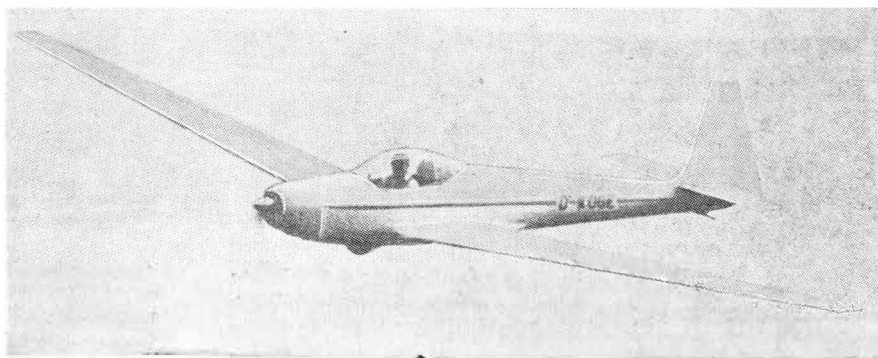
Tendencje ekonomiczne i techniczne

Jedynym realnym sprawdzianem wartości konstrukcji lotniczej jest wielkość produkcji. Daje ona dowód przydatności konstrukcji w danym okresie. Wielu ludzi lotnictwa, w tym

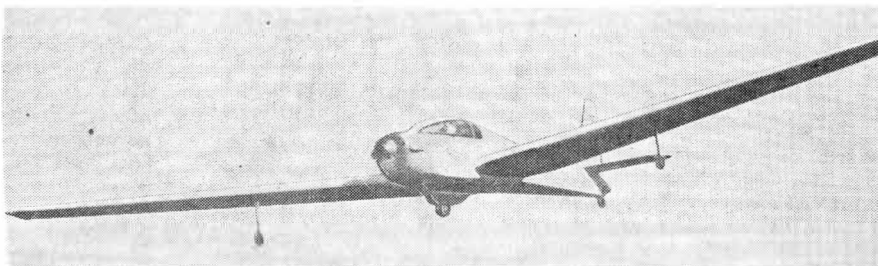
11. Dwumiejscowy motoszybowiec szkolny RF-5 z 1969 r. i samoloto-szybowiec RF-4D z 1967 r.



12. Motoszybowiec wyczynowy AS-K14 z 1968 r.



13. Dwumiejscowy motoszybowiec szkolny SF-25 „Motorfalke” z 1965 r.



także konstruktorów, zapomina o tym i daje się zafascynować atrakcyjnymi opisami prototypów, osiągnięciami oraz ciężarami obliczeniowymi bądź uzyskanymi na prototypie i nie wytrzymującymi próby dłuższej eksploatacji. Dlatego w poniższych rozważaniach wzięto pod uwagę w zasadzie tylko konstrukcje, które znalazły się w produkcji seryjnej.

Najpierw należy określić jakie wymagania stawia się wspólnym motoszybowcom i samolotom słabosilnikowym oraz jakie cechy mają konstrukcje na które zbyt jest największy. Obecnie rozróżnia się 3 rodzaje motoszybowców:

1. Szybowce wyczynowe jednomiejscowe z pomocniczym silnikiem do przetrzymania kryzysu termiki, przy czym są tu dwie podgrupy:

a) startujące za samolotem lub z wyciągarki ze względu na zbyt małą moc silnika (7—10 KM), jak np. Ka-8B Stihl, czy „Moterspatz” Stihl,

b) startujące samodzielnie (silnik 26—43 KM), jak np. SF-27M „Moto-Zugvogel”, AS-K14, SFS-31, „Sirius”, czy projektowany „Moto-Cirrus”.

W obu podgrupach przeważają konstrukcje z chowanym silnikiem lub z silnikiem i wentylatorem w ogonowej* części kadłuba — dla uzyskania dużej doskonałości. Należy podkreślić, że dopiero po 1967 r. powstały pierwsze w świecie motoszybowce o dużej doskonałości pozwalające na realizację idei latania na szybowcu wyczynowym z napędem pomocniczym. Doskonałość dla większości nowych konstrukcji jest rzędu 28, lecz doszła już nawet do 38.

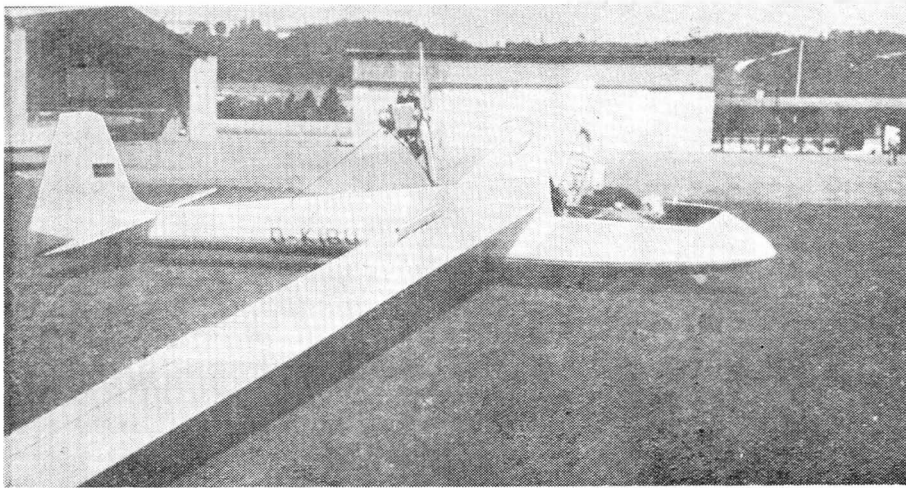
* Patrz TLiA „Nowości techniczne” nr 10/1969 (przyp. redakcji)

2. Dwumiejscowe szkolne wyposażone w silnik o mocy 28, 45 lub 68 KM. Przykładami tej grupy są „Motorfalke” czy RF-5 o doskonałości 20. Jednak warto zauważyć, że projektowany Hirth „Mose” II ma mieć doskonałość 28, zaś Calif A-20 M z wentylatorem w belce ogonowej — doskonałość aż 39. W opracowaniu znajduje się wersja rozwojowa RF-5, oznaczona RF-7, której prototypy będą budowane w dwóch odmianach — metalowej i laminatowej motoszybowców „Motorflake” z silnikiem 28 lub 45 KM i o wznoszeniu 1,4—2 m/s zbudowano do 1969 r. 100, z tego 45 w 1968 r. RF-5 z silnikiem 68 KM i o wznoszeniu 3 m/s wchodzi obecnie do produkcji, przy czym zamówiono już 100 egzemplarzy. Projektowane motoszybowce mają mieć wznoszenie 3,5 m/s.

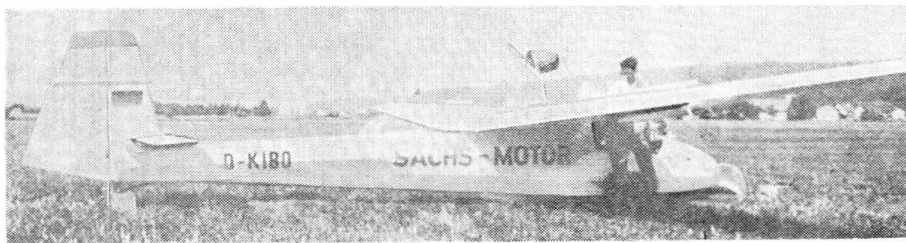
3. Jednomiejscowe samoloto-szybowce czyli samoloty słabosilnikowe o dużej doskonałości (rzędu 20) i dużym wznoszeniu (3,5 m/s), wyposażone w silnik 38—40 KM. Przykładem jest Fournier RF-4D i jego poprzednia wersja RF-3. Łącznie dotychczas wyprodukowano 260 RF-3 i RF-4D, a roczna produkcja wyniosła w 1968 r. aż 90. W opracowaniu znajduje się dalsze rozwinięcie tej konstrukcji oznaczone RF-6, którego prototypy będą budowane w dwóch odmianach — metalowej i laminatowej.

Reasumując można powiedzieć, że istnieją trzy rodzaje motoszybowców znajdujących nabywców:

- 1) wyczynowe rodzaju AS-K14, a w przyszłości „Siriusa”,
- 2) szkolne 2-miejscowe rodzaju RF-5, a w przyszłości „Mose” II lub Calif A-20 M,
- 3) samoloto-szybowce rodzaju RF-4.



14. Motoszybowiec SF-27M „Moto-Zugvogel” z 1967 r.



15. Motoszybowiec z silnikiem Wankla Ka-8B Sachs z 1968 r.

Konstrukcja motoszybowców jest dziś drewniana lub mieszana, lecz już zaczynają ukazywać się motoszybowce metalowe, a niedługo pojawić się mają laminatowe.

Motoszybowców o mocy mniejszej niż 26 KM jest znikoma ilość (6%) i może nastąpić zanik tej kategorii ze względu na bardzo słabe osiągi (autor obserwował w 1946 r. start „Hulaj-nogi” czyli „Motor-Baby” z silnikiem 16 KM. Ten motoszybowiec po dwóch przelotach nad lotniskiem, czyli po około 3 minutach lotu osiągnął wysokość rzędu 20 m, co trudno uznać za osiągi dostateczne).

Warto też zauważyć, że większość współczesnych motoszybowców wyposażona jest w przerabiane silniki od samochodów Volkswagen, które są najtańsze, najlżejsze, najpewniejsze i mają najlepszą obsługę w części zamienne. Silniki te po przeróbce noszą nazwę Rectimo, Ardem Sportavia, Limbach, Comet i in.

Na obecny rozwój zainteresowania motoszybowcami duży wpływ ma nie tylko polepszenie ich osiągnięć, lecz też trudności z uzyskaniem samolotów holujących lub wyciągarek dla szybowców oraz duża ekonomia stosowania motoszybowców, wynikająca zarówno ze stosunkowo niskiej ich ceny, jak i niskich kosztów eksploatacji ze względu na małą moc silnika i prostotę konstrukcji.

Cena szybowca treningowo-wyczynowego jest rzędu 4000 dol., wyczynowego standard — 5000 dol., wysokowyczynowego — 6000—9000 dol., dwumiejscowego — 5000 dol.

Cena motoszybowca jednomiejscowego wynosi 6000—7000 dol., dwumiejscowego 8000—9000 dol., cena silnika o mocy 50 KM — 500—1000 dol.

Natomiast cena samolotu szkolnego, dwumiejscowego, kształtuje się na poziomie 14 000—22 000 dol.

A jakie tendencje istnieją w dziedzinie samolotów słabosilnikowych? Można obecnie wyróżnić dwa rodzaje samolotów ultralekkich:

- 1) samoloto-szybowce omówione przy motoszybowcach,
- 2) małe samoloty, czyli konstrukcje o małym wydłużeniu skrzydła i niedużej powierzchni nośnej. Przykładem mogą być jednomiejscowe Nipper i Jodel „Bebé” czy Turbulent o rozpiętości 6—7 m, powierzchni nośnej 7,5—9 m², wyposażone w silnik 45—55 KM. Nipper jest dopuszczony do akrobacji, która pięknie kręci niemal w miejscu. Spośród samolotów dwumiejscowych należy wymienić Jodel „Club” i „Emeraude” CP-30. Współczesne samoloty słabosilnikowe z reguły są dolnopłatowcami, choć spośród dawniejszych bardzo udany był dwupłatowiec „Moth” i górnopłatowiec Piper „Cub”. O ile do nie-

dawna stosowane były głównie silniki Continental A-65 o mocy 65 KM, to obecnie stosuje się z reguły silniki Volkswagen. Konstrukcja samolotów słabosilnikowych jest przeważnie drewniana lub mieszana.

Tendencje rozwojowe i perspektywy

Obserwując dotychczasowy rozwój szybowców, motoszybowców i samolotów słabosilnikowych można wnioskować, że budowa motoszybowców i samolotów słabosilnikowych będzie szła w najbliższym dziesięcioleciu w kierunkach:

- motoszybowców wysokowyczynowych o doskonałości przekraczającej 40
- motoszybowców treningowo-wyczynowych o doskonałości rzędu 34
- motoszybowców dwumiejscowych o doskonałości rzędu 38
- motoszybowców dwumiejscowych szkolnych o doskonałości 20—28
- samoloto-motoszybowców o doskonałości 20—25
- małych samolotów jedno- i dwumiejscowych.

Należy spodziewać się, że konstrukcję drewnianą i mieszaną będzie dosyć powoli wypierała metalowa i laminatowa. Coraz częściej będzie stosowane chowane podwozie. Wyposażenie radiowe będzie stosowane na wszystkich typach. Napęd głównie będą stanowiły silniki VW względnie Wankel — z wentylatorem w ogonowej części kadłuba lub chowane w kadłub. Zastosowanie napędu odrzutowego wydaje się mało realne ze względu na koszty eksploatacji*.

Postępowi techniki drogę będą torować w tej dziedzinie nowe konstrukcje usiłujące przewyższać najlepsze z dotychczasowych pod względem osiągnięć i taniości eksploatacji. Oczywiście, będą też, jak zwykle, powstawały liczne konstrukcje odbiegające od głównych kierunków postępu technicznego w tej dziedzinie lotnictwa, lecz raczej ich żywot będzie krótki i przeminą bez szans na wejście do produkcji.

W którym z wymienionych kierunków istnieją w Polsce perspektywy uzyskania dobrych wyników?

Budowa motoszybowca wyczynowego jedno- i dwumiejscowego nie wydaje się realna z braku krajowych szybowców wysokowyczynowych nadających się do przeróbki.

Treningowo-wyczynowy motoszybowiec „Moto-Pirat”, a znacznie lepiej „Moto-Cobra” jest sprawą realną. Napęd raczej chowany w kadłub. Oczywiście jest to zadanie dla SZD, lecz nie pierwszoplanowe w tej dziedzinie.

* Mała sprawność napędowa (przyp redakcji).

ROZWÓJ ZESPOŁÓW NAPĘDOWYCH DO MOTOSZYBOWCÓW I SAMOLOTÓW SŁABOSILNIKOWYCH

W artykule podano przegląd silników lotniczych o najmniejszych mocach stosowanych do napędu motoszybowców i samolotów słabosilnikowych. Są to w większości przypadków przeróbki silników od samochodu Volkswagen, nie brak jednak również konstrukcji budowanych specjalnie do celów lotniczych. W Polsce nie ma silnika tego typu, jednak zdaniem autora możliwe jest przystosowanie, małym nakładem kosztów, do potrzeb motoszybowcowych i konstrukcji amatorskich — silników od samochodów „Syrena” i „Trabant” oraz zbudowanie silnika o mocy ok. 50 KM (do motoszybowca dwuosobowego) opartego na elementach silnika samochodu „Trabant”

Silniki do motoszybowców i najlżejszych samolotów obejmują zakres najmniejszych mocy stosowanych w lotnictwie. Można nie popełniając większego błędu określić te moce na od kilkunastu do około 65 KM. Zaraz na początku artykułu warto zaznaczyć, że głównym kryterium, jakiemu powinien odpowiadać tego rodzaju silnik jest niska cena — oczywiście w połączeniu z innymi klasycznymi już kryteriami, jak stosunek mocy do ciężaru, moc z jednostki przekroju czołowego, jednostkowe zużycie paliwa, trwałość, koszty remontów, prostota obsługi.

W latach przedwojennych produkcją silników małej mocy, zarówno dwu jak i czterosuwowych, zajmowało się bardzo wiele firm, od największych do bardzo małych. Popyt na nie był duży ze względu na ogromny, nieskrępowany przepisami ruch amatorski, jak i na istnienie wielu, niewielkich przeważnie wytwórni lekkiego i stosunkowo taniego sprzętu latającego. W latach drugiej wojny światowej większość tych wytwórni przeszła na produkcję silników dużej mocy, wiele zaś uległo likwidacji lub zmianie programu produkcyjnego. Po wojnie, z różnych przyczyn, do produkcji silników małej mocy nie powrócono. Istniały oczywiście wyjątki. Na przykład w Czechosłowacji w 1947 r. produkowano dwa silniki małej mocy: dwucylindrowy przeciwsobny czterosuw Praga B-2 o pojemności 1,9 l, mocy 40 KM przy 2400 obr/min i ciężarze 48 kG oraz przeznaczony do motoszybowców dwucylindrowy dwusuw o układzie rzędowym, Walter A, o mocy maksymalnej 22 KM, trwałej 15 KM i ciężarze 25 kG.

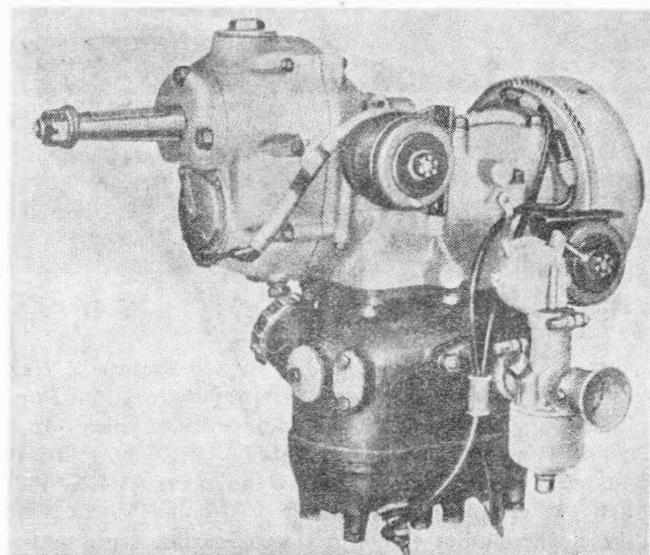
W miarę postępu stabilizacji gospodarczej i politycznej w Europie odnawia się ruch amatorski i związane z nim zapotrzebowanie na odpowiedni silnik. Zainteresowano się wtedy możliwościami adaptacji do celów lotniczych silników samochodowych lub motocyklowych chłodzonych powietrzem. Rzecz nie była zresztą nowa, bo już w 1935 r. wytwórnia DKW produkowała lotniczą wersję swego dwusuwowego silnika do samochodu popularnego. W lotniczej wersji silnik posiadał dwa cylindry w rzędzie, pojemność 0,6 l, moc 20 KM. Z reduktorem i chłodzeniem wodnym cała jednostka napędowa ważyła 37 kG.

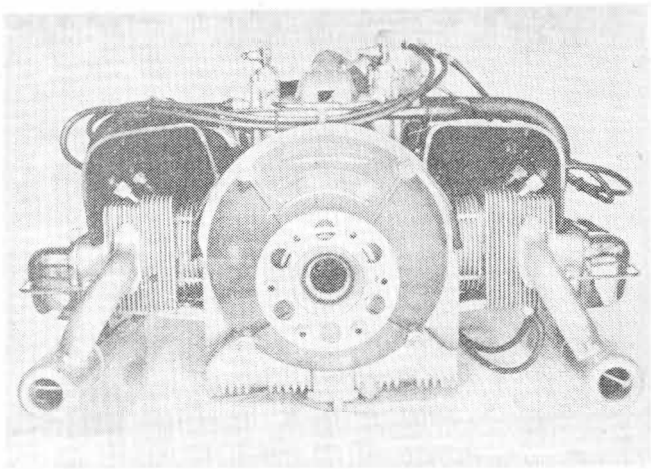
W latach pięćdziesiątych pojawiają się coraz częstsze adaptacje silnika VW 1200, który w tym czasie w zastosowaniu do samochodu miał moc 26 KM. Przeróbka polegała na zdjęciu dmuchawy wraz z prądnicą i koła zamachowego, zastąpieniu tłumika krótkimi rurami wylotowymi i założeniu iskrownika w miejsce aparatu zapłonowego. Silnik taki miał ciężar ok. 55 kG i moc 30 KM. Wzrost mocy w porównaniu z wersją trakcyjną spo-

wodowany był zmianą systemu chłodzenia z wymuszonego na swobodne, zmniejszeniem strat tłumienia wylotu i usunięciem prądnicy. Podobnym przeróbkom poddawano również silniki Porsche 1500 o mocy w zależności od wersji od 50 do 70 KM i konstrukcji mocno zbliżonej do silnika samochodu Volkswagen. Podstawowa cena silnika VW z całkowitym wyposażeniem wynosi ok. 250 dol., podczas gdy najtańszy na rynku zachodnim silnik Continental A-65 kosztuje ok. 1600 dol. Daje to pogląd na atrakcyjność jego zastosowania do napędu lekkiego sprzętu latającego, nawet po doliczeniu kosztów koniecznych przeróbek. W latach sześćdziesiątych powstaje w krajach Europy zachodniej wiele wytwórni zajmujących się wykonywaniem przeróbek silnika VW, a także jego remontami: we Francji firmy Rectimo i Arden, w Anglii Rollason, w NRF Pollmann i Stark. Przeróbki silnika VW idą niejednokrotnie bardzo daleko, np. silnik Pollmann — Hepu (NRF) ma zamiast oryginalnych żeliwnych cylindrów cylindry ze stopu lekkiego z chromowaną gładzią i obrabianymi żebrami, korbowody duralowe zamiast stalowych i kadłub odlany z elektronu. Wszystkie te modyfikacje dały nie tylko zmniejszenie ciężaru, ale — dzięki polepszeniu warunków chłodzenia — pozwoliły podnieść moc startową silnika do 40 KM i przelotową do 38 KM. Silnik ma ciężar 48 kG i zużycie paliwa 7,8 l/h.

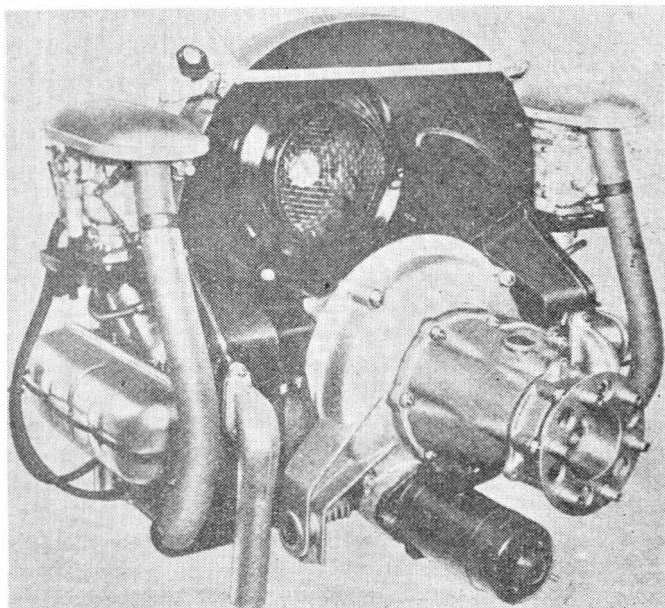
Wytwórnia Porsche dostrzegając zainteresowanie swymi silnikami zaczęła je produkować w małych seriach w wersjach lotniczych. Znalazły one zastosowanie w

1. Silnik motoszybowcowy z lat trzydziestych DKW FL-600, będący przeróbką silnika samochodowego

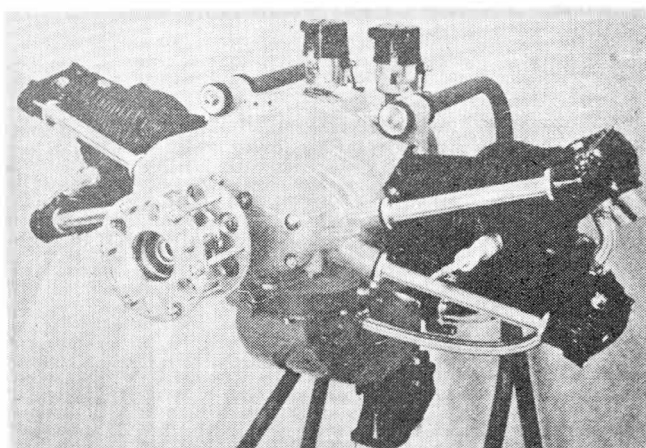




2. Silnik Porsche 678/3 od samochodu Carrera

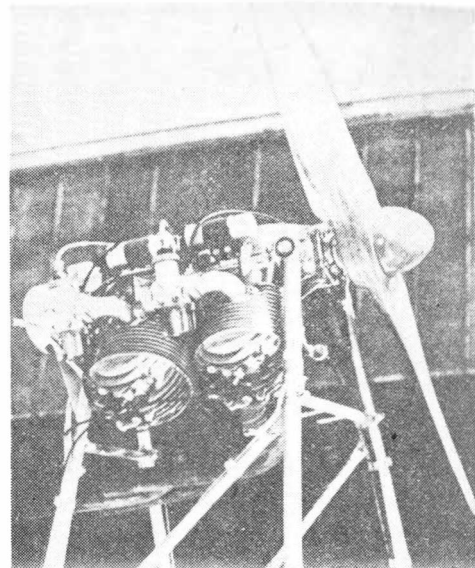


3. Silnik Porsche 678/4 z dmuchawą i reduktorem



4. Silnik Agusta GA-40

budowanych amatorsko z zestawów we Francji i NRF samolotów Jodel i Turbulent. Dla przykładu silnik Porsche 678/3 o mocy maksymalnej 52 KM przy 3200 obr/min i trwałej 50 KM ma ciężar 85 kG i zużycie paliwa przy mocy ekonomicznej wynoszącej 40 KM 11,8 l/h. Koszt zespołu nie przekracza 800 dolarów. Na dość duży ciężar silnika składają się rozrusznik typu samo-



5. Czechosłowacki silnik motoszybowcowy Avia M-150

chodowego oraz wymiennik ciepła umożliwiający skuteczne ogrzewanie kabiny. W motoszybowcu RWF zastosowano wersję tego silnika z chłodzeniem wymuszonym za pomocą dmuchawy, oraz z reduktorem. Silnik ma moc startową 75 KM, ale jego ciężar wynosi 105 kG. Najnowszy dwumiejscowy motoszybowiec budowany w NRF w wytwórni Hirth, „Mose” II, napędzany jest adaptacją silnika od samochodu osobowego NSU 1200 o mocy maksymalnej 65 KM. Wytwórnia Fichtel Sachs, znany producent sprzętów i silników dwusuwowych małej mocy, jako pierwsza w świecie zastosowała do napędu motoszybowca silnik Wankla chłodzony powietrzem. Perspektywy zastosowania tych silników w konstrukcjach lotniczych stanowią odrębne zagadnienie. Sporadycznie w konstrukcjach amatorskich stosowane są adaptacje silników motocyklowych — angielskiego Triumph, niemieckiego BMW czy radzieckiego M-72.

Rosnący powoli popyt na silniki małej mocy został również dostrzeżony przez wytwórnie lotnicze. Włoska firma Agusta, produkująca śmigłowce, motocykle i silniki lotnicze, buduje silnik GA-40, dwucylindrowy przeciwsobny czterosuw o mocy 42 KM przy 2700 obr/min. i ciężarze 56 kG. Wytwórnia Hirth, mająca stare tradycje lotnicze, a produkująca po wojnie silniki przemysłowe małej mocy, podjęła produkcję silnika F-10 o wyraźnym przeznaczeniu do motoszybowców. Jest to silnik dwusuwowy, czterocylindrowy, przeciwsobny, o pojemności 0,7 l, mocy maksymalnej 26 KM przy 5000 obr/min. i trwałej 19 KM. Ciężar z reduktorem wynosi 25 kG. Istnieje kilka wersji silnika o przełożeniach reduktora w granicach od 1,86 : 1 do 2,58 : 1 oraz o położeniach końcówki napędowej powyżej i poniżej osi wału korbowego. Silniki Hirth stanowią w chwili obecnej podstawowe źródło napędowe większości motoszybowców w NRF. W ostatnich motoszybowcowych mistrzostwach tego kraju na 17 sklasyfikowanych załóg aż 9 latało na sprzęcie napędzonym tym silnikiem, w tym także zwycięzca.

