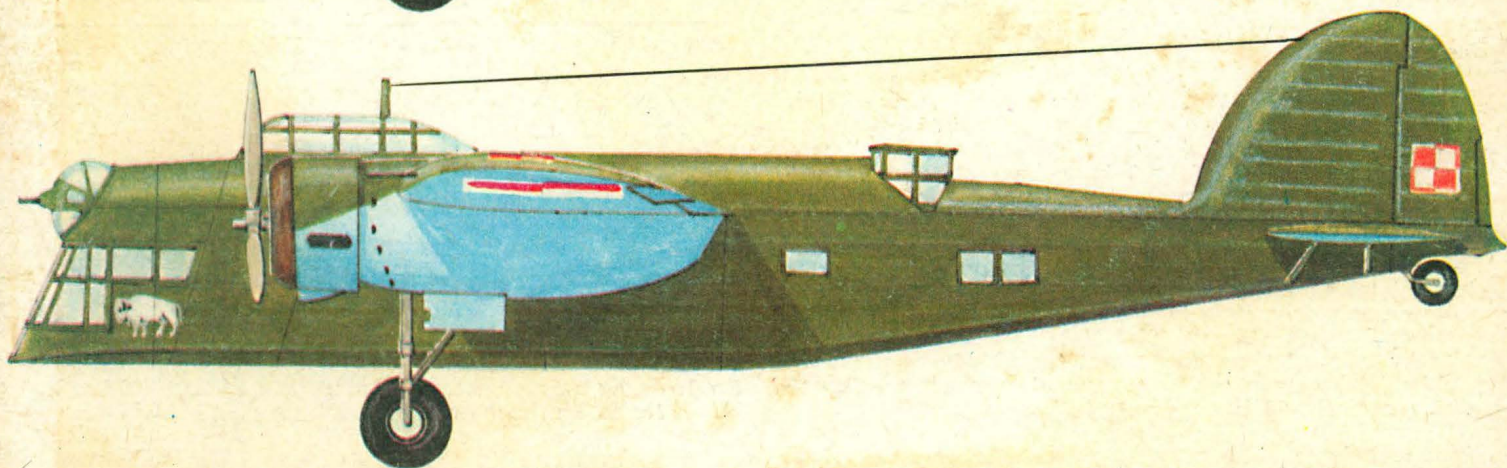
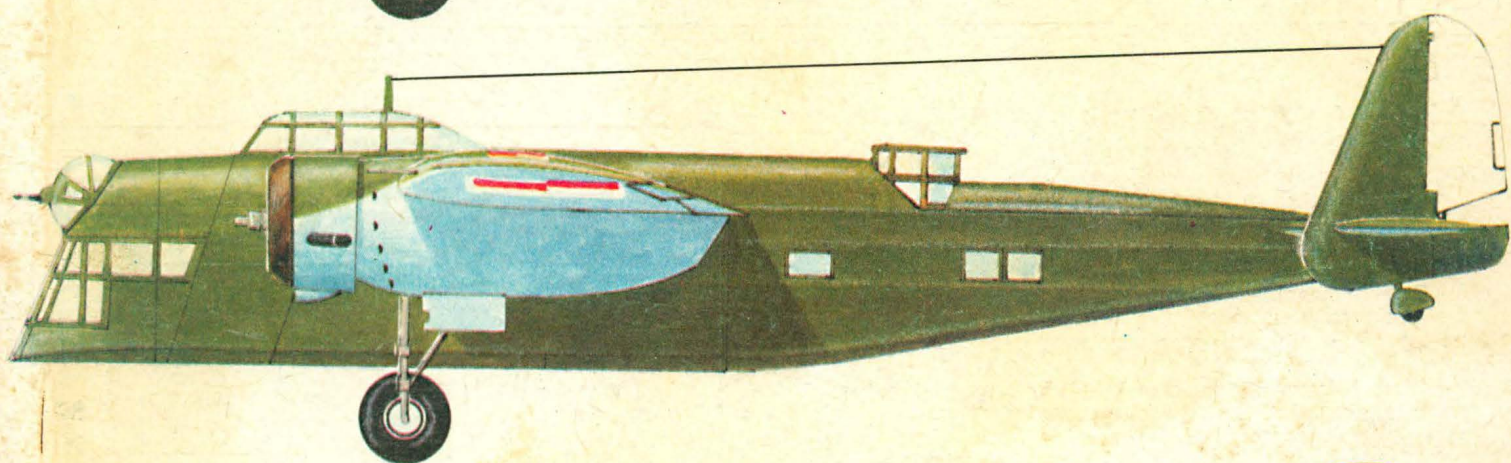