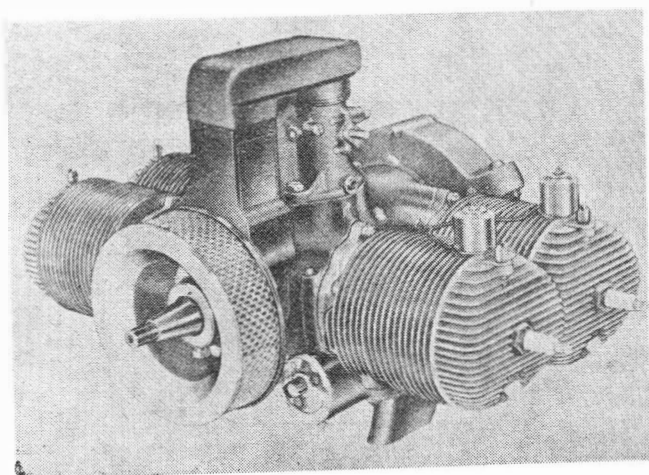
Francuska wytwórnia Fauvel produkuje silnik „Pygme”, czterocylindrowy, przeciwsobny czterosuw o pojemności 0,9 l i mocy maksymalnej 40 KM przy 5500 obr/min. Interesujące jest tu zastosowanie rozrządu dolnozaworowego — przy stopniu sprężania 9 : 1. Z roz-

rusznikiem elektrycznym silnik waży 39 kG. Przygotowuje się wersję o mocy zwiększonej do 52 KM.

Również zupełnie nową konstrukcją stanowi silnik czeski Avia M-150, zbudowany przy współpracy znanej wytwórni motocykli dwusuwowych Jawa. Jest to trzy-cylindrowy dwusuw o układzie widlastym, mocy maksymalnej 42 KM, przelotowej 28 KM i ciężarze 40,5 kG. Silnik stanowi źródło napędu silnie reklamowanego w prasie zachodniej motoszybowca „Moto-Blanik”.

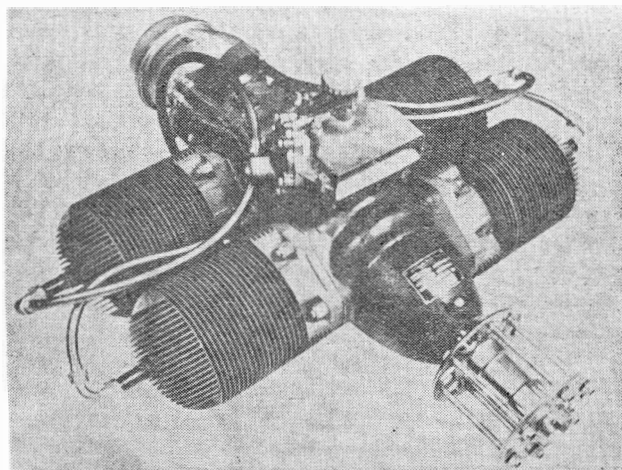
Odmierna nieco sytuacja istnieje w Stanach Zjednoczonych. Popularność motoszybowców jest tu mniejsza. Wydaje się, iż koszt motoszybowca o odpowiednio dużej doskonałości jest na tyle wysoki, że oszczędność na kosztach eksploatacji wynikająca z mniejszego zużycia paliwa przez motoszybowiec, w porównaniu z samolotem, jest niewielka. Wynika to z niskich stosunkowo cen paliwa i relatywnie wysokich cen szybowców. Niewątpliwym wpływ mają tu również przepisy regulujące sprawy dopuszczenia do lotu sprzętu budowanego amatorsko. W bardzo szybkim tempie rozwija się budowa samolotów amatorskich zarówno własnej konstrukcji, jak i budowanych z zestawów czy też na podstawie dokumentacji sprzedawanych przez wytwórnie. Są to konstrukcje przeznaczone zarówno do latania typu sportowego, jak też samoloty specjalnie budowane do popularnych w USA wyścigów. Samoloty napędzane są w przeważającej większości silnikami Continental. Sporadycznie stosowane są silniki Nelson i McCulloch. Silniki dwóch ostatnich firm, przeznaczone głównie do napędu latających celów, są bardzo interesujące z punktu widzenia stosunku mocy do ciężaru. Na przykład silnik Nelson H-59 o mocy 48 KM przy 4000 obr/min. waży z całkowitym wyposażeniem, zresztą bardzo uproszczonym, 30,8 kG. Daje to 0,64 kG/KM, czyli stosunek dość rzadko spotykany w dużych silnikach tłokowych z doładowaniem. Dla silnika McCulloch 4118A o mocy 72 KM przy 4100 obr/min. wynik ten jest jeszcze lepszy. Mała popularność tych silników jest wynikiem takich wad jak mała trwałość, duża zawodność osprzętu i duże zużycie paliwa. Na przykład dla silnika Nelson H-63 zużycie jednostkowe wynosi 0,420 kG/KMh. Charakterystyczne jest tu używanie mieszanki o niezwykle dużym stosunku ilości oleju do benzyny wynoszącym aż 1 : 10. W Stanach Zjednoczonych pomimo ogromnej popularności silników Continental trwają również poszukiwania lekkiego i co najważniejsze

6. Silnik do latających celów Nelson H-63 CP

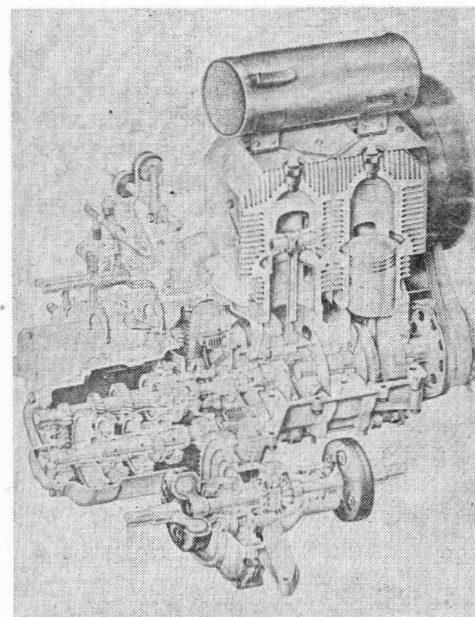


taniego silnika do napędu samolotów amatorskich. W braku odpowiednich silników samochodowych nadających się do adaptacji przerabia się silniki przyczepne do łodzi. Na przykład przerobiony dwucylindrowy silnik „Mercury” ma moc 32 KM i ciężar wraz z całkowitym i napełnionym układem chłodzenia wodnego 35 kG. Czynnikiem korzystnym jest tutaj charakterystyka silnika do łodzi motorowej bardzo zbliżona do wymagań lotniczych. Innym przykładem poszukiwań jest silnik „Dagne”. Czterocylindrowa gwiazda złożona z czterech oddzielnych silników jednocylindrowych, dwusuwowych, stosowanych do napędu piły łańcuchowej od ścinania drzew, napędzających poprzez koła zębate wał śmigła. Każdy z silników ma pojemność 0,2 l i moc 7 KM. Daje to moc na wał śmigła 28 KM przy 2800 obr/min. Konstrukcja trzymanego przez drwala w rękach silnika do piły, podobnie do zastosowań lotniczych, narzuca lekkość i niezawodność na plan pierwszy. Dodatkową korzystną cechą stanowi tu przystosowanie silnika do pracy w dowolnym położeniu. Koszt silnika kształtuje się poniżej 500 dol.

Jak sytuacja na tym polu przedstawia się w Polsce? Zaraz po wojnie, w 1948 r., zaadoptowano do motoszybowca „Pegaz” silnik BMW R-75. Zmiany polegały na dorobieniu reduktora i zdjęciu koła zamachowego. Sil-



7. Silnik do latających celów McCulloch 4118 A



8. Silnik P-63 od samochodu „Trabant”

nik nie zdążył zostać użyty i stoi do dziś w magazynie Aeroklubu Warszawskiego. W międzyczasie wykonano specjalnie skonstruowany do „Pegaza” silnik inż. Gajęckiego. Był to czterocylindrowy dwusuw o mocy 32 KM przy 3000 obr/min o układzie przeciwsobnym. Rozruch był ręczny za pomocą linki. Motoszybowiec na tym silniku wykonał wiele lotów, które wykazały celowość pewnych poprawek, do których jednak z różnych przyczyn nie doszło. W latach tych powstaje silnik WN-1 o mocy 65 KM. Prace nad nim zostały przerwane i wznowione dopiero w 1956 r. W latach 1957/8 wykonano również dokumentację techniczną dwucylindrowej wersji silnika WN-1 o mocy 35 KM. Sprawa silnika małej mocy, będąca później przedmiotem wielu narad i dyskusji i uznawana ogólnie za słuszną, wkrótce upadła i stan obecny jest w tej dziedzinie stanem zerowym. Zastanawiając się nad źródłem napędowym do ewentualnej konstrukcji motoszybowca warto zwrócić uwagę na możliwości adaptacji silnika trakcyjnego. Metoda ta przy maksymalnym wykorzystaniu elementów produkowanych seryjnie wydaje się gwarantować odpowiedni wynik, przy niewielkich nakładach finansowych, w czasie krótszym niż dwa lata. Można tu brać pod uwagę silnik S-15 od samochodu „Syrena” 103 i silnik P-63 od samochodu „Trabant” 603. Silnik S-15, produkowany do roku 1967 w WSM Bielsko-Biała, jest silnikiem dwusuwowym, dwucylindrowym o układzie rzędowym, o mocy maksymalnej 30 KM przy 4000 obr/min. Główny zabieg adaptacyjny polegałby na zmianie systemu chłodzenia z wodnego na powietrzne. Skonstruowanie dobrze chłodzonych powietrzem cylindrów ułatwia układ kanałów przepływających i dolotowych, dający korzystny rozkład temperatur tulei cylindrowych. Dalsza zmiana to zastosowanie zamiast gaźnika oryginalnego, gaźnika typu motocyklowego, dużo lżejszego i prostszego, bez całego zestawu pomocniczych urządzeń niepotrzebnych w zastosowaniu lotniczym. Gaźnik taki należałoby natomiast zaopatrzyć w dodatkową komorę wyrównawczą, zapewniającą prawidłowe zasilanie przy przechyłach. Według szacunkowych obliczeń ciężar całego silnika nie przekroczyłby 45 kG. Jeszcze mniej zabiegów adaptacyjnych wymagałby silnik P-63 od samochodu „Trabant” 603. Jest to silnik również dwusuwowy, dwucylindrowy o układzie rzędowym, o mocy maksymalnej 26 KM przy 4200 obr/min. Wydaje się, że po usunięciu wszystkich zbędnych w zastosowaniu lotniczym elementów i zastąpieniu odlewanych kolektora wylotowego spawanym, można uzyskać silnik o ciężarze ok. 35 kG. Kompletny silnik P-63 kosztuje w Polsce 12 000 zł. Maksymalny koszt przeróbek po ich wstępnym opanowaniu na pewno nie przekroczyłby połowy tej sumy. Można więc tą drogą uzyskać źródło napędowe do motoszybowca jednomiejscowego w cenie ok. 18 000 zł., przy czym czas trwania zmian i badań adaptacyjnych nie powinien przekroczyć 1 roku.

Dalszym * problemem jest uzyskanie silnika do napędu motoszybowca dwumiejscowego. Moc jego powinna wynosić 60 KM. Nasuwa się od razu koncepcja wznowienia produkcji silnika WN-1. Produkcji takiej musiałaby się podjąć któraś z fabryk silników lotniczych. Rzecz musiałaby być zaplanowana na co najmniej rok z góry, czyli prace nad przygotowaniem produkcji mogłyby być rozpoczęte najwcześniej w 1971 r. Biorąc pod uwagę wiele innych czynników natury organizacyjno-ekonomicznej całe przedsięwzięcie należy uważać raczej za

nierealne. Realniejsza droga wiedzie przez stworzenie silnika opartego na gotowych częściach i podzespołach dostępnych w kraju. Na przykład przy konstruowaniu silnika czterocylindrowego opartego na elementach silnika P-63 można by wykorzystać bez żadnych zmian następujące gotowe elementy: cylindry, tłoki, głowice, korbowody z łożyskami i czopami korbowymi, czopy główne, przepustnice obrotowe. Wszystko to są elementy najtrudniejsze do prawidłowego skonstruowania i wyprodukowania. Tak pomyślana konstrukcja mogłaby powstać dużo prędzej od zupełnie nowej, a co najważniejsze jej realizacja byłaby o rząd wielkości łatwiejsza i tańsza, pociągając za sobą mniejsze ryzyko**. Wybór silnika dwusuwowego jako źródła napędowego do motoszybowca wynika z wielu przyczyn: najlepiej odpowiada on kryterium taniości, gdyż cena takiego silnika będzie zawsze niższa od ceny silnika czterosuwowego; mniejszy ciężar jednostkowy silnika dwusuwowego nie podlega dyskusji; prostota czynności obsługowych — odpada regulacja zaworów, okresowe ich docieranie, kontrola stanu oleju, wymiana oleju, czyszczenie i wymiana filtrów olejowych; dla silników o tej samej liczbie cylindrów dwukrotnie mniejsza pulsacja momentu obrotowego.

Wobec tych zalet tracą znaczenie istotne wady dwusuwu, jak większe jednostkowe zużycie paliwa, konieczność stosowania kłopotliwej w przygotowaniu mieszanki, hałaśliwość, mniejsza trwałość i konieczność częstej kontroli świec.

** Należy tu dodać, że producent silników do łodzi motorowych inż. Gajęcki widzi możliwość łatwego i szybkiego ich przystosowania do napędu motoszybowców (przyp. redakcji)

Rozwój motoszybowców i samolotów słabosilnikowych

(dokończenie ze str. 8)

Budowa dwumiejscowego motoszybowca szkolnego klasy RF-5 byłaby niewątpliwie pożyteczna dla aeroklubów oraz ze względu na możliwości eksportowe. Zadanie to może podjąć zarówno SZD, jak i biura konstrukcyjne oraz indywidualni konstruktorzy. Prawdopodobnie najlepszy wynik można by uzyskać rozpisując konkurs na projekt wstępny takiego motoszybowca.

Pokrewny konstrukcyjnie do motoszybowca dwumiejscowego samoloto-szybowiec klasy RF-4 o doskonałości 20—25 mógłby być podstawowym sprzętem budowanym amatorsko, a zarazem używanym do treningu w aeroklubach.

Atrakcyjnym konkurentem samoloto-szybowca mógłby być samolotik jednomiejscowy klasy Nipper, dopuszczony do akrobacji, i jego dwumiejscowa odmiana. Oczywiście maszyna taka to temat pracy dla konstruktorów-amatorów.

Wszystkim którzy zapytają, dlaczego nie porusza się spraw jednomiejscowych samolotów akrobacyjnych i innych rodzajów konstrukcji amatorskich — trzeba wyjaśnić, że trudno je zaliczyć do samolotów słabosilnikowych.

Na zakończenie niezbędne jest wymienienie warunków, od których zależy rozwój lotnictwa słabosilnikowego, związaneego w Polsce z amatorską budową samolotów. Są one następujące:

- Usankcjonowanie formalne amatorskiej budowy samolotów i motoszybowców
 - zorganizowanie ruchu amatorskiego przez zrzeszenie go w klubach konstruktorów przy aeroklubach i umożliwienie fachowych konsultacji
 - Wydanie wzorcowych planów konstrukcji przeznaczonej do budowy amatorskiej, wydanie podręcznika konstruktora — amatora i powielanego biuletynu — kwartalnika
 - Udostępnienie materiałów lotniczych i warsztatów (m.in. modelarni) konstruktorom — amatorom
 - Dokonanie wzorcowej przeróbki silnika VW lub „Trabant”
 - Przeprowadzenie zmian w przepisach ruchu lotniczego, np. w kierunku wydzielenia wysokości do 500 m jako przeznaczonej do ruchu samolotów słabosilnikowych.
- Ponadto należy podkreślić, że cechą postępu technicznego jest tworzenie rzeczy nowych, lepszych od dotychczas zbudowanych — a nie zaczynanie od zera i powtarzanie doświadczeń wielokrotnie już dokonanych na świecie. Dlatego wszelkie poczynania konstrukcyjne powinny być kontynuacją najlepszych osiągnięć światowych — a nie przypadkowymi poszukiwaniami i „wywalaniem otwartych drzwi”.

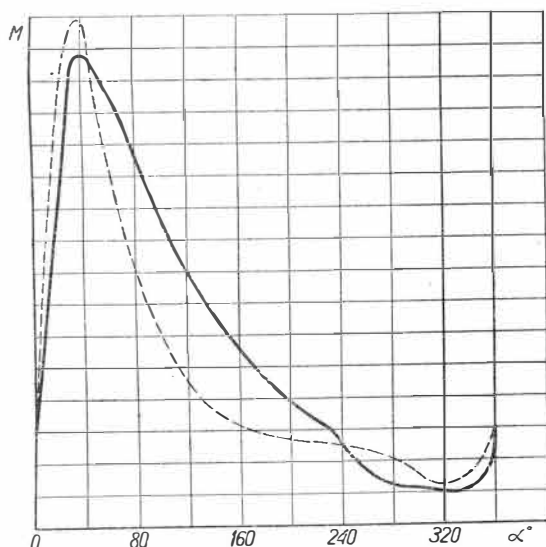
* I pilniejszym (przyp. redakcji)

Silnik Wankla dzięki takim zaletom jak spokojna praca, stosunkowo mała hałaśliwość, mały przekrój czołowy, łatwość rozruchu, prostota budowy i związana z tym łatwość obsługi odegra w przyszłości, zdaniem autora artykułu, poważną rolę w napędzie motoszybowców i samolotów słabosilnikowych. Stosowane do tych celów silniki Wankla będą początkowo modyfikacjami silników przemysłowych i motorówkowych. W artykule opisano jedyny produkowany obecnie do motoszybowców silnik Wankla, Fichtel — Sachs KM 48, rozwinięty z silnika przemysłowego, i omówiono możliwości przystosowania do potrzeb lotniczych dwóch innych silników tej firmy, KM 914 i KM 30, oraz silnika motorówkowego NSU KKM 150.

SILNIK WANKLA PRZYSZŁOŚCIOWYM NAPĘDEM MOTOSZYBOWCÓW I SAMOLOTÓW SŁABOSILNIKOWYCH

Spośród cech predystynujących silnik Wankla jako przyszłościowy napęd motoszybowców i samolotów słabosilnikowych na pierwszym miejscu należy wymienić wysoką kulturę pracy nieosiągalną nawet dla wielocylindrowych silników klasycznych. Składają się na nią: brak niewyrównoważonych sił bezwładności i dogodny przebieg momentu obrotowego w funkcji kąta obrotu, cichobieżność mechaniczna oraz łatwość stłumienia hałasu ssania i wydechu. Łącznym efektem wysokiej kultury pracy jest oczywiście zwiększenie trwałości płatownca i zmniejszenie zmęczenia pilota. Wobec z natury rzeczy delikatnej struktury szybowców lub samolotów lekkich problem obciążeń dynamicznych pochodzących od silnika ma znaczenie pierwszorzędne.

1. Porównanie przebiegu momentu obrotowego w funkcji kąta obrotu wału dwu jednocylindrowych silników o jednakowej mocy: Wankla (linia ciągła) i dwusuwowego (linia przerywana)

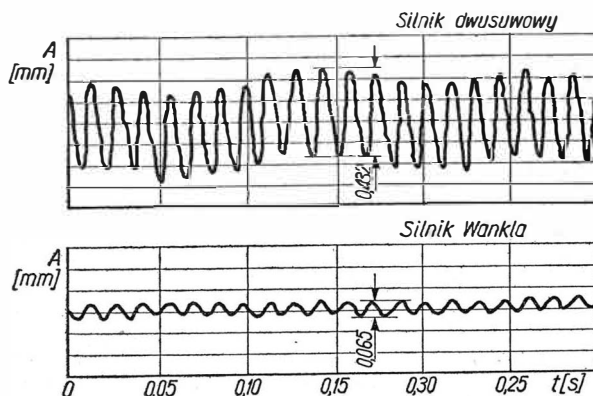


Z przyczyny braku niewyrównoważonych sił bezwładności jedyną zmienną reakcją przenoszoną za pośrednictwem łoża na płatewiec jest reakcja wynikająca z pulsacji momentu obrotowego. Pulsacja momentu obrotowego jednocylindrowego silnika Wankla jest porównywalna z pulsacją momentu jednocylindrowego silnika dwusuwowego (rys. 1).

Dzięki pełnemu wyrównoważeniu i dogodnemu przebiegowi zmienności momentu obrotowego silnik Wankla praktycznie bardzo mało „trzęsie”. Na rysunku 2 przedstawiono wyniki pomiarów drgań dwu silników o mocy około 6,5 KM przy 4000 obr/min — dwusuwowego i Wankla. Jak widać, amplitudy drgań silnika Wankla są przeszło 6-krotnie mniejsze. Dwucylindrowy silnik Wankla można porównać z punktu widzenia równomierności biegu z 8-cylindrowym silnikiem czterosuwowym.

Następną, bardzo istotną dla omawianych zastosowań, zaletą silnika Wankla jest mały przekrój czołowy oraz korzystny, zbliżony do kotła, kształt tego przekroju.

2. Amplitudy drgań silnika Wankla i silnika dwusuwowego przy jednakowej prędkości obrotowej



W przypadku chłodzenia powietrzem średnica silnika o mocy 20—40 KM wynosi około 330 mm, silnik chłodzony wodą miałby średnicę zaledwie 250 mm. Cecha ta ma pierwszorzędne znaczenie zarówno w przypadku zamocowania silnika na wieżyczce, jak i zastosowania go do zabudowanego w kadłubie wentylatora*.

Dalszą zaletą silnika Wankla jest łatwy rozruch. Wynika on w głównej mierze z małych oporów sprężenia (spowodowanych mniejszą przy prędkości obrotowej rozruchu szczelnością w porównaniu z silnikiem klasycznym) oraz małemu oddziaływaniu, szczególnie przy niskich temperaturach, zwiększonej lepkości oleju. Dzięki temu możliwy jest zarówno rozruch ręczny, jak i elektryczny. W tym drugim przypadku stosuje się prądnicę-rozrusznik, który dla silnika 20 KM ma moc 160 W i współpracuje z akumulatorem 12 V o pojemności 18 Ah (ciężar około 8 kG). Zastosowanie prądnic-rozrusznika jest o tyle celowe, że jednocześnie rozwiązuje problem źródła energii elektrycznej dla celów płatowcowych.

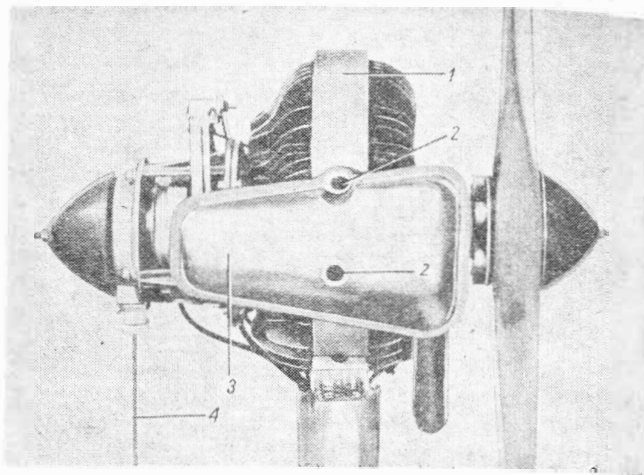
Silnik Wankla może być — dzięki prostocie budowy — tani. Aby tak było w rzeczywistości, musi być wytwarzany w dużych ilościach. Przy obecnym poziomie produkcji — która osiągnęła łącznie w formie Fichtel-Sachs, jedynej produkującej seryjnie przemysłowe silniki Wankla, około 5000 silników — cena silnika przemysłowego o mocy 16 KM wynosi 100 marek, a jednostki napędowej do motoszybowca o mocy 10 KM — 1500 marek.

Na koszty użytkowania mają oczywiście wpływ, oprócz kosztu silnika i materiałów pędnych, także koszty obsługi. W przypadku silnika Wankla o chłodzeniu powietrzem i smarowaniu mieszankowym obsługa ogranicza się jedynie do oczyszczenia świecy (jedna dla każdego cylindra) oraz gaźnika — obie czynności wykonywane są w miarę potrzeby — i sprawdzania co 50 h działania zapłonu. W ramach czynności 300-godzinnych, tj. przy przeglądzie silnika, odbywa się sprawdzenie i ewentualnie regulacja przerywacza.

Odnosnie trwałości silnika Wankla w zastosowaniach motoszybowcowych brak jest dostatecznych danych. Dla silnika KM-48 firma Fichtel-Sachs gwarantuje obecnie trwałość międzynaprawczą 300 h, silniki przemysłowe tej firmy osiągają trwałość, zależnie od zastosowań, do 1500 h. Można przewidywać, iż w miarę narastania łącznego czasu użytkowania motoszybowcowych silników Wankla będzie się zwiększała ich trwałość międzynaprawcza.

Obecnie produkowany jest tylko jeden silnik Wankla do napędu motoszybowców: silnik Fichtel-Sachs KM 48. Ze względu na małą moc — 10 KM — może on być używany jedynie jako silnik pomocniczy. Ponieważ jest to pierwszy silnik tego typu przeznaczony do celów lotniczych — przy czym następne, o większej mocy, będą miały konstrukcję bardzo zbliżoną — warto przypomnieć i uzupełnić nowymi danymi, opis tego silnika zamieszczony w [12].

Silnik motoszybowcowy KM 48 jest adaptacją silnika przemysłowego o tej samej nazwie, od którego różni się przede wszystkim brakiem wentylatora chłodzącego i wynikającymi stąd zmianami konstrukcji. Moc 10 KM

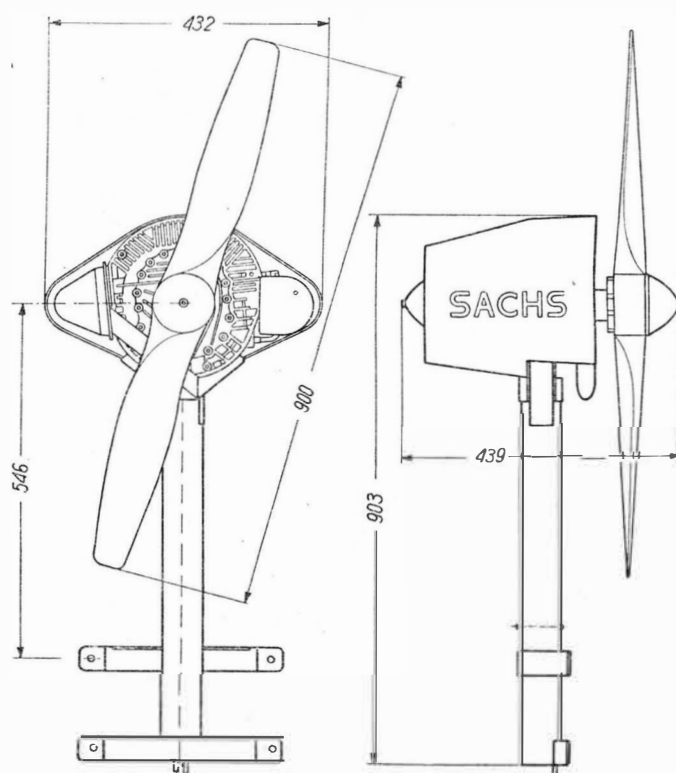


3. Silnik motoszybowcowy KM 48 po zdjęciu osłony:
1 — cylinder, 2 — śruby mocowania tłumika, 3 — tłumik, 4 — linka rozruchowa

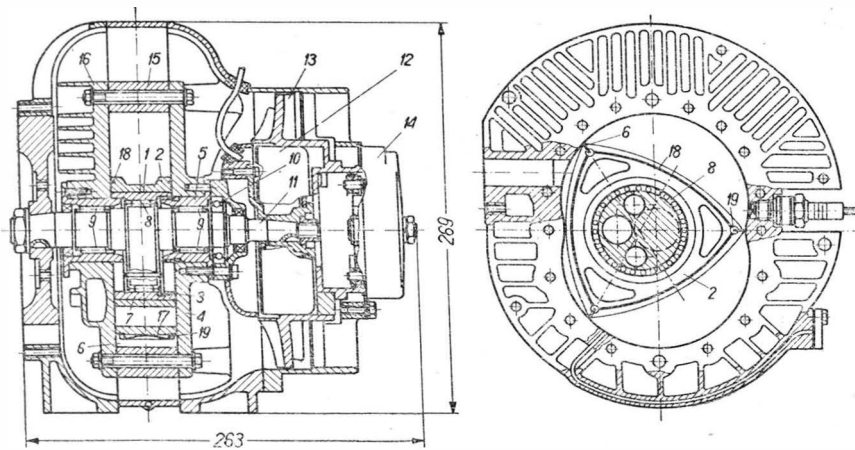
jest rozwijana przy 5000 obr./min., objętość skokowa komory wynosi 160 mm³, ciężar silnika — 10 kG, kompletnego zespołu napędowego ze śmigłem o średnicy 900 mm — 19 kG, zużycie paliwa składającego się z benzyny handlowej (LO80) z domieszką oleju w stosunku 1 : 50 — ok. 2,5 l/h, minimalne jednostkowe zużycie paliwa — 0,280 kG/KMh.

Konstrukcję silnika KM 48 w odmianie przemysłowej przedstawia rys. 5. Na przekroju poprzecznym widać cylinder z charakterystycznym nierównomiernym uźebrowaniem. W części gorącej cylindra żebra umieszczone są bardzo gęsto. Cylinder jest odlany ze stopu Al, jego gładź, o zarysie epitrochoidalnym, pokryta dla zwiększenia odporności na zużycie warstwą stali i brązu, jest bardzo gładko oszlifowana. Żeliwny tłok osadzony jest na mimośrodzie wału na łożysku igłowym

4. Główne wymiary zespołu napędowego KM 48



* Warto tu dodać, że do napędu wentylatora silnik Wankla ze względu na dużą prędkość obrotową nadaje się szczególnie (przypr. redakcji)



5. Przekroje podłużny i poprzeczny silnika KM 48 w odmianie przemysłowej:

1 — otwór łożyska, 2 — tłok, 3 — uzębienie wewnętrzne, 4 — ściana czołowa, 5 — nieruchome koło zębate, 6 — listwa uszczelnienia promieniowego, 7 — zewnętrzny pierścień łożyska, 8 — łożysko igłowe tłoka, 9 — łożysko wału, 10 — łożysko osiowe, 11 — wał mimośrodowy, 12 — iskrownik, 13 — wirnik wentylatora, 14 — rozrusznik linkowy, 15 — cylinder, 16 — ściana czołowa, 17 — sprężyna uszczelnienia czołowego, 18 — listwa uszczelnienia czołowego, 19 — korek uszczelnienia czołowego

wyposażonym w koszyk. Uszczelnienia gazowe stanowią listwy czołowe z narożnymi korkami oraz listwy promieniowe wykonane z żeliwa i podparte odpowiednimi sprężynami. Czołowe ściany korpusu, zaopatrzone w odpowiednie żebra chłodzące, są odlane ze stopu AI o dużym procencie krzemu, bardzo odpornego na zużycie.

Ich gładź współpracująca z uszczelnieniami czołowymi nie jest pokryta żadną dodatkową powłoką. Wał mimośrodowy ze stali do nawęglania łożyskowany jest także w łożyskach igłowych. Zapłon za pomocą zwykłej świecy o wartości cieplnej 150, zasilanej z iskrownika umieszczonego wewnątrz wentylatora; gaźnik membranowy Tillotson; rozruch ręczny, na wale śmigła hamulec mechaniczny.

Na nieco szczegółowsze omówienie zasługuje system chłodzenia tłoka oraz smarowania silnika. W celu uproszczenia konstrukcji zastosowano chłodzenie tłoka i smarowanie łożysk za pomocą odpowiednio skanalizowanej świeżej mieszanki. Dzięki temu wyeliminowano pompę olejową, chłodnicę, zbiornik oraz uszczelnienia olejowe tłoka niezbędne w przypadku powszechnie stosowanego w większych silnikach Wankla chłodzenia tłoka olejem. Przyjęte rozwiązanie odznacza się prostotą i niezawodnością jednak powoduje zmniejszenie mocy o 33% w stosunku do chłodzenia tłoka olejem, wskutek spadku napełnienia silnika wynikającego z wstępnego podgrzania ładunku do około 100 °C.

Ze względu na bardzo wysoki koszt rozwoju silnika niekonwencjonalnego — jakim jest silnik Wankla — oraz stosunkowo niewielkie ilościowo zapotrzebowanie, na obecnym etapie rozwoju, silniki do napędu motoszybowców lub samolotów słabosilnikowych będą modyfikacjami silników przemysłowych lub motorówkowych.

Sytuacja mogłaby ulec zmianie np. w przypadku dużych zamówień wojskowych do latających celów, w której to dziedzinie napędów najbardziej rozpowszechnione są dotychczas silniki dwusuwowe.

Aktualnie produkcją seryjną małych silników Wankla zajmuje się firma Fichtel-Sachs; silniki tej kategorii zostały też opracowane przez NSU oraz Curtiss-Wright, przy czym o ich zaawansowaniu produkcyjnym brak jest pewnych danych. Z silników Fichtel-Sachs dla ewentualnych zastosowań lotniczych mogą się nadać odmiany KM 914 oraz KM 30.

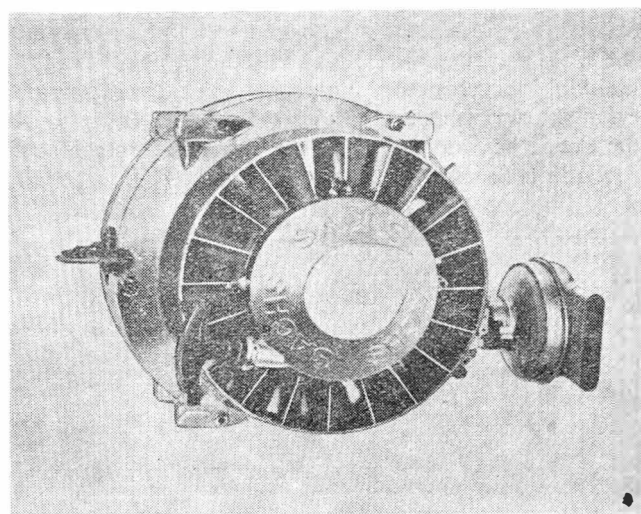
Pierwszy z nich, KM 914, jest silnikiem jednocylindrowym, o mocy w wersji przeznaczonej do napędu śań

motorowych (snow-mobil), 18 KM przy 5000 obr./min. Objętość skokowa komory wynosi 300 cm³, ciężar 28 kG, minimalne jednostkowe zużycie paliwa 0,300 kG/KMh. Konstrukcja tego silnika jest bardzo zbliżona do konstrukcji silnika KM 48.

Adaptacja silnika dla potrzeb lotniczych polegałaby w pierwszym rzędzie na usunięciu wentylatora chłodzącego, podobnie jak to uczyniono w przypadku silnika KM 48. Zysk mocy wynikający z wyeliminowania wentylatora wynosi 3 KM przy pełnej mocy, silnik rozwijałby więc 21 KM. Kosztem nieznacznego skrócenia trwałości możliwe jest oczywiście dalsze zwiększenie mocy o około 10%. Ciężar zmodyfikowanego silnika można oszacować na 20 kG.

Znacznie korzystniej z punktu widzenia ciężaru przedstawiałaby się sytuacja w przypadku adaptacji silnika dwucylindrowego KM 30 o mocy, w odmianie dla śań motorowych, 30 KM. Mimo, że nie opublikowano na razie charakterystyki tego silnika, można się tu oprzeć na przesłankach ogólniejszych. Dzięki plastrowej budowie silnika Wankla zwiększenie liczby cylindrów pociąga za sobą mniejszy wzrost ciężaru niż wzrost mocy. Na przykład, dodanie następnego cylindra do silnika jednocylindrowego powodujące wzrost mocy o 100%, a zwiększenie ciężaru tylko o ok. 40%. Powyższy przypadek można zilustrować przykładem rodziny silników chłodzonych powietrzem opracowanej przez firmę

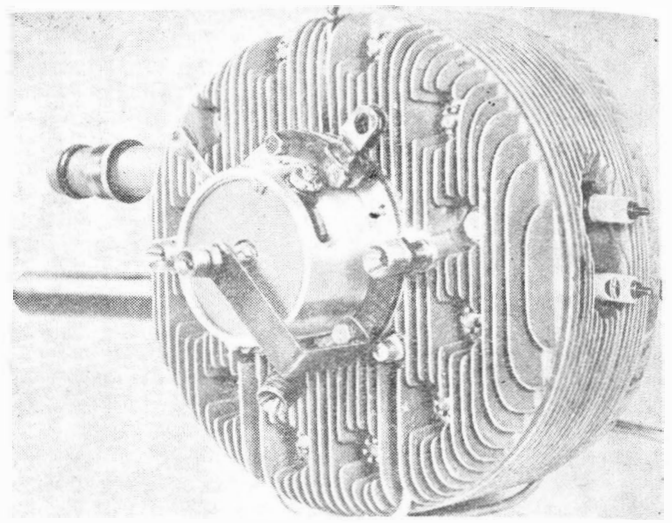
6. Silnik Fichtel-Sachs KM 914 do śań motorowych, widok od strony wentylatora



Curtiss-Wright [12]. Silniki te odznaczają się nie tylko małym ciężarem wynoszącym 23,5 kG dla jednostki o mocy 40 KM, ale także małymi wymiarami (średnica około 200 mm) uzyskanymi dzięki zastosowaniu żeber obwodowych na cylindrze zamiast promieniowych oraz dużej szybkoobrotowości. Zaletą układu czterocylindrowego jest bardzo mała pulsacja momentu obrotowego — mniejsza niż dla 16-cylindrowego klasycznego silnika czterosuwowego — wadą oczywiście wyższa cena. Wzrost ceny wynika tu nie tylko ze zwiększenia liczby części, ale także z powodu konieczności stosowania składanego wału mimośrodowego.

Jak wspomniano uprzednio, oprócz napędów przemysłowych oraz sani motorowych małe silniki Wankla są stosowane do motorówek. W tym ostatnim przypadku najchętniej używa się chłodzenia wodnego. Dzięki chłodzeniu korpusu wodą, a tłoka olejem możliwy jest znaczny wzrost mocy jednostkowej (w stosunku do chłodzenia powietrznego), a zatem i zmniejszenia ciężaru jednostkowego. Wynika to z charakterystycznego dla silników Wankla bardzo dużego obciążenia cieplnego gorącego łuku cylindra oraz dużego obciążenia cieplnego tłoka, co prowadzi nieuchronnie do ograniczeń mocy w przypadku chłodzenia powietrznego. Jako przykład może służyć silnik motorówkowy NSU KKM 150, który rozwija 18,5 KM przy 7000 obr/min przy objętości komory 150 cm³ — w porównaniu z mocą 10 KM silnika KM 48 o objętości 160 cm³. Silnik ten waży 8,7 kG, a z prądnico-rozrusznikiem 15,4 kG.

Korpus silnika jest wykonany ze stopów Al, a tłok z żeliwa. Wał mimośrodowy i tłok podparto na łożyskach tocznych. Zasadnicze różnice w stosunku do silników omawianych wcześniej polegają na doprowadzaniu mieszanki wprost przez okno umieszczone na obwodzie cylindra oraz chłodzeniu tłoka za pomocą przepływu oleju wymuszonego zębata pompą olejową. Zwracają uwagę niewielkie gabaryty silnika, którego cylinder ma największy wymiar 210 mm. Oczywiście, zastosowanie tego silnika do celów lotniczych pociągnęłoby za sobą konieczność użycia chłodnicy wodnej i ewentualnie olejowej oraz dodatkowego zbiornika oleju. Powoduje to wzrost ciężaru jednostki napędowej, ale może ułatwić zabudowę silnika w kadłubie szybowca oraz — przy odpowiednim ukształtowaniu tunelu chłodnic (z ewentualnym zasłanianiem wlotu) — znacznie poprawić aerodynamikę kadłuba. W przypadku zastosowania hermetycznego układu chłodzenia — podobnie jak to ma miejsce we współczesnych samochodach osobowych — różnica w obsłudze silnika jest praktycznie niewielka i sprowadza się do konieczności uzupełniania oleju. Jeżeli rozpowszechnią się motorówkowe silniki Wankla, których produkcję zapowiada największa amerykańska wytwórnia silników łodziowych Outboard Motor Corp., prawdopodobne będą również lotnicze zastosowania tych silników.



7. Silnik Wankla skonstruowany w WSK-Kalisz. Widoczna z przodu obudowa przerywaczy, rura ssąca (z nakrętką) i wylotowa oraz końcówki i przewody olejowe

Na zakończenie warto wspomnieć o (rys. 7) silniku Wankla o pojemności 200 cm³, którego kilka egzemplarzy doświadczalnych skonstruowano i wykonano w WSK — Kalisz. Silnik ten, o ciężarze 23 kG (z kołem zamachowym), znajduje się w badaniach, których wyniki będą opublikowane w roku 1970, w jednym z wydawnictw Instytutu Lotnictwa. Należy przypuszczać, że badania te umożliwią wyciągnięcie niektórych wniosków dotyczących praktycznych problemów konstrukcji i eksploatacji silników Wankla omówionych w artykule o zakresie mocy.

Literatura

- [1] Froede W.: *USU-Wankel Engine*, Automobile Engineer lipiec 1963.
- [2] Jones Ch.: *New rotating combustion powerplant development*, SAE Transactions 1966.
- [3] Jones Ch.: *The rotating combustion engine-compact lightweight power for aircraft*, SAE Publication 670194 1966.
- [4] Iwanickij S. Ju.: *Konstrukcja i rezultaty ispytania rotornoporszniewowego dwigatielja NSU KKM-150*, Awtomobilnaja Promyszlennost 1967 nr 6.
- [5] *Fortschritte bei Wankelmotoren*, MTZ 1967 nr 6.
- [6] *Der Kreiskolbenmotor*, Flugwelt 1967 nr 12.
- [7] *Der rotationskolbenmotor als neuzeitlicher Antrieb*, Vulkan Verlag Essen 1967.
- [8] Keller H.: *Kleine Kreiskolbenmotor*, Schweizerische Bauzeitung 1968 nr 2.
- [9] Von Blomhard F. J.: *Zur Entwicklung luftgekühlter Kreiskolbenmotoren kleiner Leistung*, MTZ 1968 nr 8.
- [10] Keller H.: *Small Wankel engines*, SAE Publication 680572 1968.
- [11] Sachs-Kreiskolbenmotoren, ATZ 1969 nr 7.
- [12] Fałęcki J.: *Lotnicze silniki Wankla*, „Technika Lotnicza i Astronautyczna” 1969 nr 6 i 7.
- [13] *Flug und Betriebshandbuch Nr 4017/2*.
- [14] Prospekty firmy Fichtel-Sachs

Prenumeratę

przyjmuje

TECHNIKI LOTNICZEJ I ASTRONAUTYCZNEJ

ZAKŁAD KOLPORTAŻU WCT NOT

Warszawa ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16

Samoloty i śmigłowce na 28 Salonie Lotniczym w Paryżu

Dokończenie

Wytwórnia włoska Fiat demonstrowała model budowanego prototypu lekkiego samolotu transportowego Fiat G222.

Można przewidywać, że obecnie jeszcze stosunkowo małe zapotrzebowanie na samoloty tego typu znacznie wzrosło z uwagi na spodziewane wycofanie z eksploatacji starszych lekkich samolotów transportowych o napędzie tłokowym.

W dziedzinie lekkich wielozadaniowych samolotów transportowych należy zwrócić uwagę na wzrastającą liczbę typów samolotów o napędzie turbinowymi silnikami śmigłowymi (zespół napędowy składa się z dwóch silników po 600—900 KM), dostosowanych do transportu ładunku do ok. 2 ton lub do ok. 20 pasażerów. Salon paryski pokazał kilka typów takich samolotów

o różnych założeniach i konfiguracjach konstrukcyjnych (prędkość, właściwości startu i lądowania, zasięg, dostosowanie do transportu towarowego, osobowego itp.), jak np.:

- czeskosłowacki L-410
- kanadyjski De Havilland of Canada „Twin Otter” 300
- brytyjski Short „Skyvan”.

Dwa ostatnie samoloty z trzech wymienionych są produkowane seryjnie, pierwszy znajduje się w stadium prób w locie. Samolot ten pokazany w Paryżu wkrótce po oblocie był jednym z pięciu typów samolotów czeskosłowackich demonstrowanych na 28 salonie. Proponowany jest w wersjach 12, 15, 17, 19 i 20-miejscowej oraz ośmioosobowej wersji służbowej i wersji transportowej. Prototyp L-410 charakteryzuje się pękatą, krót-

6. Czeskosłowacki lekki wielozadaniowy samolot transportowy L-410



Fot. T. Królikiewicz

7. Brytyjski lekki wielozadaniowy samolot transportowy Handley Page „Jetstream”. Mimo że samolot wygląda efektywnie, stał się przyczyną upadłości wytwórni i zakupienia jej przez kapitał amerykański, gdyż konieczne zmiany konstrukcyjne spowodowane niezadowolającymi osiągnięciami samolotu przekroczyły możliwości finansowe firmy



Fot. T. Królikiewicz



8. Samolot szkolny Beagle „Bulldog”
Fot. T. Królikiewicz



9. Samolot szkolny SIAI — FFR „Bravo”
Fot. T. Królikiewicz



10. Zlin 43 — wersja turystyczna samolotu Zlin 42
Fot. T. Królikiewicz

ką sylwetką i stosunkowo prostą konstrukcją; kabina nie jest ciśnieniowa. Wystawiony prototyp wyposażony był w zespół napędowy składający się z 2 silników Pratt and Whitney PT6A-27 o mocy 680 KM każdy. Przewidywane jest wyposażenie samolotów seryjnych w opracowywane w Czechosłowacji silniki M-601C o mocy 700 KM.

Lżejszą klasę samolotów tego rodzaju reprezentowały dwa typy samolotów o napędzie tłokowym: zachodnio-niemiecki Dornier Do-28 „Skyservant” wyposażony w dwa silniki po 380 KM oraz Britten-Norman BN.2 „Islander” wyposażony w dwa silniki po 260 KM. Licencyjną produkcję seryjną tego samolotu podjęła Rumunia.

Pokazanych zostało kilka nowych samolotów szkolnych o napędzie tłokowym:

- Z-42 (Czechosłowacja)
- Beagle „Bulldog” (W. Brytania)
- AS 202 „Bravo” (Włochy — Szwajcaria)
- BO 209 „Monsun” (NRF).

Wszystkie wymienione samoloty charakteryzują się:

- konstrukcją metalową,
- napędem tłokowym 115—200 KM z tym, że niektóre z nich proponowane są z silnikami o różnej mocy (wyrażane są poglądy, że najodpowiedniejsze są silniki o mocy 150—180 KM),

- miejscami pilota i instruktora umieszczonymi obok siebie,
- podwoziem trójkołowym.

Ta liczba prototypów oraz zapowiedzi produkcyjne świadczą o zapotrzebowaniu na ten rodzaj sprzętu. Czechosłowacki samolot Z-42, który prezentował się bardzo dobrze na ziemi i w powietrzu (precyzyjna akrobacja) demonstrowany był również w wersji cztero-miejscowej Z-43, która różni się zmodyfikowaną przednią częścią kadłuba z niewielkim, zwiększającym rozpiętość i powierzchnię nośną płatem centralnym oraz zastosowaniem silnika o większej mocy (210 KM).

Wystawione odrzutowe samoloty szkolno-treningowe:

- Potez CM 170 „Super-Magister” (Francja)
- L-29A „Delfin Akrobat” (Czechosłowacja)
- Soko „Galeb” (Jugosławia)
- Soko „Jastreb” (jednomiejscowa wersja samolotu „Galeb”)
- Aeromacchi MB.326G (Włochy)
- BAC.167 „Jet Provost” (W. Brytania)
- SAA6 105XT (Szwecja)

świadczą o ewolucji samolotów szkolno-treningowych, jaka się dokonała w ciągu ubiegłych kilkunastu lat i jaka w przypadku niektórych typów nadal się dokonuje: wzrost ciągu zespołu napędowego, zwiększenie udźwigu, rozszerzenie wariantowości uzbrojenia, budowa wersji jednomiejscowych — bojowych („Jastreb”) i akrobacyjnych (L-29A).

W szczególności dotyczy to zapowiadanych nowych samolotów szkolno-treningowych. Wytwórnia Breguet wystawiła makietę nowego samolotu szkolno-treningowego „Alpha Jet”, który ma być realizowany wspólnie z wytwórniami zachodnioniemieckimi, wyposażonego w dwa silniki dwuprzepływowe o ciągu po ok. 1000 kG. Samolot przy małym ciężarze startowym i małym zużyciu paliwa miałby możliwość zabierania uzbrojenia o stosunkowo dużym ciężarze lub dodatkowego zapasu paliwa, co umożliwiłoby znaczne zwiększenie zasięgu. Samolot ten stanowiłby szczebel szkolenia poprzedzający loty na treningowo-bojowym samolocie Breguet/BAC „Jaguar” — samolocie intensywnie reklamowanym w powietrzu (4 latające prototypy) i na ziemi.

Na ziemi samolot Breguet/BAC „Jaguar” charakteryzuje się ładną sylwetką, ale nie zachwyca w locie, co jest

11. Messerschmitt — Bölkow — Blohm BO-209 „Monsun”

Fot. T. Królikiewicz



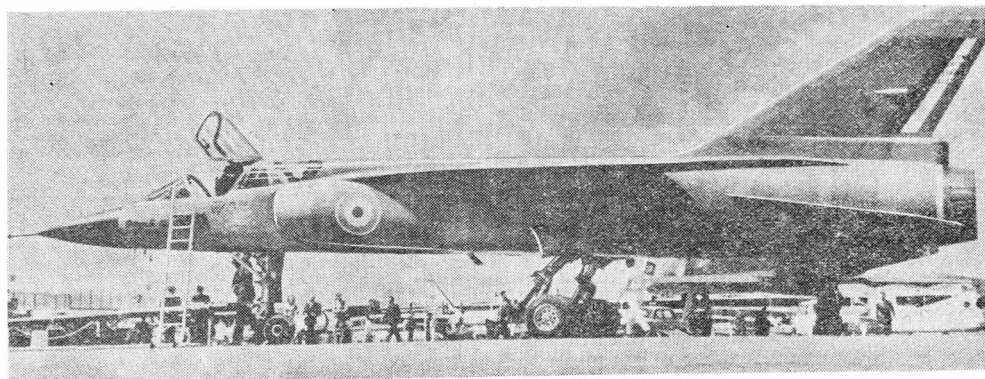
12. BAC-167 wraz z różnymi możliwymi wariantami uzbrojenia

Fot. T. Królikiewicz



13. „Mirage” G — doświadczalny samolot o zmiennej geometrii skrzydła

Fot. T. Królikiewicz





14. Model samolotu „Mirage” G.4 — następca bombowca „Mirage” IV
Fot. T. Królikiewicz

wynikiem bardzo dużego obciążenia powierzchni nośnej. Niemniej jednak dwa silniki dwuprzepływowe Rolls-Royce/Turbomeca „Adour” o ciągu 3100 kG każdy (bez dopalania) nadają mu korzystne własności w działaniach tuż przy ziemi (zasięg).

Świadectwem tego, że w dziedzinie samolotów bojowych zyskuje prawo obywatelstwa zmienna geometria był pokaz samolotu Marcel Dassault „Mirage” G, doświadczalnego samolotu myśliwskiego wyposażonego w skrzydła o zmiennej geometrii. W oparciu o ten samolot (będący modyfikacją myśliwca „Mirage” F2) ma powstać rodzina nowych francuskich samolotów bojowych. Z trzech proponowanych wersji samolot „Mirage” G.4 (zamówiono dwa prototypy) ma w przyszłości zastąpić samoloty „Mirage” IV francuskiego lotnictwa strategicznego.

Nowością była pokazana w locie doświadczalna modyfikacja samolotu „Mirage” III nazwana „Milan”, wyposażona w przednie skrzydło o ujemnym skosie chowane do kadłuba w locie z dużą prędkością. Skrzydło to poprawia własności startu i lądowania oraz sterowność samolotu przy małych prędkościach.

Należy wspomnieć, że na niektórych stoiskach demonstrowano modele — propozycje wspólnego myśliwca o zmiennej geometrii MRCA państw NATO, który ma być budowany na zasadach międzynarodowej współpracy. Jednak dotychczasowe wspólne programy budowy samolotów myśliwskich, jakie już poprzednio podejmowano, kończyły się fiaskiem.

W dziedzinie pionowego startu i lądowania salon paryski nie przyniósł nowości. Jedynie dwa — znane już z poprzednich wystaw — samoloty pionowego startu i lądowania pokazywane były na 28 salonie lotniczym: samolot myśliwsko-szturmowy Hawker Siddeley „Harrier” (W. Brytania) i doświadczalny samolot transportowy Dornier Do-31 (NRF).

Samolot „Harrier” — z serii informacyjnej — demonstrowany był kilkakrotnie. Samolot wykonywał loty w zawisie, pionowe lądowania i starty. Demonstracje te wskazywały również na stosunkowo ograniczone możliwości tego samolotu — pierwszy start podczas pokazu był wykonywany z reguły jako krótki. Wiadomo bowiem, że ciąg silnika „Pegasus” 101, wynoszący obecnie 8150 kG, przy ciężarze samolotu pustego 5400 kG ogranicza ciężar użyteczny do 1800 kG, ponieważ nadmiar ciągu 1350 kG konieczny jest, aby nadać samolotowi dostatecznie duże przyspieszenie pionowe oraz do sterowania w zawisie. Tak więc jedynie 1800 kG pozostaje na paliwo i uzbrojenie, co przy uzbrojeniu 900 kG (2 bomby) daje promień działania rzędu 100—150 km. Samolot jest niewątpliwie najbardziej dojrzałym samolotem pionowego startu i lądowania, jaki został skonstruowany na Zachodzie.

Oblicza się, że samoloty pionowego startu i lądowania wylatały na Zachodzie ogółem 3200 h, z czego na samolot „Harrier”, łącznie z jego poprzednimi wersjami, przypada 80% tego czasu, czyli około 2700 h. Samolot wypróbowany został stosunkowo szeroko, lecz w ograniczonym zakresie i normalnych warunkach eksploatacyjnych.

Centralnym punktem ekspozycji we wspólnym pawilonie przemysłu brytyjskiego była dwumiejscowa wersja

samolotu „Harrier”. Samolot ten rozbił się podczas wstępnych prób wkrótce po zakończeniu salonu.

Drugi demonstrowany samolot VTOL, Dornier Do-31, doświadczalny prototyp samolotu transportowego, wyposażony w dwa silniki „Pegasus” i dodatkowo dwie baterie silników nośnych, wykonywał loty wielokrotnie podczas salonu. Jednak kontynuowanie tego programu, którego wynikiem miało być zbudowanie konstrukcji użytkowej, stoi pod znakiem zapytania, jak również produkcja seryjna znanego samolotu transportowego krótkiego startu i lądowania Breguet 941, wykonanego jedynie w małej serii składającej się z czterech sztuk, z których jedną demonstrowano w locie, a jedną na ziemi.

W dziedzinie śmigłowców dominowały konstrukcje produkowane i wypróbowane. Zwraçały tutaj uwagę radzieckie śmigłowce Mi-6, Mi-8 i Ka-26. Ten ostatni, będący śmigłowcem wielozadaniowym, pokazany był w wersji przystosowanej do poszukiwań geologicznych. Pokazano również kilka nowych konstrukcji wyposażonych w wirnik szywny (Sud Aviation SA-341, Bölkow Bo-105). Rozwój wirnika szywnego, mającego niewątpliwie zalety, jak nieczułość śmigłowca na położenie środka ciężkości, lepsza sterowność, prostota konstrukcji, nie osiągnął jeszcze poziomu rozwoju wirnika konwencjonalnego, ma mniejszą wytrzymałość zmęczeniową i stąd gorsze wskaźniki ekonomiczne.

Na stoiskach kilku wytwórni demonstrowane były prototypy i projekty śmigłowców sprzężonych (zespolonych), wyposażonych w dodatkowy ciąg i odciążające wirnik skrzydła. Były to prototypy niewielkich śmigłowców VFW H3 i H5 (z ciśnieniowym napędem wirnika) oraz modele projektowanych śmigłowców — na stoisku wytwórni Agusta (Włochy), Sud Aviation (Francja), Sikorsky (Stany Zjednoczone) i Lockheed (St. Zjednoczone). Duża liczba modeli takich śmigłowców świadczy o prowadzeniu prac rozwojowych nad zwiększeniem prędkości śmigłowców oraz o perspektywach śmigłowców sprzężonych.

*

W powyższym przeglądzie wymieniono jedynie niektóre wystawione samoloty i śmigłowce reprezentujące główne kierunki rozwojowe. Na marginesie tego przeglądu nasuwają się następujące ogólne uwagi.

Brak rewelacji był powodem wielu wypowiedzi, że okres między salonami jest zbyt krótki. Liczba wystawców jednak wzrasta i zakres stale się rozszerza, mimo znacznego podniesienia kosztów udziału w wystawie, co wywołało ostre protesty uczestniczących w niej wytwórni. Z przeglądu produkcji poszczególnych wytwórni wynika, że utrzymują one linie rozwojowe rzadko odbiegające od ustalonych kierunków produkcyjnych danej firmy.

Ulepszenie produkowanego sprzętu, budowa nowych wersji stanowi obecnie regułę i wiele wystawionych samolotów stanowiło kolejne szczeble rozwojowe typu produkowanego niejednokrotnie w ciągu kilkunastu lat (np. samolot BAC-167 „Jet Provost”, nowa wersja treningowo-łojowa typu, który wszedł do produkcji 13 lat temu).

Budowane są prototypy zbliżone do samolotów produkowanych, ale różniące się określonymi elementami. Dotyczy to np. odrzutowych samolotów służbowych. Wytwórnia Dassault buduje zminiaturyzowany „Fan Jet Falcon” — „Minifalcon” — o mniejszym udźwigu, ale również niższej cenie.

Przykładem rozszerzenia zakresu produkcji przez budowę nowych wersji podstawowych typów może być wersja transportowa radzieckiego samolotu pasażerskiego An-24, czy też czechosłowacki samolot szkolny Z-42 i turystyczna jego wersja Z-43 (różniąca się głównie środkową częścią kadłuba oraz zespołem napędowym) i in.

Należy zwrócić uwagę na reklamowaną na salonie międzynarodowej współpracę przy opracowywaniu nowych typów. Polega ona na tworzeniu mieszanych zespołów opracowujących prototyp oraz nadzorujących realizację programu i prowadzących próby, rozdziale wykonawstwa i produkcji oraz wspólnym finansowaniu prac. Do nowych programów tego typu należy Airbus A-300B i wielozadaniowy samolot myśliwski MRCA.

OPŁACALNOŚĆ PRZEWOZÓW LOTNICZYCH DALEKIEGO ZASIĘGU

Dokończenie

Poziom i tendencje jednostkowych kosztów eksploatacji

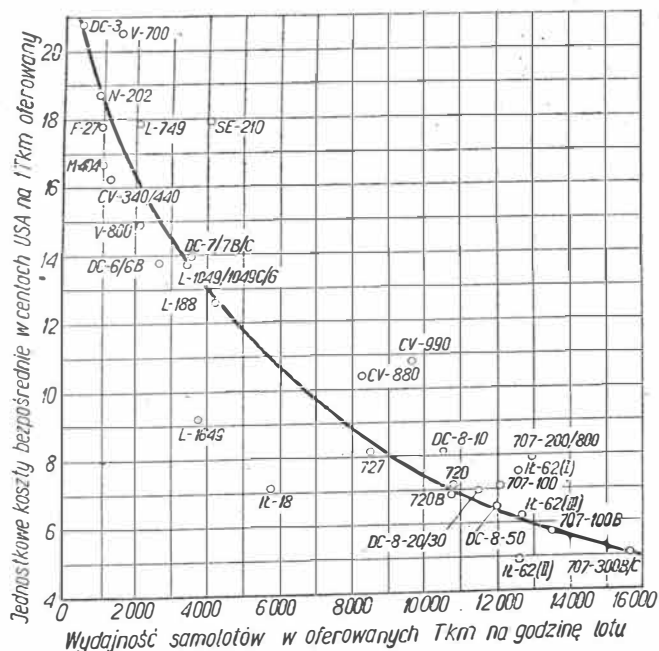
Na podstawie danych ICAO i IATA w odniesieniu do kosztów eksploatacji można ustalić co następuje:

W okresie od 1951 do 1969 r. koszt 1 Tkm oferowanego obniżył się z 25,2 do 15,3 centa, a więc o 39,3%. Na tę generalną obniżkę kosztów wpłynął przede wszystkim spadek kosztów na liniach międzynarodowych z średniej wartości 31,0 w 1951 r. do 14,4 centa w 1969 r., tj. o 53,5%. Jakkolwiek dane dla 1969 r. obliczono tylko szacunkowo, to jednak w dalszym ciągu przyjmuje się je, jako najniższe wskaźniki, za podstawę do porównywania z odpowiednimi wskaźnikami możliwymi do osiągnięcia w warunkach polskich.

Szczególny wpływ na ogólny spadek jednostkowych kosztów eksploatacji miała obniżka kosztów wykonywania lotów oraz kosztów przeglądów i remontów.

Tempo obniżki kosztów na liniach zagranicznych wzro-

3. Wykres zależności jednostkowych bezpośrednich kosztów eksploatacyjnych od wydajności samolotów. I — przewidywane koszty dla pierwszych lat eksploatacji samolotu Il-62 przez „Lot”, II — koszty dla optymalnych warunków eksploatacji, III — przewidywane koszty dla normalnej eksploatacji w warunkach „Lotu”. Źródła: ICAO Circular 77-AT/12 z 1966 r. dla samolotów zachodnich, obliczenia własne dla samolotów Il-18 i Tu-134 oraz dla Il-62 przypadek I i II, dane wg Aviaexportu dla samolotu Il-62 przypadek II



sło znacznie od 1959 r., kiedy to zaczęła się znacznie powiększać różnica w wydajności sprzętu na trasach międzynarodowych (duże samoloty odrzutowe) i wewnętrznych. W ostatnich paru latach obniżka kosztów uległa znów pewnemu zahamowaniu. Według IATA następuje tu nawet pewna stabilizacja, wynikająca m.in. z tego, że tempo obniżki spowodowanej postępem w samym lotnictwie jest niewiele większe od tempa wzrostu pozostałych elementów kosztów (wzrost płac, tendencje inflacyjne w ocenach materiałów itd.). Jak wiadomo, koszty eksploatacyjne można podzielić na koszty bezpośrednie i koszty całkowite.

Na poziom kosztów bezpośrednich wpływa zarówno charakterystyka sprzętu latającego, jak i całokształt warunków eksploatacji. Jeżeli chodzi o sprzęt to rzucającą się w oczy prawidłowością jest obniżenie się jednostkowego kosztu bezpośredniego w miarę używania samolotów o coraz większej wydajności. Przez wydajność samolotu rozumie się przede wszystkim liczbę jednostek pracy przewozowej możliwych do wykonania (oferowanych) w określonej jednostce czasu. Zależy ona zatem od prędkości i udźwigu handlowego samolotów. Można ją liczyć w tonokilometrach oferowanych na godzinę lotu, lub na dzień (rok). W tym drugim przypadku jej wartość zależy będzie od jeszcze jednego czynnika, tj. od liczby godzin możliwych do wylatania w ciągu doby (roku).

Porównując wydajność godzinową samolotów stwierdzić można gwałtowny przeskok, jaki nastąpił z chwilą wprowadzenia samolotów odrzutowych 3- i 4-silnikowych, co znalazło też wyraz w odpowiedniej obniżce jednostkowych kosztów bezpośrednich (rys. 3). Nie wydaje się słuszne przypisywanie większego znaczenia prędkości, aniżeli udźwigowi handlowemu samolotów, jak to się sugeruje w niektórych publikacjach lotniczych. Wydajność samolotów w wersji towarowej (all cargo) jest na ogół parokrotnie większa, niż samolotów w wersji pasażerskiej, przy czym koszt oferowanego tonokilometra jest odpowiednio niższy o ok. 25% w przypadku 4-silnikowych samolotów śmigłowych i o ok. 60% w przypadku samolotów odrzutowych.

Jeżeli chodzi o całkowity koszt jednostkowy oferowanej pracy przewozowej, można w oparciu o informacje ICAO, obejmujące — w zależności od rodzaju danych — od 22 do 41 przedsiębiorstw lotniczych o różnej wielkości i charakterze eksploatacji, stwierdzić następującą prawidłowość:

1. Koszty jednostkowe są na ogół niższe w przedsiębiorstwach wykazujących większą wartość następujących wskaźników:

a) średni udźwig handlowy samolotu, b) średnia prędkość

kość samolotu, c) średnia wartość pracy przewozowej oferowanej na 1 samolot, d) średnie wykorzystanie samolotu mierzone w liczbie godzin lotu na dobę, e) średnia wartość pracy przewozowej oferowana na 1 samolot dziennie, f) praca przewozowa oferowana na 1 pracownika przedsiębiorstwa, g) średnia długość odcinka lotu, h) praca przewozowa oferowana na 1 lot, i) praca przewozowa oferowana na 1 obsługiwany port lotniczy.

Czynniki wymienione pod a—e wpływają przede wszystkim na kształtowanie się kosztów bezpośrednich, natomiast czynniki wymienione pod f—i wpływają na ogół na równej mierze na koszty bezpośrednie i pośrednie.

2. Spośród wymienionych czynników szczególnie silny wpływ wykazuje wartość oferowanej pracy przewozowej na 1 samolot dziennie (głównie koszt bezpośredni) oraz na 1 wykonywany lot (koszt bezpośredni i pośredni).

3. Z reguły przedsiębiorstwa, w których jeden z wymienionych wskaźników kształtuje się korzystnie, mają podobnie korzystne pozostałe z tych wskaźników. Przy tym wyniki są tym lepsze, im większa jest intensywność ruchu; przy podobnej intensywności ruchu najniższe koszty jednostkowe, bezpośrednie i pośrednie, osiągają przewoźnicy długodystansowi, a to dzięki używaniu wydajniejszych samolotów na dłuższych odcinkach.

Powyższe prawidłowości tłumaczą dlaczego wśród badanych przedsiębiorstw (wg danych z 1964 r.) najwyższe koszty jednostkowe wykazywały przedsiębiorstwa małe, jak MEA, AUA, CAA, Finnair, Royal Air Maroc, Turk hava Yollari i in. (ponad 30 centów na 1 Tkm), natomiast stosunkowo niskie koszty wykazywały przedsiębiorstwa o rozwiniętej sieci linii dalekiego zasięgu, jak Northwest, TWA, Pan Am, CPAL, BOAC, Air India, Pakistan International, Quantas KLM, Air Canada, EL AL i Lan Chile (od 12,5 do 20 centów na 1 Tkm). W grupie pośredniej (koszt w granicach 20—30 centów na 1 Tkm) uplasowały się m.in. przedsiębiorstwa zachodnio-europejskie: Transportes Aereos Portugueses, BEA, SAS, Air France, Flugfelag, SABENA, Swissair, Lufthansa, Iberia i Alitalia.

Warto przypomnieć, że w tymże 1964 r. średni koszt 1 Tkm oferowanego przez regularnych przewoźników lotniczych w państwach ICAO wynosił 18,3 centa, w tym na liniach zagranicznych 18,4 centa, zaś na samym Atlantyku Płn. według danych Pan Am — 16,2 centa. Tak więc o kształtowaniu się średniej światowej decydują wyniki największych przedsiębiorstw, wykazujących — jak podano wyżej — koszt jednostkowy w granicach 12,5 — 20 centów na 1 Tkm oferowany.

A oto jak kształtował się koszt oferowanej pracy przewozowej oszacowany wg danych ICAO i IATA za ostatnie lata:

Tablica 3

Rok	Koszt 1 Tkm oferowanego w centach USA				Koszt 1 pkm oferowanego w centach USA			
	ICAO międzynarodowe i wewnętrzne	IATA			ICAO, międzynarodowe i wewnętrzne	IATA		
		międzynarodowe	Europa	Atlantyk Płn. i Środk.		międzynarodowe	Europa	Atlantyk Płn. i Środk.
1966	17,2	15,6	26,9	13,0	1,9	1,70	2,94	1,58
1967	16,0	15,1	26,4	12,5	1,8	1,70	2,90	1,55
1968	15,6	14,5	24,9	12,2	1,8	1,60	2,92	1,55
1969	15,3	14,4	24,1	12,0	1,7	1,60	2,77	1,52

Z powyższymi wskaźnikami należy porównać wyniki osiągnięte lub możliwe do osiągnięcia w warunkach naszego kraju.

Rentowność eksploatacji linii zagranicznych w warunkach „Lotu”

Porównywalność wyników eksploatacyjnych osiągniętych w warunkach polskich z wynikami światowymi jest utrudniona z dwóch powodów:

- z powodu różnej struktury wewnętrznej kosztów i cen w stosunku do struktury cen światowych. Szczególnie wydatnie występuje to zagadnienie przy rozpatrywaniu naszych taryf krajowych, których niski poziom odpowiada właśnie cenom i płacom krajowym,
- z powodu trudności przeliczania walut obcych przy istnieniu różnych kursów podstawowych, specjalnych, granicznych itd.

Tę drugą trudność można jednak przezwyciężyć stosując jednolite przeliczniki walut przyjęte od 1968 r. dla oceny działalności „Lotu”.

Koszt oferowanej pracy przewozowej dla posiadanych przez „Lot” typów samolotów został obliczony w centach USA w oparciu o dane z ubiegłych lat, przekształcone szacunkowo stosownie do nowego systemu finansowego i w przypadku samolotu Tu-134 uzupełnione szacunkowo tam, gdzie brak jeszcze dostatecznych doświadczeń eksploatacyjnych. Natomiast dla samolotów Il-62, dotychczas przez „Lot” nie posiadanych, dokonano obliczeń na podstawie szczegółowej kalkulacji kosztów eksploatacji linii atlantyckiej w warunkach przedstawionych niżej, z uwzględnieniem posiadanych danych o sprzęcie (dane katalogowe, uzupełnione niepełnymi informacjami z eksploatacji z innych przedsiębiorstw). Według ostrożnych obliczeń dokonanych przez „Lot” dla pierwszych lat eksploatacji samolotów Il-62 otrzymano koszt 1 Tkm oferowanego wynoszący 12,8 centa. Przyjmując dane katalogowe dotyczące wydatków bezpośrednich eksploatacji samolotów Il-62, należałoby wymieniony koszt w warunkach „Lotu” obniżyć do 9,9 centa. Biorąc pod uwagę opisaną poprzednio prawidłowość obniżania się kosztów eksploatacji w miarę powiększania się wydajności samolotów można istotnie przewidywać, że koszt 1 Tkm dla Il-62 będzie się kształtował — po właściwym wyrobieniu sprzętu — na poziomie niższym od kosztu 1 Tkm dla Il-18 (wynoszącego 11,7 centa), a więc na poziomie 10,0—11,0 centów na 1 Tkm oferowany. Na innych liniach może się on kształtować nieco wyżej na poziomie ok. 12 centów.

Porównanie kosztu (w centach USA) oferowanego tonokilometra dla samolotów „Lotu” z przeciętnym kosztem osiąganym przez ogół przedsiębiorstw w danych rejonach (wg danych szacunkowych na 1969 r.) przedstawione jest w tabl. 4.

Jak widać z konieczności uproszczonego zestawienia, nasze koszty są dla większości typów sprzętu wyższe

Tablica 4

	Linie międzynarodowe	Europa	Atlantyk Płn. i Śr.
ICAO/IATA	14,4	24,1	12,0
„Lot”			
Ił-14	20,0	20,0	—
An-24	18,3	18,3	—
Tu-134	14,0	14,0	—
Ił-18	11,7	11,7	—
Ił-62	12,0	12,0	10,0—11,0

od średnich osiąganych na międzynarodowych liniach członków IATA, jednak w naszym rejonie są niższe od kosztów ogółu partnerów. Szacunkowo określone koszty samolotu Ił-62 wskazują na możliwość osiągnięcia poziomu konkurencyjnego również na linii atlantyckiej, jednak różnica w stosunku do średniej oszacowanej wg danych IATA jest znacznie mniejsza niż w rejonie europejskim. Czy należy stąd wyprowadzić wniosek, iż na liniach europejskich mamy większe możliwości konkurencyjności z innymi przedsiębiorstwami?

Należy stwierdzić przede wszystkim, że samoloty Ił-14 są już całkowicie wycofane z ruchu międzynarodowego, zaś samoloty An-24 mogą być używane tylko na najkrótszych odcinkach i ustąpić muszą w konkurencji z odrzutowcami. Z tego ostatniego powodu muszą być z lotów zagranicznych (poza czarterami i lotami towarowymi) wycofane również samoloty Ił-18. Pozostają samoloty Tu-134, które jednak ze względu na ograniczony udźwig i niedostateczną ładowność towarową mają również ograniczone zastosowanie. Dodać należy, że nasi partnerzy używają w coraz szerszym zakresie samolotów takich, jak Boeing 727, Douglas DC-9, Hawker Siddeley „Trident”, których koszt jednostkowy jest niewątpliwie niższy od przeciętnej z linii europejskich; że większość z tych partnerów może się decydować na eksploatację linii do Polski nawet przy ujemnym wyniku finansowym, o ile linia ta zasila ich linie dalekiego zasięgu; że wreszcie — jak pokazuje zestawienie podane w I części artykułu — rozbieżność między krytycznymi i rzeczywistymi wskaźnikami wykorzystania ciężaru handlowego jest w Europie większa niż w jakimkolwiek innym obszarze.

Jeżeli chodzi o linie dalekiego zasięgu, poza linią atlantycką, trudno byłoby ustalić średni koszt eksploatacji samolotów Ił-62 bez ścisłego określenia założeń eksploatacyjnych poszczególnych linii. Istotne znaczenie dla dobrych wyników miałyby wykonywanie lotów na odcinkach pozwalających na pełne wykorzystanie udźwigu handlowego samolotów, tj. 23 T, co jest niemożliwe w lotach „non-stop” z Warszawy do Ameryki Płn. (założonych w kalkulacji).

Korzystniej niż w przypadku oferowanych tonokilometrów przedstawia się dla samolotu Ił-62 koszt oferowanego pasażerokilometra w stosunku do średniego osiąganego na linii atlantyckiej. Otóż 1 pkm dla Ił-62 w wersji 148-miejscowej (podobnej do zakupionej przez CSA) powinien — po wyrobieniu sprzętu — kosztować ok. 1,0 centa, a wg obecnej ostrożnej oceny — ok. 1,3 centa, podczas gdy wg szacunku dokonanego na podstawie danych IATA koszt 1 pkm oferowanego na Atlantyku Płn. i Środkowym kształtuje się w 1969 r. na poziomie ok. 1,5 centa.

W końcu jedno zastrzeżenie. Porównywalność kosztów w warunkach naszych i światowych nie jest zupełna,

a wyniki obliczenia kosztów przedstawiać się będą w warunkach „Lotu” różnie w zależności od tego, jakie zastosuje się przeliczniki.

Przykład projektu linii dalekiego zasięgu — linia atlantycka

Jako przykład wybrana została linia łącząca Polskę z Ameryką Płn., a to z przyczyn następujących:

- ruch atlantycki stanowi nawet w warunkach polskich potencjał równy w przybliżeniu potencjałowi lokalnych przewoźców europejskich z Polski i do Polski

- linia atlantycka, która wobec istniejącej konkurencji musiałaby być eksploatowana w zasadzie bez łądowników pośrednich, stawia najwyższe wymagania co do sprzętu (zasięg lotu, czas lotu nad morzem, udźwig handlowy); w związku z tym samolot przydatny do eksploatacji tej linii może być wykorzystany również „ubocznie” na innych liniach dalekiego zasięgu, z krótszymi odcinkami „non-stop”, a także na liniach europejskich
- trasy atlantyckie mają, po trasach europejskich, najwyższy krytyczny wskaźnik wykorzystania ciężaru handlowego oraz największą rozpiętość między wskaźnikiem krytycznym i rzeczywistym; można więc przyjąć, że jeśli w warunkach „Lotu” możliwe okaże się konkurencyjność z innymi przewoźnikami na linii atlantyckiej, tym samym możliwe będzie — przy odpowiedniej wielkości rynku — oplacalne eksploatowanie innych linii dalekiego zasięgu przy użyciu podobnego typu sprzętu. Spośród wielu kolejno opracowywanych projektów linii atlantyckiej wybrano jako przykład jeden z ostatnich, który charakteryzuje się następującymi założeniami.

Trasa Warszawa — port lotniczy północnoamerykański bez międzylądowania, obsługiwana 2 do 3 razy tygodniowo samolotem typu Ił-62 ze 148 miejscami pasażerskimi i średnim udźwigniem handlowym 14,8 T.

Dla zabezpieczenia eksploatacji potrzebne są 2 samoloty, z tym, że nadwyżkę ich zdolności przewozowej, nie wykorzystaną na linii atlantyckiej, zagospodarowuje się na liniach europejskich i pozaeuropejskich oraz w czarterach.

Przewiduje się uruchomienie dwóch nowych placówek w Ameryce Płn. i odpowiednie zwiększenie personelu. Po okresie rozruchu linia powinna osiągnąć przewozy roczne równe w przybliżeniu 15 000 pasażerów (w obu kierunkach łącznie), ze wskaźników wykorzystania ciężaru handlowego równym ok. 50%, a więc niższym od osiąganego przeciętnie na liniach atlantyckich wskaźnika ok. 54% (1968/69 r.). Założono przy tym średnie wpływy w zasadzie zbliżone do średnich wpływów osiągniętych na trasach atlantyckich w przewozach pasażerskich, towarowych i pocztowych. W przypadku zmniejszenia się średnich wpływów przewiduje się odpowiedni wzrost współczynników załadunku.

Roczne wyniki, po uwzględnieniu kosztów eksploatacji i przy wliczeniu do wydatków dewizowych również amortyzacji zakupu sprzętu, zamknęłyby się nadwyżką 1,3—1,6 mln dol. rocznie (zależnie od sposobu liczenia amortyzacji), przy kursie wynikowym niższym od bankowego. Również w rachunku złotowym osiągnięto by zadowalające rezultaty, przy czym nadwyżka wpływów nad kosztami byłaby znacznie większa od umownej marży 17% przyjmowanej w materiałach IATA.

Oczywiście, uruchomienie linii dalekiego zasięgu wymagałoby zainwestowania poważnych nakładów. Jednak można przewidywać, że nakłady te zostałyby spłacone z nadwyżek eksploatacyjnych — gdy chodzi o omawianą linię — w okresie ok. 3 lat. W tych warunkach byłoby możliwe sfinansowanie inwestycji w postaci kilkuletniego kredytu, np. na zasadzie samospłaty.

Warto dodać, że wspomniany wyżej projekt nie jest jedyny. Inne projekty przewidywały również interesujące wyniki, z uzyskaniem dewiz netto z linii atlantyckiej, zależnie od typu sprzętu i od założonego programu, w granicach 1,3—1,9 mln dol. rocznie (projekt „Lotu” z 1967 r.), a nawet 2,3—3,3 mln dol. rocznie (kalkulacja OBET z 1968 r.).

W swoim czasie opracowywano też wspólny projekt paru przedsiębiorstw lotniczych KDL (1964), który przewidywał uzyskanie ze wspólnego przedsięwzięcia uzysków netto rzędu 3 mln dol. rocznie. Oczywiście i w tym przypadku partnerzy musieliby dać swój sprzęt.

W artykule podano trudności występujące przy starcie i lądowaniu samolotów z nawierzchni lotniskowych pokrytych warstwą błota i wody i opisano metody zwalczania tych trudności przy dodatnich i ujemnych temperaturach otoczenia. Przytoczono poza tym zależność wzrostu długości rozbiegu samolotu od grubości warstwy błota i od ciągu silników przypadającego na jednostkę ciężaru samolotu.

WALKA Z WARSTWĄ BŁOTA I WODY NA NAWIERZCHNIACH LOTNISKOWYCH

W okresie jesienno-zimowym, zimowo-wiosennym, a także zimowym występują znaczne trudności w czasie startu i lądowania samolotów z nawierzchni lotniskowych pokrytych warstwą błota i wody. Trudności te zwiększają się przy gwałtownym spadku temperatury poniżej 0 °C i wystąpieniu oblodzenia nawierzchni. Przy lądowaniu występują wówczas poślizgi oraz znacznie zostaje wydłużona droga hamowania z powodu bardzo małego współczynnika przyczepności kół do nawierzchni. Warstwa błota i wody między oponami kół samolotu a nawierzchnią wywołuje hydrodynamiczne unoszenie kół, co może doprowadzić do ograniczenia możliwości kierowania samolotem.

Przy starcie samolotu z nawierzchni pokrytej błotem i wodą występują znaczne siły oporu zmniejszające poważnie prędkość samolotu.

Zasysanie błota i wody do silników odrzutowych może doprowadzić do znacznego zmniejszenia ciągu, a także uszkodzenia czy nawet zatrzymania silników. Zdarzają się również wypadki uszkodzenia konstrukcji płatowca. Warstwa wody i błota może występować na nawierzchni w różnej postaci zależnie od temperatury, pory roku i warunków klimatycznych lotniska.

Pod nazwą błoto należy rozumieć wszystkie meteorologiczne opady osadzające się na nawierzchni, a więc:

- suchy śnieg
- mokry śnieg
- błoto z wodą (mieszanka pulpy śniegowej i cząstek humusu)
- woda stojąca (po opadach deszczu).

Ponadto znacznie rzadziej mogą występować opady osadzające się na nawierzchni, jak: rosa, szron, sadz miękka, sadz twarda, gołoledź, mżawka, śnieg ziarnisty, krupy lekkie, krupy ciężkie, deszcz lodowy, grad, igły lodowe, mgły roszące itp.

Błoto powstaje najczęściej z mieszanki cząstek gruntu (humusu) naniesionego na nawierzchnię przez wiatr lub wodę, cząstek nawierzchni (wskutek wietrzenia, łuszczenia czy ścierania się nawierzchni) oraz opadów atmosferycznych. Występuje też pył pochodzenia orga-

nicznego naniesiony z sąsiednich nawierzchni trawiastych oraz pył przemysłowy.

Błoto i woda nawet w cienkiej warstwie ok. kilku milimetrów daje warstwę poślizgową bardzo niekorzystną dla eksploatacji samolotów.

Ponieważ współczynniki przyczepności zmieniają się w okresie całego roku zależnie od występowania opadów i stanu nawierzchni, w krajach Europy zachodniej oraz w USA i Kanadzie rozpoczęto szerokie badania nad problemem błota na drogach startowych.

Starano się określić wymagania dla dopuszczalnej minimalnej grubości warstwy błota (opadów) na drogach startowych, w celu:

- zmniejszenia niebezpieczeństwa uderzenia błota w samolot,
- zmniejszenia możliwości uszkodzenia silników i konstrukcji samolotu,
- zmniejszania długości rozbiegu i dobiegu,
- ograniczania liczby wypadków lotniczych.

Badania przeprowadzone przez ICAO ustaliły, że zwiększenie długości rozbiegu samolotu zależy od grubości warstwy błota i ciągu silnika przypadającego na jednostkę ciężaru samolotu (tablica).

Zwiększenie długości rozbiegu samolotów w procentach w zależności od ciągu przypadającego na jednostkę ciężaru samolotu i od grubości warstwy błota

Ciąg przypadający na jednostkę ciężaru samolotu		0,30	0,25	0,20
Zwiększenie długości rozbiegu [%]	przy grubości warstwy błota do 1,25 cm	22	27	30
	przy grubości warstwy błota do 2,50 cm	62	64	84

W USA organizacja FAA opracowała specjalne zalecenia określające ciężar samolotu w stosunku do ciągu jego silników i długości drogi startowej na nawierzchni pokrytej błotem.

Również instrukcje lotnicze Wielkiej Brytanii zostały ostatnio uzupełnione rozdziałem „Wpływ opadów atmosferycznych na charakterystyki samolotów w locie”.

Powyższe instrukcje, wytyczne i zalecenia obliczeniowe i doświadczalnie uwzględniają wpływ błota (opadów atmosferycznych) na charakterystyki w locie danego typu samolotu, co jest ważne nie tylko ze względów eksploatacyjnych, ale także ze względów konstrukcyjnych.

Instrukcje te domagają się od służb lotniskowych pełnego oczyszczania dróg startowych z opadów meteorologicznych (błota) bez żadnych przerw w ciągu doby. Dla zmniejszenia lub eliminacji wpływu błota (osadów meteorologicznych) na lotniskach wprowadzono udoskonalenia w samej konstrukcji nawierzchni lotniskowych w celu zwiększenia jej retencji, jak:

- nacięcie kanalików poprzecznie do osi podłużnej drogi startowej, o przekroju kwadratowym 6×6 mm w odstępach co 25 mm,
- wykonanie warstwy ścieralnej z porowatego materiału,
- przeciwdziałanie zaleganiu błota na małych spadkach przez wykonanie odwodnienia z gęstą siecią studzienek ściekowych oraz drenażem.

Na nawierzchniach gdzie takie udoskonalenia nie zostały zaprojektowane i wykonane, a zdarzają się znaczne ilości opadów atmosferycznych, konieczne jest szybkie oczyszczanie nawierzchni lotniskowych, specjalnie ze śniegu i błota.

Lotniskowe urządzenia oczyszczające powinny zabezpieczać pełne oczyszczanie nawierzchni również w czasie trwania opadu, nawet przy grubości warstwy wody lub błota ok. 1 mm. Taka cienka warstwa może być przyczyną poślizgu oraz zmniejszenia możliwości hamowania i kierowania samolotem. Nie można w żadnym wypadku dopuszczać do zajeżdżania śniegu czy zamarzania stojącej wody.

Służba lotniskowa powinna mieć odpowiednią liczbę specjalnych urządzeń o takich charakterystykach, ażeby mogły one za jednym przejściem szybko oczyścić drogę startową na potrzebną szerokość.

Oczyszczanie drogi startowej na długości 2100—2400 m i więcej należy przeprowadzać na szerokości 30 m na całej długości, zaczynając od ścieku drogi startowej. Szerokość tę w miarę polepszania się warunków meteorologicznych należy poszerzać do 36—45 m, a następnie do pełnej szerokości drogi startowej.

Doświadczenia eksploatacyjne wykazały, że przy oczyszczaniu dróg startowych lotnisk najbardziej efektywne ekonomicznie i technicznie są motorowe pługi gąsienicowe (z pługami o gumowych zgarniaczach), pługi wirnikowe odrzucające śnieg na znaczne odległości oraz szczotki mechaniczne o różnej konstrukcji.

W rezultacie oczyszczania drogi startowej osady powinny być w miarę możliwości natychmiast wywożone, ponieważ powstające wały z osadów zamarzają przy spadku temperatury, stanowiąc przy bocznym wietrze i śliskiej nawierzchni niebezpieczeństwo dla samolotów.

Przy oczyszczaniu nawierzchni ze śniegu, błota, wody i lodu ważna jest informacja o grubości i gęstości warstwy tych opadów. Można to uzyskać przez pogrążanie wytaro-

wanej sondy w odległościach co 300 m wzdłuż osi drogi startowej, po jej obydwu stronach. Średnią grubość i gęstość warstwy opadu (błota) na drodze startowej określa specjalny dział służby meteorologicznej.

W niektórych krajach, np. w śródziemnomorskim rejonie ICAO (FUM), stosowane są jedynie metody opisowe stanu nawierzchni, a grubość i gęstość opadu oceniana jest subiektywnie.

Informacja o stanie nawierzchni i ewentualnych zmianach wartości współczynników przyczepności i związanych z tym przewidywanych długości rozbiegu i dobiegu podaje się pilotom przez radio, przed podejściem do lądowania, zalecając ewentualnie użycie spadochronów hamujących.

Pozwala to na zwiększenie bezpieczeństwa i regularności lotów samolotów oraz zmniejszenie lub wyeliminowanie wypadków poślizgu.

O ile opady wystąpią na nawierzchni przy równoczesnym gwałtownym spadku temperatury poniżej 0°C to do walki z gołoledzią mogą być stosowane metody chemiczne, mechaniczne lub chemiczno-mechaniczne. Ze środków chemicznych stosowane są różne sole chlorowe oraz ciecze odladzające.

Jako środki mechaniczne stosowane są maszyny cieplne lub zasysające i ogrzewanie nawierzchni. Środki chemiczne mogą być stosowane na sucho w postaci chlorku wapnia w łuskach oraz w postaci roztworu 10—30%.

Do rozsypywania soli konieczne są samochody wyposażone w urządzenia roztrzaskujące z dokładnością od 10 do 30 gramów/1 m². Jest to podyktowane dużą agresywnością soli w stosunku do nawierzchni lotniskowych niczym nie zabezpieczonych oraz samolotów, głównie silników i podwozia. Dlatego dawki soli powinny być niewielkie, a po stopnieniu śniegu lub lodu nawierzchnia powinna być szybko oczyszczona.

Sole chlorowe powodują pewne szkody w nawierzchni przez działanie fizyczne — szybkie schłodzenie nawierzchni zimą oraz krystalizacja soli w cieplej porze roku — prowadzące do złuszczeń nawierzchni. Ponadto sole działają chemicznie rozpuszczając i rozkładając lepiszcze, głównie cementowe, mniej bitumiczne. Stosowanie soli chlorowych w postaci solanek wymaga odpowiedniego sprzętu do równomiernego rozlewania solanki oraz jest mniej skuteczne niż sól w postaci stałej.

Sole chlorowe przy umiejętnym ich stosowaniu nie wywołują uszkodzeń nawierzchni, a ponadto są najtańszym środkiem, dlatego mogą być powszechnie stosowane przy przestrzeganiu następujących zaleceń:

- beton cementowy powinien być co najmniej 3-letni i zabezpieczony od przenikania roztworów soli i wody np. preparatem Hartobet A + B,
- sole powinny być roztrzaskane z dokładnością od 10 do 30 gramów/1 m²,
- natychmiast po stopnieniu należy usuwać powstałe błoto z nawierzchni wraz z solą,
- do czasu usunięcia błota z solą z nawierzchni ruch samolotów nie powinien być dozwolony.

W celu zmniejszenia szkodliwego działania na powierzchnię soli chlorowych stosowane są od niedawna znacznie droższe i mniej skuteczne płyny odladzające, jak:

- alkohol metylowy (metanol)

- mieszanka alkoholu metylowego z glikolem 90 : 10
- mieszanka alkoholu izopropylowego z glikolem 3 : 1

Niedogodnością stosowania płynów odladzających są ich właściwości palne i trujące. Konieczny jest specjalny sprzęt do rozpryskiwania płynów w małych ilościach, równomiernie na nawierzchni od 0,03 do 0,50 l/m² (opłacalna dawka wynosi ok. 0,20 l/m²).

Sole chlorowe np. chlorek wapnia jest skuteczny w temperaturach do -55 °C, chlorek sodu do -21 °C, natomiast ciecze odladzające tylko do -5 °C (najwyżej do -8 °C). Ciecze odladzające stosowane są na niektórych lotniskach w NRD czy Anglii ze względu na mniejsze uszkodzenia nawierzchni lotniskowej, ponadto nie powodują one korozji samolotów.

Na wielu lotniskach stosowana jest sygnalizacja akustyczna i optyczna alarmująca służbę lotniskową o stanie nawierzchni przez stałe automatyczne pomiary temperatury i wilgotności.

Ponadto na niektórych lotniskach oprócz sygnalizacji świetlnej czy akustycznej stosowane są elektryczne instalacje grzewcze w celu utrzymywania nawierzchni w stanie suchym.

Do ogrzewania nawierzchni stosuje się instalacje elektryczne i parowe wysokiego ciśnienia. W krajach posiadających tanią ropę naftową, np. w ZSRR do zwalczania oblodzenia czy śniegu używane są urządzenia cieplne, składające się z silnika odrzutowego na specjalnym podwoziu.

W przypadku ogrzewania nawierzchnia zostaje nie tylko oczyszczona z opadów, ale również osuszona, przez co otrzymuje się najbardziej bezpieczne warunki dla ruchu samolotów zbliżone do okresu letniego.

Urządzenia cieplne również powodują pewne uszkodzenia nawierzchni przez gwałtowne nagrzewanie (uprzednio zamrożonej) nawierzchni, ponadto obserwuje się na nawierzchniach cementobetonowych wytapanie i wydmuchiwanie masy zalewowej ze szczelin dylatacyjnych. Na nawierzchniach bitumicznych urządzenia cieplne mogą spowodować sfałowanie.

Ogólnie rzecz biorąc, stosowanie soli chlorowych, cieczy odladzających i urządzeń cieplnych należy uważać za zabiegi awaryjne lub dodatkowe, które zawsze będą powodować pewne ujemne skutki uboczne, nawet przy bardzo ostrożnym używaniu tych metod w połączeniu ze sprzętem mechanicznym.

Literatura

1. Horne Walter B.: *Skidding accidents on runways and highways can be reduced.*
2. „ICAO 5-th Air Navigation Conf.”, Montreal, 1967, „Work Paper” 1967, Agenda Item 3, 7, 30 pp (Angl.).
3. Pytlewski Z.: *Kryteria techniczne dla kondensacji pary atmosferycznej na nawierzchni lotniskowej.* „Badanie szkodliwości działania soli higroskopijnych na nawierzchnie betonowe i bitumiczne. Badanie szkodliwości działania soli higroskopijnych na niektóre części samolotu. Sole higroskopijne i ich szkodliwe skutki uboczne na nawierzchnie cemento-betonowe, bitumiczne, metale, gumę i skórę. Prace Instytutu Technicznego Wojski Lotniczych 1960—1966.

Mgr MAREK ŻEBROWSKI

REJESTRATOR LOTU I PRACY SILNIKÓW „ASTROLOG“

Wiele zachodnich towarzystw lotniczych zainstalowało w swoich samolotach rejestrator lotu zwany „Astrolog”. Pierwszym z nich było towarzystwo American Airlines, wprowadzając go w 1964 r. do prób w locie. Próby w locie trwające 1400 h udowodniły słuszność założeń konstrukcyjnych. Po zastosowaniu pewnych ulepszeń „Astrolog” w 1966 r. został wprowadzony na pokład samolotów BAC 1-11 należących do American Airlines. W latach 1967—68 wyposażono w rejestrator pozostałe typy samolotów tego towarzystwa; rozpoczęły stosować go również inne towarzystwa. Koszt kompletnego rejestratora lotu „Astrolog” wynosi 200 000 dolarów.

Rejestrator lotu „Astrolog”, budowany przez AiResearch Division of Garrett Corp., rejestruje w sposób ciągły zachowanie się samolotu i pracę silników. Po zakończeniu każdego lotu taśma rejestracyjna podlega natychmiastowej analizie przez elektroniczną maszynę cyfrową. Na wyjściu z maszyny cyfrowej drukowana jest „Karta odchyień” zawierająca bezpośrednio czytelny opis wszystkich nieprawidłowości lotu i pracy silników oraz wartości przekraczające granice eksploatacyjne ustalone przez producenta i użytkownika samolotu.

„Astrolog” składa się z dwu niezależnych zespołów: jeden rejestruje zachowanie się samolotu, drugi rejestruje pracę silników. Zespół rejestrujący zachowanie się samolotu spełnia jak gdyby rolę działającego bez przerwy pilota-instruktora, sprawdzającego w powietrzu umiejętności załóg latających. Jeśli na przykład podczas startu przednie koło zostało uniesione zbyt późno lub podczas podejścia do lądowania dopuszczono do zbyt dużej prędkości opadania, zostaje to zarejestrowane i wykazane na „Karcie odchyień”. Dzięki temu kierownictwo towarzystwa lotniczego dysponuje możliwością natychmiastowego wykrycia braków w programach szkoleniowych personelu latającego i błędów w instrukcjach eksploatacji samolotów w powietrzu. Oprócz tego rejestrowanie wszystkich odchyień w pilotażu, jakich dopuszczają się piloci umożliwia ich usunięcie drogą dodatkowego treningu i konsultacji zanim przybiorą niebezpieczną formę. Duże towarzystwa lotnicze są aktualnie w stanie sprawdzić mniej niż 1% swoich załóg rocznie za pomocą dotychczasowych metod kontroli umiejętności pilotów w powietrzu, „Astrolog” działając, od chwili ruszenia samolotu z płyty postojowej na start do chwili zatrzymania na płycie po przylocie, przeprowadza w każdym locie całkowitą kontrolę umiejętności wszystkich członków załogi. Codziennie rano „Karty odchyień” z poprzedniego dnia (American Airlines 1170 lotów dziennie) są przeglądane i w razie ko-

AMERICAN AIRLINES
ASTROLOG EXCEPTION REPORT.

- ① DATE 09 07 67 FLT 0545 LEG 1 ACFT 5039 CAPT NO 35762
- ② ROTATION SPEED STANDARD VR+18.5 KNOTS F/O
- ③ LIMIT EXCEEDED MACH NUMBER FOR 212 SEC PEAK VALUE 0.792 AT 25320 FT START 1540 END 1544 GMT F/O
- ④ LIMIT EXCEEDED BANK ANGLE FOR 32 SEC PEAK VALUE -40.2 DEG AT 5250 FT START 1604 GMT CPT
- ⑤ APPROACH DESCENT RATE EXCEEDED FROM 1886 TO 1189 FT AFL PEAK VALUE 2412 FPM START 1609 GMT CPT
- ⑥ FUEL FLOW VARIATION BETWEEN 197 FT AFL AND 48 FT AFL 1825 PPH CPT
- ⑦ REVERSERS NOT RELATCHED AT 50 KNOTS CPT
- ⑧ OUT 1510 GMT OFF 1518 GMT ON 1610 GMT IN 1615 GMT

Karta odchyień drukowana na wyjściu z elektronicznej maszyny cyfrowej jako rezultat przetworzenia danych uzyskanych przez rejestrator lotu „Astrolog”:

- 1 — data: 7 września 1968 r., numer lotu 545, numer kolejny odcinka lotu 1, numer rejestracyjny samolotu 5039, dowodził kapitan zatrudniony pod numerem 35762,
- 2 — drugi pilot (F/O) startując uniósł przednie podwozie przy prędkości o 34 km/h większej niż zalecana,
- 3 — drugi pilot sterując samolotem przekroczył pomiędzy godziną 1540 a 1544 GMT maksymalną, dopuszczalną liczbę Macha na okres 212 s na wysokości 7700 m, wartość szczytowa osiągnęła 0,792
- 4 — kapitan sterując samolotem przekroczył o godz. 1604 GMT na wysokości 1590 m maksymalne przechylenie, wartość szczytowa wyniosła — 40,2° (w lewo)
- 5 — kapitan podchodząc do lądowania dopuścił o godz. 1609 GMT między wysokością 575 m a 362 m nad poziomem lotniska do nadmiernego wzrostu prędkości pionowej opadania samolotu; wartość szczytowa wyniosła 733 m/min.
- 6 — w fazie końcowego podejścia do lądowania przeprowadzonej przez kapitana wydatek paliwa zmienił się między wysokością 60 m a 14,5 m o 850 kg/h. (Dowodzi to, że prędkość lotu i warunki pracy silników nie były ustabilizowane)
- 7 — podczas dobiegu po lądowaniu, wykonanym przez kapitana, odwracacze ciągu były nie wycofane do prędkości 93 km/h. (Użycie odwracaczy ciągu przy tak małej prędkości może spowodować niestateczną pracę silnika wskutek zassania gazów wylotowych)
- 8 — czas GMT rozpoczęcia kołowania, oderwania od ziemi, przyziemienia i zatrzymania na płycie postojowej.

nieczności przeprowadza się natychmiastową akcję zapobiegawczą.

Zespół rejestrujący pracę silników śledzi w sposób ciągły działanie zespołów napędowych drogą rejestrowania wybranych parametrów. Analiza taśmy rejestracyjnej przeprowadzana przez elektroniczną maszynę cyfrową wykrywa każdą nienormalną tendencję w pracy silników, określa usterkę i przewiduje potrzebę dokonania naglących napraw.

Za pomocą znajdujących się w kabinie załogi tablic danych wyjściowych piloci wprowadzają każdorazowo następujące dane: data, numer lotu, kolejny numer odcinka lotu, aktualny ciężar startowy samolotu, ciężar paliwa znajdującego się na pokładzie i numer planu lotu.

Ciężar całkowity rejestratora „Astrolog” wynosi 33,5 kg. Rejestrator zachowania się samolotu wyposażony jest w 250 m taśmy pozwalającej na 30 godzin zapisu. Rejestrator pracy silników wyposażony jest w 180 m taśmy pozwalającej na zapis przez 6 dni normalnej eksploatacji.

Rejestrator zachowania się samolotu śledzi kołowanie, profil lotu, prędkości, położenie przestrzenne względem wszystkich osi, przyspieszenia, zmiany ciągu lub mocy silników, posługiwanie się poszczególnymi instalacjami samolotu, posługiwanie się pomocami radionawigacyjnymi i zapisuje czas. W sposób ciągły rejestrator kontroluje 47 odrębnych parametrów i 44 różne czynności; w czasie jednogodzinnej rejestracji można zapisać na taśmie około 8200 różnych parametrów i 158 400 poszczególnych czynności.

Codziennie po zakończeniu lotów taśmy są wyjmowane z rejestratora i przekazywane do ośrodka obliczeniowego, gdzie elektroniczna maszyna cyfrowa przetwarza dane, po czym następuje szybkie porównanie ich z ustalonymi tolerancjami. Wykryte nieprawidłowości zostają uwidocznione w „Karcie odchyień”.

Maszyna cyfrowa przedstawia odchylenia przekraczające wartości dopuszczalne, natomiast odchylenia mniejsze od dopuszczalnych magazynuje w swojej pamięci. Pozwala to na analizę tendencji występujących u poszczególnych pilotów. Powtarzanie się jakiegoś odchylenia zostaje natychmiast uwidocznione w „Karcie odchyień”. W przypadku potrzeby uzyskania szczegółowej informacji o jakimś odchyleniu lub fazie lotu maszyna cyfrowa przedstawia pełne dane w postaci tabelarycznej lub wykresu. Wykres uwidacznia okoliczności towarzyszące poszczególnym odchyleniom i błędom.

Rejestrator pracy silników śledzi w sposób ciągły wybrane parametry pracy silnika: stosunek ciśnień na wylocie z dyszy, prędkość obrotową, temperatury, wydatek paliwa, poziom drgań, ciśnienie paliwa i oleju podczas startu i wznoszenia oraz co 10 s w pozostałych fazach lotu.

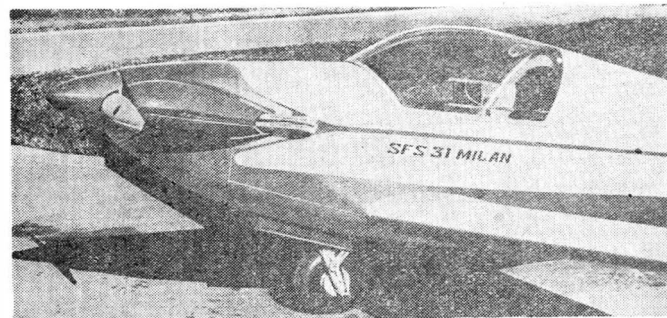
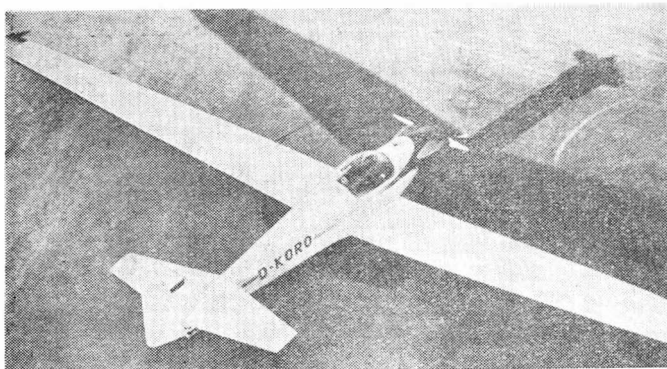
Elektroniczna maszyna cyfrowa wykrywa wystąpienie usterki w danym silniku lub stwierdza, że objawy uprzednio rozpoznane i zapamiętane ulegają nasileniu i przedstawia to na „Karcie odchyień”. Każda karta zawiera opis objawów, najprawdopodobniejsze przyczyny oraz przewidywania na temat konieczności naprawy wyrażone prawdopodobieństwem wyłączenia silnika w powietrzu, opóźnieniem lotu lub okresem wyłączenia z eksploatacji. Na podstawie kart inżynierowie zlecają naprawy, wymiany, przegląd i remonty.

W celu umożliwienia przeprowadzenia badań nad wszystkimi silnikami danego towarzystwa lotniczego dane dotyczące wszystkich silników z usterkami i bez usterek przechowywane są przez 30 dni w pamięci elektronicznej maszyny cyfrowej.

Poza tym informacje zakodowane na taśmie są codziennie przekazywane linią kablową do głównej bazy technicznej. W bazie przechowuje się je przez 12 godzin w celu umożliwienia przetworzenia ich w razie potrzeby. Przetworzenie danych w przypadku analizy silnika, co do którego działania istnieją wątpliwości, trwa poniżej jednej godziny.

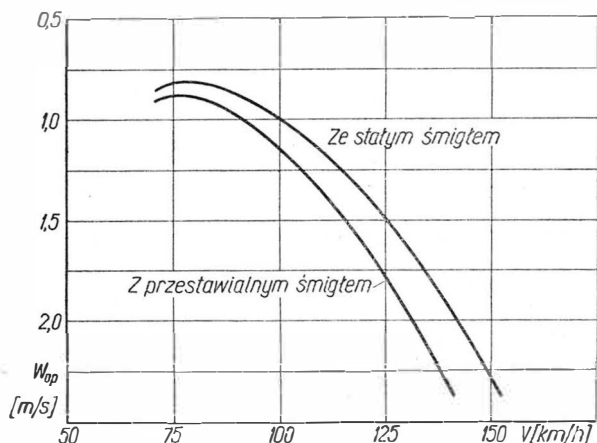
Obecnie istnieje poważna luka w możliwościach przekazywania danych o eksploatowanych silnikach między personelem latającym i technicznym. Załogi latające mają możliwość obserwowania niektórych nieprawidłowości pracy silnika na podstawie wskazań przyrządów pokładowych. Z kolei liczne usterki są znajdowane przez techników tylko podczas większych przeglądów. Rejestrator lotu „Astrolog” stanowi wypełnienie tej luki. Dostarcza ciągłej informacji o stanie silników zmniejszając tym nieproduktywny czas przeglądów przed lotem, pomaga modyfikować poszczególne elementy konstrukcyjne i ułatwia planowanie trwałości międzyprawczych.

Motoszybowiec SFS 31 „Milan”



Najnowszy niemiecki motoszybowiec wyczynowy SFS 31 „Milan” powstał z połączenia kadłuba wraz z usterzeniem, silnikiem i wyposażeniem kabiny motoszybowca RF-4D, budowanego przez firmę Sportavia-Pützer z licencji francuskiej wytwórni Fournier, ze skrzydłem szybowca SF 27 (budowanego również w wersji motoszybowcowej) firmy Scheibe. Również symbol motoszybowca „Milan” jest skojarzeniem następujących symbolów: SF (Scheibe Flugzeugbau) + S (Sportavia)=SFS i RF-4D + SF 27 = 31. Motoszybowiec ten jest dowodem, że nie tylko ostra konkurencja, lecz również współpraca między poszczególnymi firmami dają dobre wyniki.

Skrzydło szybowca SF 27, z profilem Wortmanna, mające większą powierzchnię i znacznie większe wydłużenie niż skrzydło motoszybowca RF-4D polepsza własności w locie bezsilnikowym nie wywierając równocześnie niekorzystnego wpływu na osiągi w locie silnikowym.



Dane motoszybowca SFS 31: rozpiętość 15 m; długość 7 m; powierzchnia skrzydła 12 m²; wydłużenie skrzydła 18,75; ciężar własny 305 kg; udźwig 115 kg; maks. ciężar startowy 420 kg; średnie obciążenie powierzchni nośnej 33 kg/m²; maks. obciążenie powierzchni nośnej 35 kg/m²; prędkość minimalna 68 km/h; prędkość dopuszczalna 200 km/h; maks. prędkość przelotowa 180 km/h; prędkość wznoszenia npm. 3 m/s; min. prędkość opadania 0,8 m/s; największa doskonałość 28 (przy ok. 100 km/h); rozbieg 150 m; maks. zasięg 950 km; zasięg przy maks. prędkości przelotowej 650 km.

W. K.

Skrzydło jest drewniane, dwudzielne, jednodźwigarowe, ze sztywnym na skręcanie, krytym sklejką noskiem i hamulcami aerodynamicznymi na górnej powierzchni. Kadłub ma konstrukcję skorupową ze sklejk, natomiast osłona silnika i wnęka na koło są wykonane z tworzywa sztucznego zbrojonego włóknem szklanym. Standardowe wyposażenie kabiny obejmuje prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr, busoły, chyłomierz, obrotomierz, wskaźnik ciśnienia i temperatury oleju oraz lampkę sygnalizacyjną podwozia. Kabina jest dobrze wentylowana i zapewnia dobrą widoczność.

Usterzenie, kryte płótnem, ma kompensację, a ster wysokości jest zaopatrzone w klapki wyważające Flettnera.

Jednokołowe podwozie jest chowane do przodu; koło o wymiarach 380 × 150 ma hamulec szczękowy; kółko ogonowe 125 × 40 jest sprzężone z pedałami.

Silnik Rectimo 4AR 1200 o mocy 39 KM przy 3600 obr./min, z iskrownikiem Bendix i ręcznym rozruchem, jest przeróbką silnika Volkswagen. W prototypowej wersji motoszybowca silnik jest zaopatrzone w stałe, drewniane śmigło, podczas gdy na motoszybowcach seryjnych będzie zastosowane śmigło przestawialne w chorągiewkę. Początkowa trwałość międzynaaprawcza silnika wynosi 850 h. Motoszybowiec jest wyposażony w zbiornik paliwa o pojemności 38 l.

Prototyp ze stałym śmigłem ma w locie bezsilnikowym najmniejszą prędkość opadania wynoszącą 1,0 m/s przy 90 km/h (patrz biegunowa prędkości). Zastosowanie śmigła przestawialnego polepszy własności motoszybowca w locie bezsilnikowym zmniejszając minimalną prędkość opadania do 0,8 m/s przy 80 km/h. Odpowiada to dobrym szybowcom przejściowym.

W locie silnikowym motoszybowiec „Milan” ma prędkość 180 km/h przy 3400 obr./min, 160 km/h przy 3000 obr./min i 120 km/h przy 2500 obr./min. Przy prędkości 120 km/h zużycie paliwa wynosi 4,5 l/h, a zasięg 950 km. Przy średniej prędkości obrotowej silnika (a także z wyłączonym silnikiem) przeciągnięcie motoszybowca następuje przy prędkości 70 km/h, co objawia się lekkim drganiem usterzenia. Przy prędkości lotu 80 km/h możliwy jest przechył 30°, przy 90 km/h — 45°. Prędkość rotacji w korkociągu motoszybowca SFS 31 jest większa niż w motoszybowcu RF-4D w związku z większą rozpiętością skrzydła. Przy podchodzeniu do lądowania prędkość opadania z wysuniętymi hamulcami aerodynamicznymi wynosi 2,5 m/s przy 100 km/h i 3,5 m/s przy 110 km/h. Skuteczność hamulców jest trochę mniejsza niż w przypadku motoszybowca RF-4D. Motoszybowiec jest dopuszczony do pełnej akrobacji. Demontaż lub montaż szybowca można wykonać w ciągu 15 min.

Pierwsze seryjne motoszybowce SFS 31 miały pojawić się w końcu 1969 r. Ich cena będzie wynosić 27 200 DM. Mają one brać udział w pierwszych niemieckich zawodach motoszybowców w 1970 r.

nowości techniczne

Nowy samolot z rodziny „King Air”



Do końca maja 1969 r. firma Beech Aircraft Corp. (Beechcraft) wyprodukowała 460 samolotów rodziny „King Air”, które łącznie przeleciały 161 000 000 km w łącznym czasie 400 000 h. Do końca roku handlowego spodziewane jest osiągnięcie liczby 500 sprzedanych samolotów. Nadzieje te opierają się głównie na najnowszym samolocie tej rodziny — „King Air” 100.

Samolot „King Air” 100 jest czwartym samolotem z rodziny „King Air”. Jej początek jest związany z koncepcją dwusilnikowych turbiniowych samolotów służbowych opracowaną przez firmę Beechcraft w 1960 r.

Koncepcja ta została wstępnie zrealizowana przez modyfikację samolotu „Queen Air” 80, którego łokowe silniki Lycoming IGSO — 540 o mocy 380 KM zastąpiono silnikami turbiniowymi UACL PT6A-6 o mocy 450 KM (samoloty te pod oznaczeniem U-21A są dotychczas używane przez armię amerykańską jako samoloty wielozadaniowe). Następnie samolot został dostosowany do zadań służbowych przez wyposażenie go w kabinę ciśnieniową, przy czym otrzymał nazwę „King Air” 80.

W 1966 r. powstał „King Air” 90 z silnikami PT6A-20 o mocy 500 KM i trwałości międzynaaprawczej 1700 h (odpowiada to przeglądowi co 3 lata), z instalacją przeciwoblodzeniową i śmigłami przestawianymi na odwrotny ciąg. W końcu 1967 r. ukazał się „King Air” B90 z silnikami PT6A-20 o mocy zwiększonej do 550 KM.

„King Air” 100 jest podobnie jak poprzednie samoloty rodziny „King Air” dolnopłatowcem o całkowicie metalowej konstrukcji z chowanym podwoziem. Skrzydło z konwencjonalnymi lotkami i elektrycznie uruchamianymi klapami jest podobne do skrzydła samolotu na linie lokalne Beechcraft 99 „Airliner”. Jest ono skrócone geometrycznie i aerodynamicznie: u nasady ma zmodyfikowany profil NACA 23018, dalej aż do gondol silnikowych NACA 2316.5 i na końcach NACA 23012. W pobliżu końców skrzydła znajdują się przegrody warstwy przyciennej, które zmniejszają prędkość przecią-

gnięcia: z wypuszczonym podwoziem i klapami wynosi ona 124 km/h. Kłapy można wypuszczać przy prędkości 340 km/h do konfiguracji podejścia i przy 260 km/h do konfiguracji lądowania. Lewa lotka jest zaopatrzona w klapkę wyważającą. Wznios skrzydła wynosi 7°. W skrzydle znajdują się gumowe zbiorniki paliwowe o pojemności 1415 l. Usterzenie kierunku zostało powiększone w stosunku do usterzenia samolotu B90, co zwiększyło jego skuteczność w locie jednosilnikowym oraz polepszyło stateczność kierunkową samolotu przy przeciągnięciu i w turbulencji. Ster kierunku ma klapkę wyważającą. Wznios usterzenia wysokości wynosi 7°. Pod ogonową częścią kadłuba znajduje się płetwa usateczniająca.

W porównaniu do samolotu „King Air” 90 kadłub został przedłużony o 1,27 m. W wersji służbowej kabina mieści maksimum 8 osób, w wersji pasażerskiej — 15 osób. Typowa kabina samolotu służbowego jest 6-miejscowa (patrz rys.). Jasność oświetlenia kabiny może być regulowana w sposób bezstopniowy. Instalacja klimatyzacyjna zapewnia utrzymanie w kabinie ciśnienia odpowiadającego poziomowi morza do wysokości 3200 m, a ciśnienia odpowiadającego wysokości 2400 m — do 6460 m. Instalacja pracuje normalnie nawet przy uszkodzeniu jednego silnika. W tylnej części kabiny znajduje się pomieszczenie na bagaż o ciężarze 230 kG.

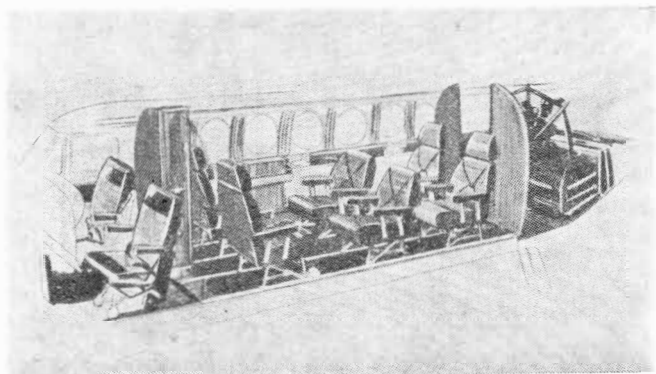
Trójgoleniowe podwozie jest wciągane elektrycznie. Golenie główne mają podwójne koła; koło przednie jest sterowane i zaopatrzone w tłumik drgań.

Napęd stanowią dwa silniki PT6A-28 o mocy startowej 680 KM i przelotowej 620 KM. Sterowane hydraulicznie trójłopatowe śmigła Hartzell o stałej prędkości obrotowej mają średnicę 2,37 m i są odladzane elektrycznie. Na życzenie samolot może być wyposażony w nowy system regulacji śmigieł, który dzięki dokładności w utrzymaniu prędkości obrotowej sprawia, że hałas i drgania wywoływane przez śmigła mają bardzo niski poziom.

Wyposażenie samolotu składa się z autopilota AP-104, nawigatora FD-109H, wysokościomierza radarowego AL-101, który umożliwi lądowanie wg kat. II, transpondera i radaru burzowego. W kabinie pilotów zastosowano pionowe wskaźniki pracy silników.

Cena samolotu wynosi 565 000 dol.

Dane samolotu: rozpiętość 13,98 m; długość 12,18 m; wysokość 4,68 m; ciężar własny 2905 kG; maks. ciężar startowy 4808 kG; ciężar użyteczny 1903 kG; prędkość przelotowa na wysokości 4870 m i przy ciężarze całkowitym 4310 kG 453 km/h; rozbieg 502 m; dobieg 385 m; pułap praktyczny przy ciężarze całkowitym 3855 kG 10085 m; maks. zasięg na wysokości 6400 m z pozostawieniem rezerwy paliwa na 45 min lotu 2000 km.



W. K.

Samolot „Heron” z silnikami turbinowymi



Przeprowadzane są obecnie próby w locie samolotu na linii lokalne Saunders ST-27, który jest przeróbką samolotu De Havilland DH.114 „Heron”. Cztery silniki tłokowe zostały zastąpione przez dwa silniki turbino-we UACL PT6A-27 o mocy 680 KM na wale (moc równoważna 715 KM), a kadłub przedłużony, dzięki czemu obok dwóch pilotów i stewardessy może pomieścić 24 pasażerów. Oprócz przeróbki 15 samolotów „Heron” mają być budowane nowe samoloty ST-27.

Dane samolotu: rozpiętość 21,79 m; długość 17,37 m; wysokość 4,74 m; powierzchnia skrzydła 41,7 m²; szerokość kabiny 1,36 m; objętość bagażnika 3,59 m³; ciężar własny 3160 kG; ciężar startowy 6100 kG; ilość paliwa 1425 l; prędkość przelotowa na wysokości 2130 m 400 km/h; prędkość wznoszenia n.p.m 8,1 m/s; długość startu na 15 m 490 m; długość lądowania z 15 m 610 m; zasięg z normalnym zapasem paliwa 1370 km; cena podstawowa 425 000 dol.

W. K.

Helio „Stalion” z silnikiem turbinowym



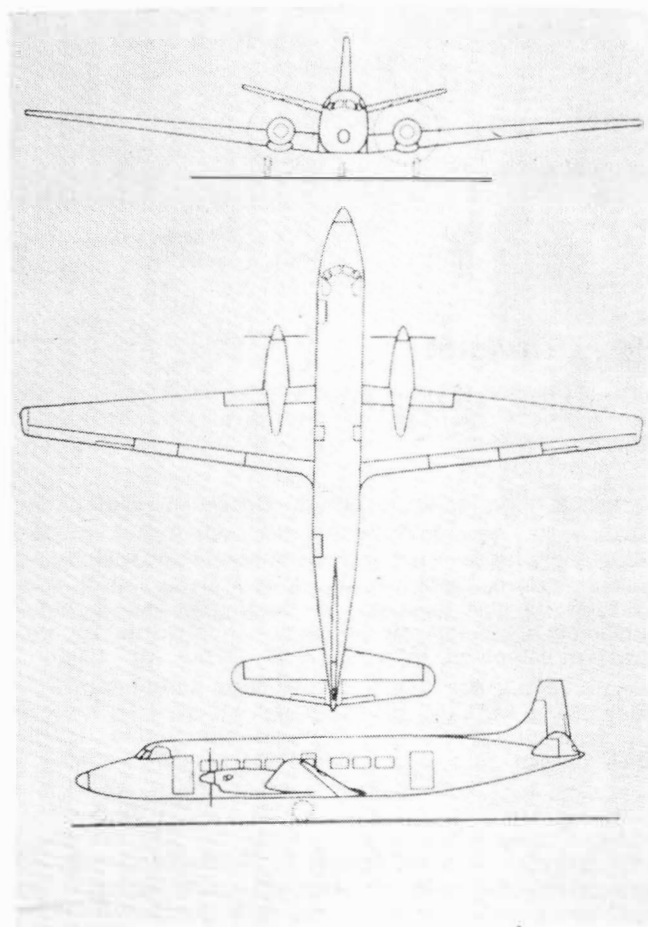
Wersja produkcyjna samolotu krótkiego startu i lądowania Helio „Stalion” jest wyposażona w silnik turbino-owy UACL PT6A o mocy 680 KM. Z 11 pasażerami na pokładzie samolot ma długość startu na 15 m tylko 200 m, a prędkość minimalną 65 km/h. W wersji mieszanej, towarowo-pasażerskiej, obok towaru zabiera 6 pasażerów.

W. K.

Holownik latających celów

Zakończone zostały próby eksploatacyjne szwajcarskiego samolotu do holowania latających celów C-3605. Chodzi tu o modyfikację samolotu C-3603, którego wstępna faza projektowania sięga początków lat czterdziestych. Samolot jest napędzany silnikiem turbinowym Lycoming T53-L-07A o mocy 1000 KM.

W. K.



Nowe samoloty treningowe

Samolot treningowy Dornier/Brequet „Alpha Jet” i zbliżony do niego Messerschmitt-Bölkow-Blohm/Nord-Sud Aviation 462 (dwa silniki dwuprzepływowe M.49 „Larzac” o ciągu 1020 kG, ciężar całkowity 4500 kG, udźwig uzbrojenia 1500 kG, prędkość ok. 900 km/h) będą mieć konkurentów w postaci samolotów firmy British Aircraft Corp. i Macchi. Firma BAC projektuje samolot naddźwiękowy, a firma Macchi samolot bardziej konwencjonalny, który ma zastąpić samoloty BAC 167 i Macchi MB326. Oba samoloty będą napędzane silnikami jednoprzepływowymi Bristol Siddeley „Viper”.

W. K.



Rumuński samolot rolniczy

Na bukaresztańskiej wystawie „România 69” poświęconej osiągnięciom gospodarczym Rumunii pokazano w pawilonie lotniczym obok innych samolotów konstrukcji rumuńskiej samolot rolniczy IAR-821 zaprojektowany przez inż. Radu Manicatide i oblatany w 1968 r. Jego układ jest typowy dla nowoczesnego samolotu rolniczego: dolnopłatowiec z dosyć wysoko umieszczoną i cofniętą do tyłu kabiną o mocnym, stałym dachu i silnikiem o mocy 300 KM (prawdopodobnie AI-14). Głównym przeznaczeniem samolotu jest nawożenie oraz opylanie i opryskiwanie środkami owadobójczymi. Przy projektowaniu samolotu IAR-821 przyjęto następujące

założenia: maksymalne bezpieczeństwo lotu, duża wydajność przy jak najmniejszych kosztach operacji oraz prosta i tania obsługa.

Dane techniczne: rozpiętość 12,8 m; długość 9,2 m; powierzchnia skrzydła 26 m²; ciężar własny 1080 kG; udźwig środków chemicznych 600 kG; ciężar startowy 1900 kG; prędkość maksymalna przy ziemi 215 km/h; prędkość przelotowa 180—205 km/h; prędkość robocza 120—150 km/h; prędkość minimalna 72 km/h; rozbieg i dobieg 85 m; szerokość opylania 20 m; szerokość opryskiwania 30 m.

W. K.



Bell „Jet Ranger” jako śmigłowiec COIN

Brazylijskie siły powietrzne przystosowują 4 śmigłowce Bell „Jet Ranger” do zadań COIN. W tym celu wyposaża się je w 4-rurową wyrzutnię pocisków rakietowych (po lewej stronie kadłuba) i w ruchomy 12,7 mm karabin maszynowy (po prawej stronie).

W. K.

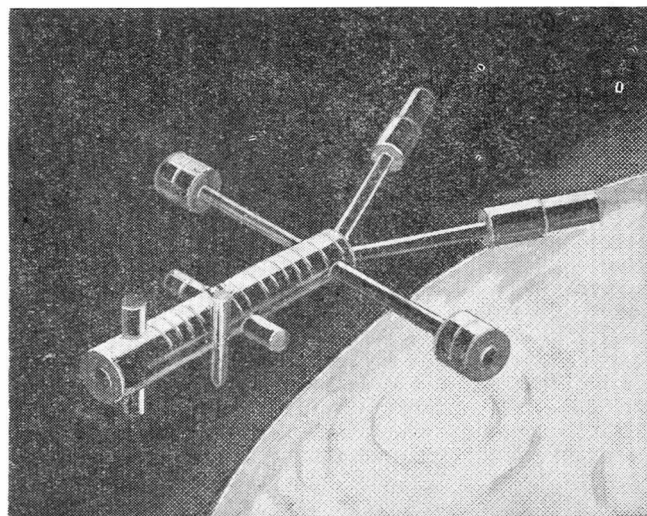


Projekt 50-osobowej stacji kosmicznej McDonnell Douglas

Oddział astronautyczny firmy McDonnell Douglas opracował projekt stacji orbitalnej, która mieściłaby początkowo załogę 12-osobową, a następnie byłaby rozbudowywana przez dołączanie kolejnych członów, tak że w końcowym etapie (na rysunku) jej załoga składałaby się z 50 astronautów i naukowców. Według tego projektu pierwszy 12-osobowy człon stacji byłby umieszczony na orbicie wokółziemskiej, za pomocą zmodyfikowanej rakiety „Saturn” 5, już w 1975 r. Rozbudowa stacji trwałaby od 3 do 4 lat. Każdy 5-piętrowy człon o średnicy 10 m i długości ok. 12 m byłby wyrzeliwany na orbitę z całkowitym wyposażeniem. Końcowa liczba członów sięgałaby 5. W celu wytworzenia sztucznej grawitacji pewna część stacji wirowałaby względem części centralnej (prawdopodobnie chodzi tu o dwa człony umieszczone na wysięgnikach prostopadle w stosunku do członu centralnego). Do zasilania stacji w energię elektryczną przewiduje się zastosowanie ogniw słonecznych i generatorów atomowych. Zaopatrywanie stacji i wymiana członków załogi ma się odbywać przy użyciu „szybowców” kosmicznych, tj. statków bezskrzydłowych z siłą nośną. Głównym przeznaczeniem stacji są badania naukowe, szczególnie meteorologiczne, oceanologiczne, geologiczne, atmosferycz-

ne, botaniczne itp. Poza tym służyłaby ona jako stacja-matka dla bazyłogowych satelitów Ziemi, które byłyby przez nią kontrolowane i remontowane, przy czym komunikację między satelitami a stacją utrzymywałyby „szybowce” kosmiczne.

W. K.



Stoiskowa próba drgań 3 stopnia rakiety „Europa” 2

Trzeci stopień rakiety nośnej organizacji ELDO, „Europa” 2, która stanowi rozwinięcie rakiety „Europa” 1 umożliwi umieszczenie większego ładunku na orbicie synchronicznej, został przerobiony ze względu na większe obciążenia jego konstrukcji nośnej wynikające z zamontowania na nim dodatkowych stopni 4 i 5. Stopnie 1, 2 i 3 rakiety wnoszą na orbitę o wysokości 300 km ładunek o ciężarze 1150 kG. Ładunek ten składa się ze stopnia 4, tzw. stopnia „perigeum”, z silnikiem na stały materiał pędny, o łącznym ciężarze 790 kG, i z satelity o ciężarze 170 kG z silnikiem szczytowym („apogeuem”), na aerozynie 50 i czterotlenek azotu, o ciężarze 190 kG, stanowiącym stopień 5. Oba te silniki umożliwiają wprowadzenie satelity na orbitę synchroniczną.

Trzeci stopień został poddany stoiskowej próbie statycznej i próbie dynamicznej w konfiguracji obejmującej stopnie 4 i 5 oraz satelitę. Próba dynamiczna polegała m.in. na wyznaczeniu postaci i częstotliwości drgań własnych oraz obciążeń dynamicznych w czasie pracy silników. Wyniki pomiarów zostały opracowane przez maszyny cyfrowe i porównane z wymaganiami dotyczącymi wytrzymałości, sterowania torem lotu i dopuszczalnych obciążeń urządzeń elektronicznych i hydraulicznych. Próba trwała ok. 360 s i pochłonęła 2500 l ciekłego materiału pędnego (aerozyny 50 i czterochlorku azotu).

Start rakiety „Europa” 2 ma się odbyć w pierwszej połowie 1971 r. z bazy Kourou w Gujanie Francuskiej.

W. K.

Pomyślny start rakiety ESRO

1 października 1969 r. z Western Test Range w Kalifornii wystrzelony został wspólnie przez ESRO i NASA czwarty z kolei satelita organizacji ESRO. Użyto do tego celu 4-stopniowej rakiety na stałe materiały pędne Ling-Temco-Vought „Scout”. Nowy satelita, ESRO-1B BOREAS, odpowiada budową wystrzelonemu 3 października 1968 r. satelicie ESRO-1 AUROAE. Jego zadanie polega na badaniu jonosfery i zjawisk zorzy polarnej, przy czym pomiary przeprowadza się głównie nad północną Europą, aby można je było porównać z pomiarami wykonywanymi przez rakiety wysokościowe, wystrzeliwane z ośrodka Kiruna, w płn. Szwecji.

Satelita ESRO-1B krąży po prawie polarnej orbicie (inklinacja 86°) o perigeum 400 km i apogeuem 435 km, wykonując jeden obieg w ciągu 92 min. W okresie pierwszych 10 dni od startu satelita był stabilizowany za pomocą ruchu obrotowego, po czym rolę tę przejęły zabudowane w satelicie magnesy wykorzystujące do stabilizacji pojazdu pole magnetyczne Ziemi. Energię elektryczną wytwarza 6990 ogniw słonecznych zasilających układ o przeciętnej mocy 23 W.

W. K.

Umowa na pojazd do poruszania się po Księżycu

Firma Boeing (Aerospace Group) otrzymała od NASA zlecenie na projekt, rozwój, próby i dostawę 4-kołowych pojazdów księżycowych LRV (Lunar Roving Vehicle) łącznie z koniecznym wyposażeniem próbnym i ćwiczebnym. Wartość umowy wynosi 19 mil. dol. Czterokołowe pojazdy LRV mają być w latach 1971 i 1972 przetransportowane na Księżyc w czasie kolejnych wypraw księżycowych, przy czym każdy z pojazdów będzie umieszczony w członie hamującym statku LM. Pojazd LRV ma zapewnić możliwości transportu dla dwóch astronautów z wyposażeniem do pobierania próbek gruntu i do przeprowadzania innych eksperymentów.

W. K.

Nowe silniki do dużych rakiet nośnych

W stadium opracowywania znajduje się obecnie w USA nowy typ silnika do napędu odzyskiwanych rakiet nośnych. Rakiety te od 1975 r. mają służyć do umieszczenia na wokółziemskich orbitach satelitów wszystkich rodzajów. Ich ciężar startowy będzie wynosił od 1360 do 1810 T, a silniki będą połączone w wiązkę. Wymagania stawiane nowym rakietaom są b. ostre: muszą pozwalać na powtórne użycie po dwutygodniowym przeglądzie, a ich silniki muszą zapewniać możliwość 100-krotnego uruchomienia w przestrzeni i mieć trwałość 10 h (poszczególne okresy pracy od 6 do 15 min).

Firma North American Rockwell opracowała do rakiet nowej generacji silnik „Aerospike” na ciekły wodór i ciekły tlen, z toroidalną komorą spalania i pierścieniową dyszą wylotową. Silnik ten odznacza się bardzo małą wysokością wynoszącą 35% wysokości silników konwencjonalnych. Warto tu dodać, że silnik z toroidalną komorą spalania i pierścieniową dyszą o ciągu 3600 T miałby wysokość 1,9 m, podczas gdy silnik konwencjonalny o takim samym ciągu ma wysokość 7 m. Koszty rozwojowe nowego silnika są podobno o 25 do 33%, a koszty produkcyjne o 85 do 90% mniejsze od odpowiednich kosztów współczesnych, porównywalnych silników rakietaowych. Impuls jednostkowy ma wynosić 466 s w porównaniu do 430 s obecnych silników rakietaowych na ciekły wodór i ciekły tlen.

Firma Pratt and Whitney buduje silnik wysokociśnieniowy, o konwencjonalnej dyszy wylotowej i małej komorze spalania, w której paliwo spala się przy ciśnieniu powyżej 210 kg/cm² (we współczesnych silnikach ciśnienie w komorze wynosi 53÷84 kg/cm²). Również firma Aerojet-General Corp. projektuje silnik o dużym ciśnieniu spalania.

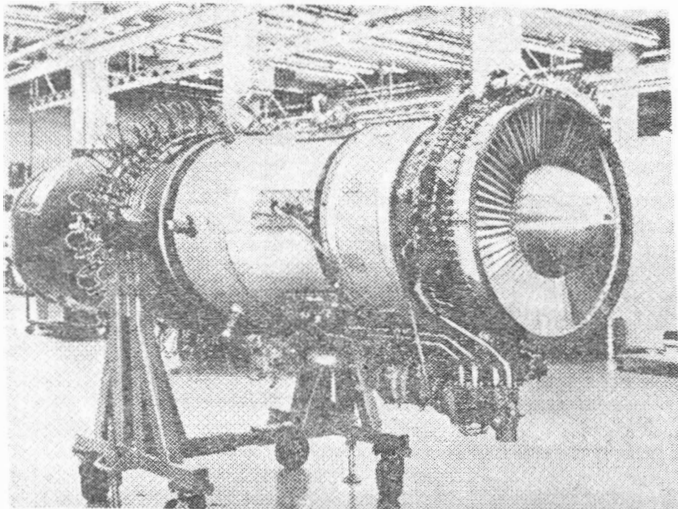
W rozwoju znajduje się jeszcze jeden silnik rakietaowy, przeznaczony z kolei do napędu bojowych głowic nuklearnych. Jego zadaniem jest ułatwienie przenikania głowic przez nieprzyjacielską obronę przeciwrakietaową. Materiałem pędym ma być ciekły wodór i ciekły tlen. Silnik będzie zabudowany między ostatnim stopniem rakiety a głowicą bojową. Po odłączeniu się głowicy od rakiety będzie on umożliwiał zmianę kursu i prędkości głowicy utrudniając w ten sposób jej zniszczenie przez obronę przeciwrakietaową. Silnik będzie mógł również wprowadzić głowicę na odcinek orbity wokółziemskiej na wzór rakiet FOBS (Fractional Orbiting Bombardment System). Do pomyslenia są również inne zastosowania, jak np. napęd nowej przeciwrakiety lub nowego pojazdu kosmicznego. O budowę silnika ubiega się Rocketdyne Division (należący do North American Rockwell) i Pratt and Whitney.

W. K.

Próby silnika General Electric GE1/10 w Lewis Research Center

Dwuprzepływowy silnik z dopalaczem General Electric GE1/10 przepracował na stoisku ponad 150 h w należącem do NASA ośrodku Lewis Research Center w Cleveland. Przeprowadzone przez NASA próby stanowią część programu rozwoju silnika F100 do samolotu F-15 i silnika F400 do samolotu F-14B. Silnik GE1/10 wywodzi się z silnika GE1 i służy do zebrania danych doświadczalnych potrzebnych do budowy wspomnianych silników. Dotychczas przepracował on ponad 370 h, w tym ok. 200 h w symulowanych warunkach wysokościowych. Próby w Lewis Research Center obejmowały:

- wyznaczenie nierównomierności rozkładu ciśnienia na wlocie w całym zakresie prędkości obrotowej silnika i przy różnych warunkach pracy wlotu;
- wyznaczenie zaburzeń strumienia wlotowego spowodowanych przydźwiękowymi warunkami przed wlotem silnika;
- określenie wpływu zakłóceń strumienia za turbiną, powstających przy włączeniu dopalacza, na zapas



statecznej pracy sprężarki i wentylatora przy równoczesnym wytwarzaniu różnego rodzaju zakłóceń na wlocie do silnika;

- zbadanie wpływu równoczesnego nierównomiernego pola ciśnień oraz zawirowań na wlocie do silnika (spowodowano w ten sposób ponad 250 „pompaży” sprężarki i wentylatora);
- określenie stateczności spalania w dopalaczu.

Dokładne badania wlotu silnika przeprowadzono już wcześniej w Ames Research Center.

Do badań w Lewis Research Center silnik został zaopatrzony w 650 czujników, w tym 81 czujników dynamicznych umożliwiających — za pośrednictwem skomplikowanego układu rejestrującego — pomiar szybkozmiennych ciśnień.

W. K.

Próby układu automatycznego sterowania samolotów pionowego startu

Na niemieckim samolocie doświadczalnym pionowego startu i lądowania VJ101C X-2, przy użyciu którego mają być zbadane wszystkie zagadnienia związane z budową przyszłych samolotów V/STOL, przeprowadza się obecnie próby potrojonego układu automatycznego sterowania samolotów tego typu. Zapewniający 100% niezawodność układ — opracowany przez firmę Bodenseewerk Gerätetechnik GmbH — steruje samolotem w zawisie, działa jako tłumik w normalnym locie zapobiegając odkształceniom konstrukcji przez odpowiednią reakcją sterami (wg zasady opracowanej przez G. A. Mokrzyckiego) oraz w przypadku wyłączenia się jednego z silników automatycznie zwiększa ciąg pozostałych silników. Niezawodność układu umożliwiła zastosowanie, po raz pierwszy w samolocie VTOL, elektrycznego systemu sterowania ciągiem silników. Elektryczny system przekazywania sygnałów sterujących, zarówno ciągiem silników, jak i całym samolotem, powoduje znaczne uproszczenie mechanicznej części układu sterowania, a tym samym zmniejszenie ciężaru samolotu.

Próby w locie nowego układu sterowania zostały poprzedzone próbami samolotu zamocowanego na teleskopowej kolumnie, zapewniającej swobodę względem wszystkich osi samolotu. Program prób w locie przewiduje:

- próby podukładu sterującego silnikami w przypadku wyłączenia się jednego z silników w locie normalnym (aerodynamicznym);
- zawisy i lądowania z bardzo krótkim dobiegiem, tj. z gondolami silnikowymi ustawionymi pod kątem 70°, oraz starty z rozbiegiem wynoszącym kilka długości samolotu;

● fazy przejściowe polegające na tym, że z lotu aerodynamicznego przechodzi się do konfiguracji do lądowania, tj. przestawia się gondole silnikowe z położenia 0° w położenie 90° i następnie, gdy samolot znajduje się w zawisie, przestawia się gondole z powrotem w położenie 0°.

9 września 1968 r. rozpoczęły się próby bardzo krótkiego startu, który dla samolotów bojowych następnej generacji oraz dla wszystkich samolotów VTOL ma być typowym rodzajem startu. Ten pionowy start z rozbiegiem (RVTO, tj. Rolling Vertical Take-Off) zmniejsza znacznie skutki erozji gruntu powodowanej przez strumienie wylotowe silników, co jest szczególnie ważne w przypadku silników z dopalaczem, jak to ma miejsce na samolocie VJ101C X-2 (4 silniki Rolls-Royce RB.145).

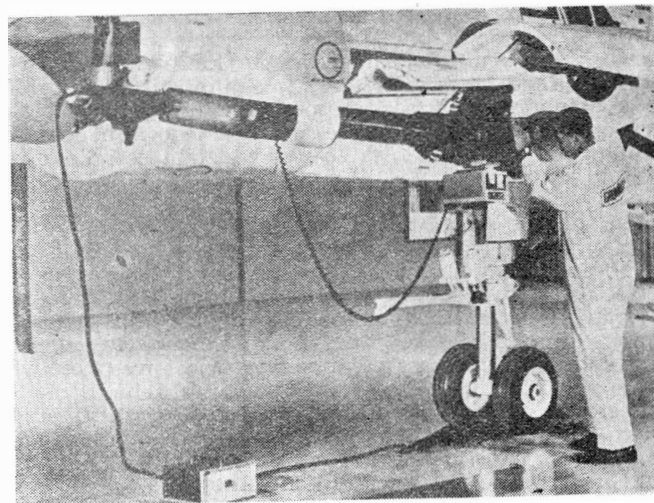
Przy starcie z krótkim rozbiegiem samolotu VJ101 gondole silnikowe ustawiono pod kątem 70° i włączano dopalacze. Oderwanie od ziemi następowało po rozbiegu wynoszącym kilka długości samolotu. Układ automatycznego sterowania, który był włączany jeszcze na ziemi, zapewniał prawidłowe przejście do lotu aerodynamicznego. Po ustawieniu gondol w położenie 90° i sprawdzeniu automatycznej stabilizacji w zawisie ponownie ustawiano gondole pod kątem 70° i wykonywano krótkie lądowanie z dobiegiem wynoszącym kilka długości samolotu. Przez cały czas układ sterowania działał w sposób niezawodny.

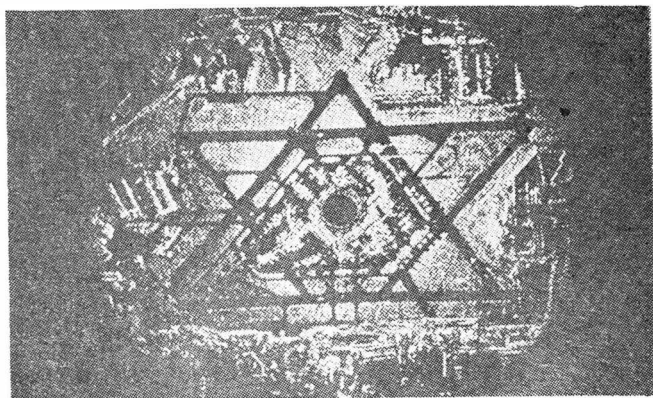
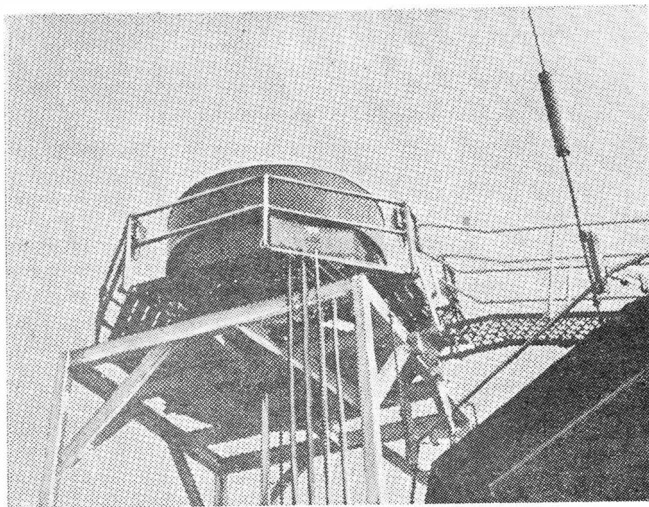
Projektowanie i budowa układu sterowania trwała bardzo krótko — ok. jednego roku — przy czym firma Bodenseewerk współpracowała z firmą Messerschmitt-Bölkow-Blohm, która zbudowała i obecnie przeprowadza próby samolotu VJ101. Forma Bodenseewerk Gerätetechnik będzie opracowywać układy automatycznego sterowania dla wszystkich niemieckich samolotów V/STOL.

W. K.

Urządzenie do sprawdzania ustawienia działka pokładowego

Firma Grumman Aircraft Eng. Corp. opracowała urządzenie służące do ustawiania działka pokładowego General Electric M61, które będzie zabudowane na samolocie F-14. Urządzenie składa się z kolimatora elektro-optycznego i lasera LAS-1020 firmy Electro-Optics Associates. Laser wysyła strumień koherentnego światła o długości fali 632,8 mm, skierowany zgodnie z linią odniesienia broni pokładowej. Odchylenie osi lufy działka od osi wysyłanego przez laser strumienia światła jest określane przez kolimator i przedstawiane na dwóch skalach — poziomej i pionowej. Zakres pomiarowy wynosi $\pm 1^\circ$ w płaszczyźnie poziomej i tyle samo w płaszczyźnie pionowej, dokładność — 0,1°. Jak widać na załączonej fotografii, ustawienie działka może być wykonane przez jedną osobę.





Radar Decca ASMI

Firma Decca wykonuje dla portu lotniczego Orly lotniskowe urządzenie radarowe noszące skrótowe oznaczenie ASMI (Airfield Surface Movement Indication). Urządzenie to, które będzie zainstalowane na lotnisku Orly w lecie 1970 r., umożliwi obserwację pasów lotniskowych i dróg do kołowania na ekranie o dużej jasności i rozdzielczości. Wszystkie samoloty i pojazdy znajdujące się w promieniu od 0,9 do 4,7 km są widoczne bardzo dokładnie.

Stale wzrastający ruch lotniczy na międzynarodowych lotniskach wymaga coraz doskonalszych środków kontroli umożliwiających utrzymanie dużych częstotliwości lotów we wszystkich warunkach atmosferycznych. W 1968 r. odnotowano w porcie lotniczym Orly 150 000 startów i lądowań, tj. o 2,7% więcej niż w roku poprzednim. Istnieje niebezpieczeństwo, że wzrost ten może zostać ograniczony przez niedostateczną operatywność kontroli obszaru lotniska. Zarówno kierownictwo ruchu, jak i oddział oświetlenia lotniska musi mieć możliwość dokładnego określania pozycji kołujących samolotów oraz pojazdów pomocniczych i takiego nimi kierowania, aby przy niedostatecznej widzialności nie doszło do kolizji.

Radar Decca ASMI został specjalnie opracowany do tych właśnie zadań, w związku z czym wyposażono go w ekran dający jasny i łatwo czytelny obraz. Dzięki dużej prędkości obrotowej anteny i innym odpowiednio dobranym parametrom obraz nie miga, nie ma poświaty i innych zakłóceń i przypomina mapę. Gdy ekran jest dobrze ustawiony, niepotrzebne są osłony przeciwświatłne. Obserwator może nastawiać za pomocą skali odległości, najbardziej dogodną wielkość obrazu, przy czym możliwe jest również przesuwanie środkowego punktu obrazu. Zdalne sterowanie nadajnika i anteny przeprowadzane jest z wieży kontrolnej.

W Orly zostaną zainstalowane dwa ekrany, a zdwojony układ nadawczo-odbiorczy zapewni stałą gotowość urządzenia i umożliwi przeprowadzanie prac obsługowych. Za wyjątkiem napędu anteny urządzenie ASMI dla Orly przypomina urządzenie tego typu pracujące już z górami od dwóch lat w londyńskim porcie Heathrow (na fotografiach).

Zapotrzebowanie na radar ASMI istnieje we wszystkich międzynarodowych portach lotniczych, które muszą pracować we wszelkich warunkach atmosferycznych lub na których zagęszczenie ruchu jest tak duże, że niezależnie od warunków atmosferycznych konieczna jest dokładna obserwacja ruchu na lotnisku.

W. K.

Elektroniczna odprawa pasażerów w porcie lotniczym we Frankfurcie

Linie lotnicze „Lufthansa” wprowadziły w porcie lotniczym we Frankfurcie elektroniczny system odprawy pasażerów lecących na trasach zagranicznych. Zastosowano do tego celu jedną z maszyn elektronicznych używanych do rezerwacji miejsc Siemens 3003. Pasażerowie tras wewnętrznych podlegają w dalszym ciągu odprawie konwencjonalnej przy wejściu do rejonów oczekiwania na poszczególne loty.

Przejsie na elektroniczny system odprawy pasażerów ma na celu przyspieszenie rejestrowania takich danych, jak liczba pasażerów, liczba bagaży itp. Można mieć w związku z tym nadzieję, że również po wprowadzeniu do eksploatacji autobusów powietrznych Boeing 747 i mimo oczekiwanego zwiększenia się w latach przyszłych liczby podróżujących drogą lotniczą uda się utrzymać obecne krótkie czasy odpraw.

Planuje się wprowadzenie od 1972 r. rozszerzonego systemu elektronicznej odprawy pasażerów wyposażonego w nowocześniejszą maszynę elektroniczną i zainstalowanie go również w innych portach lotniczych o większej przepustowości, jak np. port w Monachium.

W. K.

Urządzenie do wykonywania dokładnych otworów

Oddział silników lotniczych Aircraft Engine Group firmy General Electric Co. dostarcza obecnie na rynek całą serię urządzeń do elektrochemicznego wykonywania otworów z b. dużą dokładnością. Urządzenia te, zwane STEM (Shaped Tube Electrolytic Machining) pracują na zasadzie sterowanego elektrochemicznego trawienia. Zostały one pierwotnie opracowane do wykonywania części silników lotniczych i są używane przez wytwórnie silnikowe General Electric już z górami od ośmiu lat do wykonywania drobnych otworków w częściach z niklu, kobaltu, tytanu i austenitycznych nierdzewnych stali wysokostopowych. Urządzenia STEM mogą znaleźć zastosowanie do wykonywania skomplikowanych otworów o małej średnicy i dużej głębokości, jak np. otwory w formach, zakrzywione kanały, wiercenia przeciwstawkowe i otwory wykonywane od wewnątrz.

Za pomocą urządzeń STEM można wykonywać otwory o średnicy od 6,35 mm do 0,50 mm i o stosunku długości do średnicy 150 : 1 przy tolerancji długości i średnicy od 0,0254 mm do 0,0508 mm. Długości „wierceń” mogą dochodzić do 813 mm.

Przedmiot obrabiany umieszczony jest w komorze z elektrolitem i podłączony do dodatniego bieguna źródła prądu. Narzędziem jest elektroda podłączona do biegu ujemnego. Stanowi ją rurka tytanowa trawiąca materiał tylko od czoła. Rurką przepływa elektrolit, tak że metal w formie jonów usuwany jest razem z elektrolitem.

W. K.

Gustaw Andrzej Mokrzycki

Odcinek 5

Nadszedł wrzesień 1939.

Podobnie jak miliony Polaków, miał profesor Mokrzycki swój własny wrzesień, o którym mógłby powieść napisać. Lecz nie lubi wspomnień z tragicznych dni, podczas których kilka razy — tylko cudem — ocalał. Wreszcie wylądował we Francji, gdzie jako kapitan — lotnik pospolitego ruszenia otrzymał przydział w armii francuskiej.

Po upadku Francji dostał się profesor do Anglii, gdzie pełnił funkcje F/Lt (kapitana) RAF.

W 1941 r. emigracyjny Rząd Polski skierował profesora Mokrzyckiego do Kanady, która potrzebowała inżynierów lotniczych do pracy w przemyśle. Stało się to po części i dlatego, że wiek profesora eliminował go ze służby bojowej.

Tużaczka w obcych krajach nie zniechęciła profesora do studiów naukowych. Już w 1940 roku — poza zajęciami zawodowymi — podjął pracę, którą rozpoczął w Polsce w połowie lat trzydziestych. Pracę tę — o której mowa niżej — profesor Mokrzycki uważa za swój drugi najważniejszy przyczynek naukowy.

Oglądając fotografie mgławic pozagalaktycznych zauważył profesor uderzające podobieństwo między wirami kosmicznymi i wirami, jakie się tworzą w laboratoriach aerodynamicznych i hydraulicznych. To naprowadziło go na myśl ustalenia wirowego modelu kosmicznego, który mógłby wytłumaczyć powstanie wszystkich ciał niebieskich od mgławicy do satelitów.

W sierpniu 1941 r. profesor G. A. Mokrzycki oddał do druku w Polish Institute of Art and Sciences w Nowym Jorku swoją pracę pod tytułem: *The aerodynamic explanation of cosmic vortices*. Praca ta została opublikowana w październiku 1942 r. Nieco wcześniej, gdyż we wrześniu tegoż roku przekazał profesor do Instytutu maszynopis drugiej pracy pt.: *The aerodynamic cosmogony*, która — w rok później — ukazała się w księgarniach. W dalszym ciągu — w grudniu 1943 r., profesor Mokrzycki przedłożył trzecią pracę — *On celestial vortices*, która przez wyżej wymieniony Instytut została wydrukowana w kwietniu 1944 r.

Wreszcie w październiku 1944 r. opuściła drukarnie Instytutu ostatnia praca z tego cyklu pt. *Experiments with spiral vortices* (zgłoszona w styczniu tego roku).

Podają te daty szczegółowo z uwagi na to, że w sierpniu 1943 r. C. Weizacker wydał pracę *O powstawaniu systemów planetarnych*, przy czym uczeni amerykańscy pochodzenia niemieckiego — nie uwzględniając faktu, że ogłosił on swój esej w rok po ukazaniu się pracy prof. Mokrzyckiego — usiłują pozbawić profesora prawa pierwszeństwa wprowadzenia teorii wirowej do kosmogonii, przypisując ją Weizackerowi.

Prof. Mokrzycki z pracą Weizackera miał sposobność zapoznać się dopiero w 1963 r., gdy doszła go wiadomość o pozbawieniu autorstwa.

Należy dodać, że koncepcja Weizackera zupełnie różni się od teorii Mokrzyckiego i odnosi się tylko do systemu słonecznego tłumacząc powstanie planet. Za podstawę swej teorii przyjmuje on, że wiry ułożone są na podobieństwo łożyska kulkowego.

Praca *The aerodynamic cosmogony* odbiła się głośnym echem w prasie amerykańskiej. Ponieważ światowa agencja prasowa Associated Press wydrukowała specjalny biuletyn, wszystkie gazety w Kanadzie i w Stanach Zjednoczonych A. P. (jak również w wielu innych krajach) zamieściły — w swoim czasie — obszerne wzmianki o teorii wirowej prof. G. A. Mokrzyckiego.

Powyższa praca była omawiana w wielu pismach periodycznych. Również w Polsce poświęcono jej uwagę. Artykuły na ten temat ukazały się w „Problemach” 1947 nr 5, oraz w naszym czasopiśmie (E. Jungowski, „Kosmogoniczna teoria prof. G. A. Mokrzyckiego” w 1968 nr 6).

Ponadto wielu światowych obserwatorów przesłało profesorowi słowa uznania.

SPOTKANIE WETERANÓW LOTNICTWA W BYDGOSZCZY Z OKAZJI 50-LECIA POLSKIEGO LOTNICTWA SPORTOWEGO I OBCHODÓW 25-LECIA PRL

1. Spotkanie odbyło się w Bydgoszczy dnia 25.10.1969 w Klubie Oficerskim przy ul. Szubińskiej.
2. Imprezę zorganizowała Sekcja Lotnicza SIMP w Bydgoszczy przy współudziale Aeroklubu i Klubu Seniorów Lotnictwa w Bydgoszczy.
3. W spotkaniu wzięło udział 95 osób, w tym: 52 weteranów lotnictwa (w tym 4 wdowy po weteranach), 8 członków Aeroklubu, 24 członków kół SIMP, 11 zaproszonych gości, ogółem w spotkaniu brało udział 57 członków Sekcji Lotniczej. Spotkanie miało charakter towarzyski z udziałem żon.
4. Z oficjalnych gości w spotkaniu wzięli udział: Sekretarz KM PZPR w Bydgoszczy — Tadeusz Sztolcman Członek Zarządu Głównego KSL — Fabisiak Przewodniczący Oddz. Wojew. SIMP — inż. Cz. Panasko Prezes Aeroklubu Bydgoskiego — inż. A. Kwaśniewski Przewodniczący KSL — E. Kuich
5. Przebieg spotkania.

Słowo wstępne wygłosił oraz powitał uczestników i gości spotkania przew. KSL Edmund Kuich. W krótkich słowach przypomniał osiągnięcia Polskiego Lotnictwa na terenie Bydgoszczy w latach 1919—1939. Zwrócił uwagę na towarzyski charakter spotkania Weteranów Lotnictwa. Podkreślił zasługi KSL w rozwijaniu pracy społecznej wśród Weteranów Lotniczych. Podziękował za dotychczasową aktywną pracę Seniorów, pozdrowił wszystkich uczestników spotkania, szczególnie ich żony i wdowy po byłych lotnikach.

Prezes Aeroklubu inż. Kwaśniewski wręczył pamiątkowe proporce Aeroklubu dla Instytucji Państwowych i Społecznych współpracujących z Aeroklubem. Proporce otrzymali: Komitet Miejski PZPR, Klub Seniorów Lotnictwa, Prezydium MRN, Bydgoskie Przedsiębiorstwo Bud. Inżynieryjne oraz Sekcja Lotnicza SIMP.

Miłym momentem spotkania było wręczenie przez młodzież bydgoskich modelarni lotniczych wiązanek kwiatów wdowom po Weteranach i zasłużonym Weteranom Lotnictwa. Toast za pomyślność, zdrowie i zasługi Weteranów Lotniczych, ich żony i wdowy po lotnikach, za dobre efekty społecznej pracy Bydgoskiego Aktywu Lotniczego wniósł przewodniczący Sekcji Lotniczej w Bydgoszczy mgr inż. J. Łobocki.

Na temat udziału Seniorów-Weteranów Lotnictwa w walkach o wyzwolenie Polski Ludowej i wkład KSL w pracę wychowawczą z młodzieżą zabrał głos wiceprzewodniczący KSL A. Wandzel.

Następnie głos zabrali: sekretarz KM PZPR Sztolcman i członek ZG Klubu Seniorów Lotnictwa Fabisiak. Przekazali oni w imieniu reprezentowanych instytucji i własnym najlepszym pozdrowieniem dla uczestników spotkania. Wyrazili uznanie i podziękowanie organizatorom za cenną inicjatywę zorganizowania spotkania Seniorów Lotnictwa, które jest godnym wkładem dla uczczenia 50-lecia Polskiego Lotnictwa Sportowego i 25-lecia PRL.

W ramach wspomnień Weteranów zebrało głos pięciu seniorów lotnictwa. Pod koniec spotkania dyskusja toczyła się w towarzyskich grupach. Ogólnie impreza była bardzo udana.

Sekretarz Sekcji Lotniczej Przewodniczący Sekcji Lotniczej
mgr inż. T. Woziwodzki mgr inż. I. Łobocki

II KRAJOWE ZAWODY ŚMIGŁOWCOWE W ŚWIDNIKU

Na lotnisku Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego odbyły się II Krajowe Zawody Śmigłowcowe. Organizatorem była Sekcja Śmigłowcowa Aeroklubu Robotniczego w Świdniku i Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego.

Zawody odbyły się pod hasłem uczczenia 25-lecia PRL oraz 50-lecia Polskiego Lotnictwa Sportowego. Celem Zawodów była propaganda sportu lotniczego oraz doskonalenie pilotów w technice lotu śmigłowcowego.

Regulamin sportowy obejmował:

- 1) organizację startów
- 2) punktacje
- 3) warunki bezpieczeństwa lotów
- 4) wyszczególnienie i opis konkurencji
- 5) kryteria punktacji szczegółowej.

Zawody obejmowały cztery konkurencje:

▲ konkurencja I pilotażowa obejmowała jednokrotny przelot po ustalonej trasie ślalomu na wysokości 10 m z oblotem ustawionych chorągiewek w najkrótszym czasie,

▲ konkurencja II nawigacyjno-pilotażowa obejmowała lot po nakazanej trasie połączony z wykonywaniem zadań specjalnych,

▲ konkurencja III pilotażowa obejmowała lot z wykonaniem zespołu ewolucji po trasie wytyczonej na lotnisku, z zachowaniem nakazanej wysokości $H = 2 \pm 0,5$ m w minimalnym czasie t.

▲ konkurencja IV pilotażowa obejmowała lot na małej wysokości, połączony z przenoszeniem naczyń z wodą oraz lądowaniem pionowym w oznaczonym kwadracie; czas wyznaczony dla wykonania konkurencji $t = 2$ min.

Kierownikiem zawodów był mgr pil. R. Kosioł, czynny członek Sekcji Lotniczej SIMP i zastępca działacza Aeroklubu Robotniczego WSK. Funkcję kierownika lotów pełnił doświadczony i długoletni pracownik Wydziału Startu oraz jeden z pierwszych organizatorów i członków Aeroklubu Świdnickiego, A. Grabowski.

Przewodniczącym zespołu sędziów był szef Wyszkożenia Aeroklubu Świdnickiego, zastępca dla WSK pil. Z. Chyliński. Ponadto przy organizacji Zawodów czynnie współpracowali: pil. inż. H. Gołębiowski, inż. T. Dados, mgr S. Jankowski, mgr M. Ziemiński i ob. R. Bielszczuk.

Konkurencje wymagały dużych umiejętności pilotów, orientacji i spostrzegawczości oraz były dobrym sprawdzianem sprawności produkowanego sprzętu śmigłowcowego. Wykazały one dużą zdolność manewrową i łatwość nawigacyjną nowego śmigłowca Mi-2 produkowanego seryjnie w Świdniku. Zawody odbywały się w warunkach normalnej produkcji bez odwracania od pracy poszczególnych pracowników.

Pierwsze miejsce w Zawodach Śmigłowcowych — już po raz drugi — zdobył mjr. pil. Krzysztof Kaczanowski, uzyskując puchar przechodni Przewodniczącego PNRR w Lublinie.

Piloci naszej Wytwórni nie mieli dostatecznych możliwości do treningu przed zawodami, lecz na 22 startujących zawodników zdobyli dobre miejsca w następującej kolejności:

- II — pil. S. Kasperek (Aeroklub WSK) — 1584 p.
- III — pil. T. Papajski (WSK) — 1508 p.
- IV — pil. S. Gajewski (Zespół WSK) — 1273 p.
- V — pil. W. Mercik (Zespół WSK) 1210 p.

Jako korespondent TLiA zgłosiłem się do kierownika Wydziału Startu, który przyjął mnie w hangarze w obecności kolegów pilotów zawodników i organizatorów. Tam przeprowadziłem rozmowy z pilotami: Gajewskim, Papajskim, mgrem R. Kosiołem, mgrem inż. W. Mercikiem i z jednym z organizatorów, członkiem Koła SIMP kol. inż. Moskowiczem.

Moi rozmówcy podkreślili swoje duże zadowolenie z zawodów i z możliwości uczestniczenia w nich. Stwierdzili, że był to kolejny egzamin nie tylko pilotów i mechaników, ale także śmigłowców. Zwrócili uwagę, że niektóre konkurencje wymagają zmodyfikowania z uwagi na specyficzne własności eksploatacyjne i konstrukcyjne śmigłowców używanych do zawodów, w konkretnym przypadku do ślalomu.

Uzasadnienie potrzeby zmodyfikowania dalszych konkurencji widzą piloci w potrzebie zobiektywizowania warunków sędzi-

wania konkurencji, ustalenia jasnych i jednoznacznych kryteriów ocen. Należy ułatwić proces oceniania konkurencji III eliminując czynniki subiektywnej interpretacji regulaminu, np. przy pokonywaniu trasy na lotnisku z tzw. przemieszczaniem się śmigłowca i manewrami przy ziemi. Kierownik zawodów z satysfakcją podkreślił osiągnięcie, jakie było udziałem przedstawiciela Wojsk Lotniczych mjr. pil. Kaczanowskiego, który na 2000 możliwych punktów zdobył 1637.

Po raz pierwszy startował w zawodach śmigłowiec Mi-2; sprzęt ten zyskał pozytywną ocenę pilotów i organizatorów Zawodów. Zaletą jest m.in. to, że dla Mi-2 czas bezpośredniego przygotowania do startu jest znacznie krótszy niż dla SM-1. Mimo większego ciężaru startowego nie ustępuje śmigłowcowi SM-2 w zwrotności i sterowności, co szczególnie jest ważne przy lotach na małych wysokościach. Bardziej komfortowe warunki, jakie pilotowi zapewnia nowy śmigłowiec, stwarzają dodatkowe elementy działające dodatnio na poczucie psychofizyczne pilota. Pracę pilota ułatwia wyposażenie śmigłowca w nowoczesną aparaturę nawigacyjną, pilotażową oraz kontrolno-pomiarową.

W dalszej dyskusji analizującej przygotowanie i przebieg zawodów kol. piloci Gajewski oraz inż. Moskowicz podkreślili fakt włączenia się do prac organizacyjnych oraz związanych z zabezpieczeniem prowadzenia zawodów szerokiej grupy społecznie działających pracowników WSK oraz organizacji SIMP, szczególnie Sekcji Lotniczej Koła. Rozmówcy stwierdzili brak sprzętu dla pilotów WSK tak, że nie można było wystawić pełnej liczby dysponowanych pilotów jako zawodników. Jest to bardzo niekorzystne zjawisko, szczególnie w odniesieniu do potrzeb Zakładu Doświadczalnego Wytwórni: brak własnego sprzętu nie pozwala na dokonywanie konfrontacji teoretycznych przesłanek z praktyką w locie w wymaganym zakresie.

Podczas uroczystego rozdania nagród przekazany został na ręce Głównego Inżyniera WSK inż. J. Lipińskiego medal 50-lecia polskiego lotnictwa sportowego przyznany dla Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego przez Aeroklub PRL.

*

▲ 18.XI.1969 r. w Domu Technika w Lublinie odbyło się Walne Zgromadzenie Delegatów Oddziału Wojewódzkiego NOT.

Przeanalizowano pracę okresu ubiegłej kadencji i wybrano nowe władze. W dyskusji dominowała problematyka związana z koniecznością dalszego rozwijania ruchu wynalazczego (w której to dziedzinie okrąg nasz nie ma jeszcze poważniejszych osiągnięć), zwracano uwagę na potrzebę prowadzenia szkolenia średniej kadry technicznej oraz potrzebę rozwijania i doskonalenia form pracy informacji techniczno-ekonomicznej. Postulowano także podyplomowe dokształcanie kadr technicznych wyższego i średniego dozoru technicznego, szczególnie w zakresie: organizacji produkcji, bezdefektowych metod pracy i zagadnień ekonomicznych (analiza wartości, efektywności modernizacji konstrukcji itd.).

Występowano również o rozszerzenie programów studiów inżynierskich w kierunkach psychologii i socjologii pracy, jak również wprowadzenia na studiach uniwersyteckich podstaw politechnicznej w zakresie rysunku technicznego, geometrii wykresowej i wiadomości ogólnotechnicznych.

▲ 27.XI.1969 r. w Domu Technika w Lublinie odbyło się spotkanie kierowników i przedstawicieli Zakładowych Ośrodków Informacji Techniczno-Ekonomicznej z dyrektorem Francuskiego Ośrodka Dokumentacji Technicznej mgrem inż. T. Zamoymskim. Tematem prelekcji była „Rola, zadania i metody działalności Ośrodka Francuskiej Dokumentacji Naukowo-Technicznej”. Po prelekcji wyświetlono kolorowy film popularno-techniczny ilustrujący produkcję zespołów i montaż w Fabryce Samochodów Renault w Paryżu. W dyskusji poinformowano o możliwościach wykorzystania materiałów Ośrodka w pracy naszych organizacji technicznych i stowarzyszeń.

▲ 28, 29, 30.XI. ub. r. KTiR oraz Dział Postępu Technicznego WSK w Świdniku zorganizował wycieczkę na wystawę „Myśl wynalazcza w Technice” w Ośrodku Postępu Technicznego w Katowicach. Jak uwidoczniło w informatorze podstawowym, celem wystawy było rozpowszechnienie najlepszych rozwiązań wynalazczych i projektów racjonalizatorskich.

Mając powyższe na uwadze grupa uczestników wycieczki przedłożyła przedstawicielowi na stoisku WSK Świdnik wiele propozycji dokonania transakcji umownych między różnymi przedsiębiorstwami a WSK w Świdniku. W drugim dniu wycieczka odwiedziła Szybocwoy Zakład Doświadczalny w Bielsku-Białej. Zorganizowano spotkanie uczestników wycieczki z dyrektorem Zakładu mgrem inż. W. Nowakowskim i głównym inżynierem mgrem inż. Z. Badurą, a następnie z grupą kolegów z kierownictwa Zakładu: P. Zatwarnickim, Cisowskim i J. Niespałem. Kierownicy zapoznali gości z produkcją serii szybocwoy typu „Pirat”.

Zakład jest w trakcie rozbudowy a nakłady inwestycyjne stwarzają możliwości dla wprowadzania produkcji bazującej na nowych materiałach lotniczych i nowoczesnej technologii. Zwraca uwagę fakt, że już — w istniejących trudnych warunkach — widoczny jest ład organizacyjny i rozwój produkcji serii na poziomie przodujących zakładów lotniczych.

W rozmowie z dyrektorem Badurą i przewodniczącym Koła SIMP kol. J. Niespałem ustalono, że Koła SIMP WSK Świdnik i SZD w Bielsku-Białej nawiążą ścisłą współpracę, szczególnie na odcinkach wymiany informacji i organizowania wycieczek szkoleniowo-technicznych.

Korespondent
z WSK Świdnik
A. Hadrawa



The rocket engines of the spacecraft Apollo — LM

In this article the general requirements regarding the rocket engines of the spacecraft Apollo-LM are explained, the basic data for these engines including tanks system are given and some problems concerning the engines and their propellant installations are discussed.

GLASS A.

629.734.336

The development of motor gliders and ultralight aircraft

In this paper the definitions of the motor gliders and ultralight aircraft according to the former and new FAI requirements are given and the history of the development of these aircraft kinds in the world and in Poland is shown. The present trends in the motor gliders and ultralight aircraft building in the West Europe countries are discussed and rapid development and favourable prospects for future in this aircraft field are emphasised. The author suggests, that in Poland two-seat training motor glider should be developed and the amateur activity in the ultralight aircraft field enhanced.

BOROWSKI J.

629.7.03:629.734.336

The development of the power units for the motor gliders and ultralight aircraft

The review of the lowest-power engines applied for the motor gliders and ultralight aircraft is made; these engines are mostly the modifications of the Volkswagen engines, however are existing the engines developed specially for motor gliders or ultralight aircraft. In Poland it is no engine of this kind, although according to the author's opinion it is possible to adaptate to the aviation duties the engines driving the motorcars Syrena and Trabant and to built the 20 hp engine (for two-seat motor glider) based upon Trabant engine components.

FAŁECKI J.

621.437:629.7.035.2:629.734.336

The Wankel engines — the future drive for the motor gliders and ultralight aircraft

The Wankel engine due to such advantages as smooth run, relatively low noise, low cross area, starting facility, simple construction resulting in maintenance facility, will be in the future the important drive system for motor gliders and ultralight aircraft. The Wankel engines for these duties shall be developed from the industrial and motorboat engines. In the paper the engine Fichtel-Sachs KM 42, at present only Wankel engine produced for motor gliders, is described and the possibilities of utilizing for motor gliders other Wankel engines of the same firm, KM 914 and KM 30, produced for snowmobiles, and the motorboat engine NSU KKM 150 are considered.

PYTLEWSKI Z.

656.71.004.5

The fighting the mud and water on runway surfaces

In this paper the dangers arising during aircraft take-off and landing on the runways covered by mud and water are mentioned and the methods of cleaning the runway surfaces at positive and negative air temperatures are discussed. The increase of take-off run versus thickness of mud and water layer and ratio of aircraft thrust and weight is given.

Co piszą inni...

Każdy powinien dobrze robić to, co do niego należy

Z wywiadu z dyr. PHZ „Polservice”, inż. A. Trawińskim dowiadujemy się o zadaniach i uprawnieniach instytucji, która zajmuje się obrotem z zagranicą w zakresie myśli technicznej. Pełna nazwa tej instytucji brzmi: Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego dla Eksportu Usług i Relizacji Współpracy Naukowo-Technicznej.

„Wynalazczość i Racjonalizacja” 1969 nr 10

Umowy know-how na tle kodeksu cywilnego

(Dokończenie)

W pierwszej części artykułu prof. dr S. Grzybowski wyjaśnił już, że umowy know-how dotyczą szczególnego postępowania techniczno-produkcyjnego i, że przedmiotem ich są różne poufne wiadomości, doświadczenia, zabiegi, umiejętności postępowania itd., umożliwiające właściwie, poprawne działanie techniczne. W drugiej części artykułu jest mowa o „przekazaniu wiadomości”. Ten przedmiot umowy, określający zarazem jej cel, przesądza o szczególnej treści umów know-how.

„Wynalazczość i Racjonalizacja” 1969 nr 10

Zapobieganie, wykrywanie i ściganie naruszenia praw wyłącznych

W artykule inż. M. Rodziewicz wyjaśnia na czym polega naruszenie praw wyłącznych właściciela patentu (wzoru użytkowego) i wskazuje na doniosłe znaczenie, jakie w nauce patentoznawstwa i działalności przemysłowej, ma ten problem. W oparciu o literaturę, zwłaszcza zagraniczną, omawia węzłowe zagadnienia związane z naruszeniem patentu.

„Wynalazczość i Racjonalizacja” 1969 nr 10

Metodyki ułatwiania pracy twórczej

W artykule Z. Pietrasiński przedstawia dwa systemy wskazań heurystycznych na użytek twórców nowej techniki, zwłaszcza profesjonalistów zatrudnionych w jednostkach rozwojowych przemysłu. Jeden z nich powstał w ZSRR, a jego autorem jest G. S. Altszuler, drugi stworzony został pod nazwą „synektyki” w USA przez W. J. Gordona. Pierwsza część artykułu omawia metodę Altszulera jako inspirowany zbiór zaleceń heurystycznych. Polega ona na zebraniu i usystematyzowaniu najbardziej pożytecznych wskazań.

„Wynalazczość i Racjonalizacja” 1969 nr 10

Podstawowa problematyka psychologii wypadków

Artykuł jest początkiem cyklu poświęconego wypadkom przy pracy na tle współczesnej psychologii przemysłowej. Mgr J. Okoń omawia w nim podstawowe zagadnienia i pojęcia, ujęte w sposób uwzględniający psychologiczny punkt widzenia i pewne specjalne wymagania, które powinny być spełnione dla właściwego prowadzenia badań psychologicznych nad problemem wypadków przy pracy, naświetla definicję wypadku i niemal-wypadku, zagadnienie klasyfikacji przyczyn wypadków i metody zbierania materiałów o wypadkach. Następnie przedstawia problem błędów popełnianych przez ludzi w czasie pracy ujętych jako psychologiczne przyczyny wypadków.

„Ochrona Pracy” 1969 nr 9

Metodyka pomiarów poziomu dźwięku i ocena szkodliwości hałasu w zakładach przemysłowych

W artykule mgr L. Kaliński i techn. chem. J. Tyszel przedstawia uwagi odnośnie do prawidłowości stosowanej metodyki pomiarów szkodliwości hałasu, omawiają stosowaną aparaturę, przytaczają przykłady wykonywania pomiarów i sposobów oceny dopuszczalnych poziomów hałasu. We wnioskach proponują m.in. korzystać przy ocenie hałasu z zaleceń ISO i RWPG.

„Ochrona Pracy” 1969 nr 9

ZAM 41 przetwarza

Pierwszą polską maszyną matematyczną EMC ZAM 41, zaprojektowaną w Instytucie Maszyn Matematycznych w Warszawie i produkowaną w Zakładzie Doświadczalnym IMM opisuje B. Białek. Poza przedstawieniem parametrów technicznych, niektórych rozwiązań konstrukcyjnych oraz oprogramowania autor na podstawie doświadczeń instalowania maszyn ZAM-41 w ZOWAR omawia problemy odbioru technicznego i rozpoczęcia eksploatacji.

„Maszyny Matematyczne” 1969 nr 9

wyjątkowym powodzeniem i są bardzo rentowne. SAM dysponuje 4 samolotami „Caravelle”, 4 DC-6B oraz 2 DC-6 (towarowe). Przewozy charterowe SAM obejmują głównie ruch między Katanią a lotniskami NRF.

Przewozy

W zakresie przewozów pasażerskich Alitalia mieści się w czołówce europejskich przedsiębiorstw lotniczych. W 1968 r. przewieziono łącznie z przedsiębiorstwami satelitarnymi ponad 5 mln pasażerów. Przewozy pasażerskie wykazują dużą nieregularność spowodowaną sezonem turystycznym.

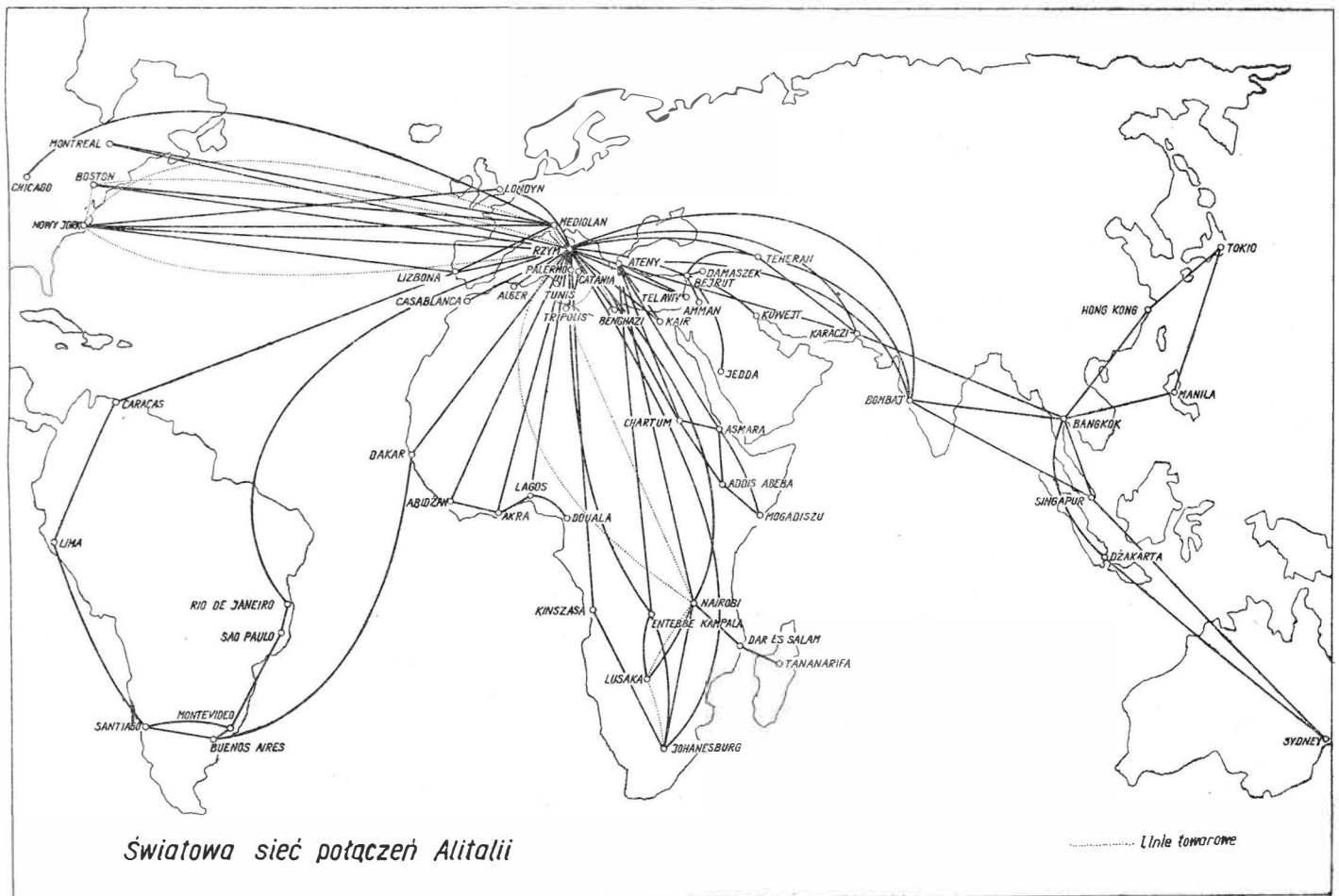
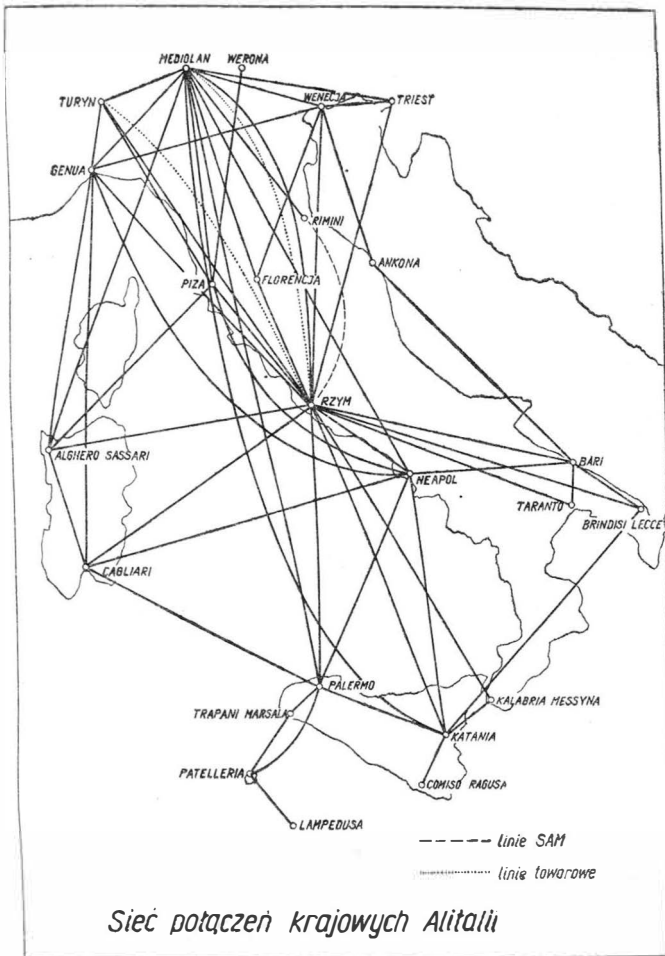
Niezwykle szybko rozwijają się przewozy towarowe. W 1968 r. przewieziono 62 000 T ładunków towarowych oraz około 7000 T poczty. Dynamika rozwoju tych przewozów kształtuje się na poziomie 16% w skali rocznej. Wymaga to odpowiedniego zaplecza technicznego. Do najlepiej wyposażonych lotnisk pod względem obsługi towarowej należy Rzym - Fiumicino. System magazynów dworca towarowego jest całkowicie zautomatyzowany. 25 stanowisk pneumatycznych ukierunkowuje drobne przesyłki, prawidłowość przebiegu obserwuje się za pośrednictwem systemu telewizyjnego. Obróbce podlega 200 T ładunku dla samolotów na dobę. 40 T spaletyzowanego ładunku dla samolotu DC-8F przygotowuje się tutaj w ciągu jednej godziny. Magazyny wyposażone są w 526 automatycznych stanowisk dla palet i kontenerów obsługiwanych automatycznie z centralnego pulpitu sterowania.

Wyposażenie dodatkowe

Alitalia dysponuje dobrze zorganizowaną szkołą pilotów oraz personelu pomocniczego. W ciągu ostatnich lat wyszkolono 450 pilotów, z czego 412 dla przedsiębiorstw obcych. W szkole pilotów przygotowano specjalistów dla Jugosławii, Indii, Libanu, Chile, Samali i Argentyny. Szkolenie oparte jest o nowoczesne metody. Alitalia posiada symulatory tych typów samolotów, które znajdują się w eksploatacji. Szkolne samoloty „Caravelle” wyposażone są w automatyczne urządzenia lądowania przygotowujące pilota do lądowania w każdych warunkach.

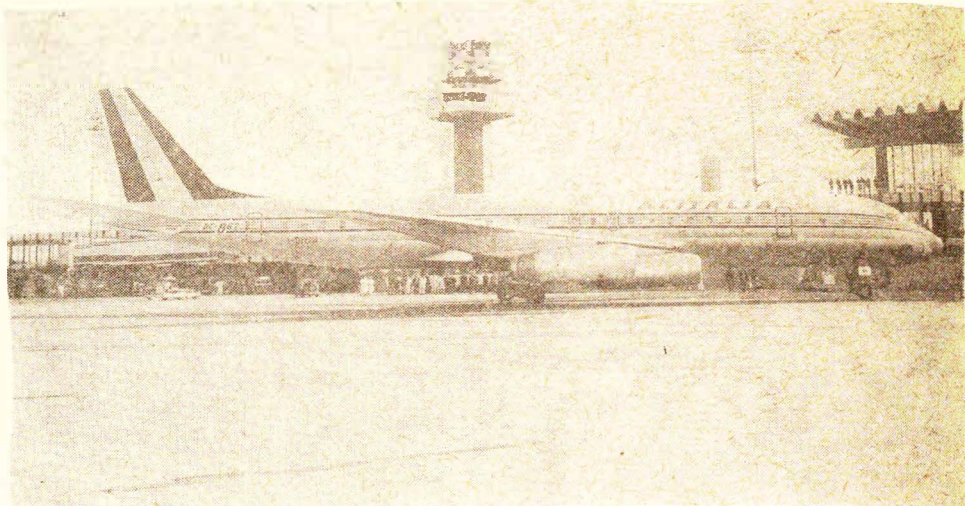
Lotnisko Fiumicino dysponuje automatycznym systemem rezerwacji i łączności ARCO (Automatic Reservation and Communications). System ten wykonuje 200 operacji w ciągu sekundy. Elektroniczne maszyny cyfrowe IBM pracujące w systemie ARCO mają pojemność pamięci 200 000 informacji, co pozwala na bieżącą kontrolę działalności przedsiębiorstwa. Centrala ARCO znajduje się w gmachu Alitalii w Rzymie. Na ekranach centrali przedstawiane są bezpośrednie informacje z 15 punktów kraju i świata, a mianowicie z Mediolanu, Neapolu, Palermo, Katanii, Turynu, Genewy, Wenecji, Paryża, Londynu, Frankfurtu, Nowego Jorku, Atlanty, Chicago i Los Angeles.

B. D.



lotnicze przedsiębiorstwa świata

ALITALIA



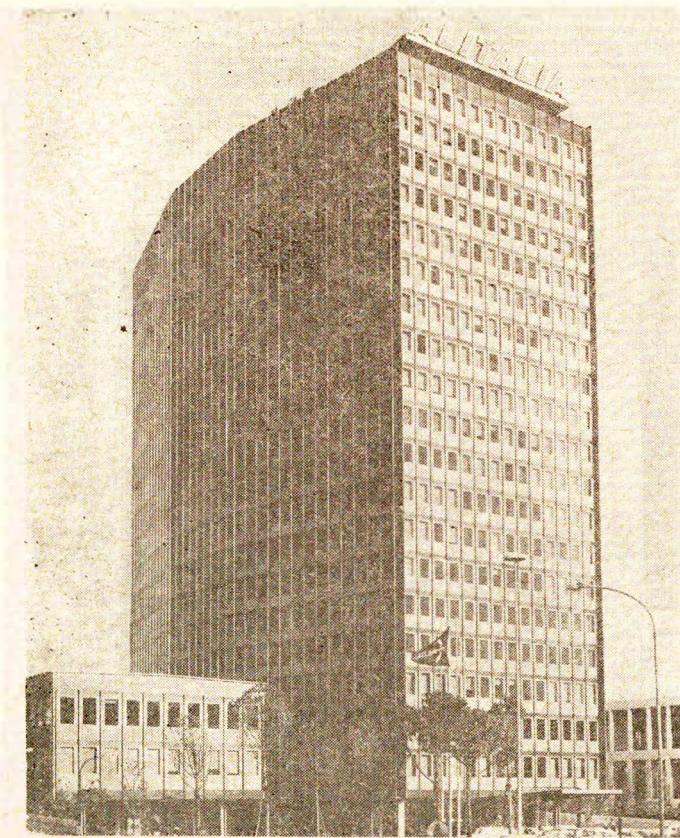
Samolot DC-8 na lotnisku w Rzymie -
- Fiumicino

Turystyka międzynarodowa wpływa w poważny sposób na rozwój przewozów lotniczych. Widać to szczególnie wyraźnie w przypadku włoskich linii lotniczych Alitalia, których podstawę przewozów stanowi wielomilionowa rzesza turystów odwiedzających Włochy. Pasażer z Nowego Jorku czy Londynu wybierając się do Włoch chętnie kupuje bilet na samolot Alitalii. Turystyka jest więc jednym z czynników warunkujących powodzenie i dynamiczny rozwój Alitalii.

Sieć lotnicza

Sieć lotnicza Alitalii obejmuje swoim zasięgiem wszystkie kontynenty. W układzie strukturalnym sieć ta podzielona jest na trzy grupy: międzykontynentalną, europejską i krajową. Sieć międzykontynentalna szczególnie gęsta jest na obszarze Afryki i na Północnym Atlantyku. Sieć afrykańska obejmuje swoim zasięgiem większość ośrodków miejskich. W przewozach na Północnym Atlantyku Alitalia zajmuje 6 miejsce i obsługuje cztery wielkie miasta: Montreal, Chicago, Boston i Nowy Jork.

Siedziba Alitalii w Rzymie



Sieć europejska obejmuje przede wszystkim ośrodki miejskie położone w krajach Europejskiej Wspólnoty Gospodarczej. Wreszcie sieć połączeń wewnętrznych Włoch, kraju o obszarze mniejszym od obszaru Polski (301,2 tys. km²), jest wyjątkowo rozwinięta. W odróżnieniu od innych krajów europejskich kształt geograficzny Włoch (częściowo charakter wyspowy) oraz wysokie walory turystyczne powodują wyjątkowe zapotrzebowanie na przewozy lotnicze. Wewnętrzna sieć lotnicza ma jednolity układ południkowy z ośrodkami w Rzymie, Mediolanie i Neapolu. Długość linii wewnętrznych (np. Mediolan—Palermo — 870 km) warunkuje efektywność ekonomiczną. Obok sieci pasażerskiej coraz intensywniej rozwija się sieć towarowa. Aktualnie przewozy towarowe obejmują Afrykę i Północny Atlantyk.

Łączna długość sieci lotniczej Alitalii wynosi około 270 tys. km, a samoloty docierają do 90 miast w 59 krajach, w tym i do Warszawy.

Park samolotowy

Jakkolwiek włoski przemysł lotniczy nie produkuje samolotów komunikacyjnych, a Alitalia skazana jest na kosztowny import samolotów, to jednak park samolotowy w tym przedsiębiorstwie jest bardzo nowoczesny.

Składa się on z: 19 samolotów „Caravelle” (86-miejscowych), 13 DC-8-40 (140-miejscowych), 6 DC-8-62 (189-miejscowych), 2 DC-8-62F (towarowe o udźwigu 40 T), 29 DC-9-30 (97-miejscowych), 2 DC-9F (towarowe).

Sprzęt ten reprezentuje wyjątkowo wysokie walory techniczne, a przy tym ma on jednolity charakter, co znacznie ułatwia eksploatację.

Zgodnie ze złożonymi zamówieniami w br. Alitalia otrzyma 4 samoloty Boeing 747, a w dalszej przyszłości 6 samolotów naddźwiękowych Boeing 2707/300.

Alitalia posiada decydujący udział w dwóch przedsiębiorstwach lokalnych: w Aero Transporti Italiani — 90% i w przedsiębiorstwie charterowym Società Aerea Mediterranea — 95%. ATI posiada 12 samolotów F-27, 6 DC-9, 2 śmigłowce Sikorski S-61N oraz 4 śmigłowce Agusta Bell-205. Dla informacji warto dodać, że śmigłowce ATI (siedziba w Neapolu) wykorzystywane są jako taksówki obsługujące głównie ruch między Neapolem a ośrodkami szczególnego zainteresowania turystycznego: Sorrento, Capri i Ischia. Linie śmigłowcowe cieszą się

Dokończenie na III str. okl.

Widok hali z urządzeniami systemu ARCO

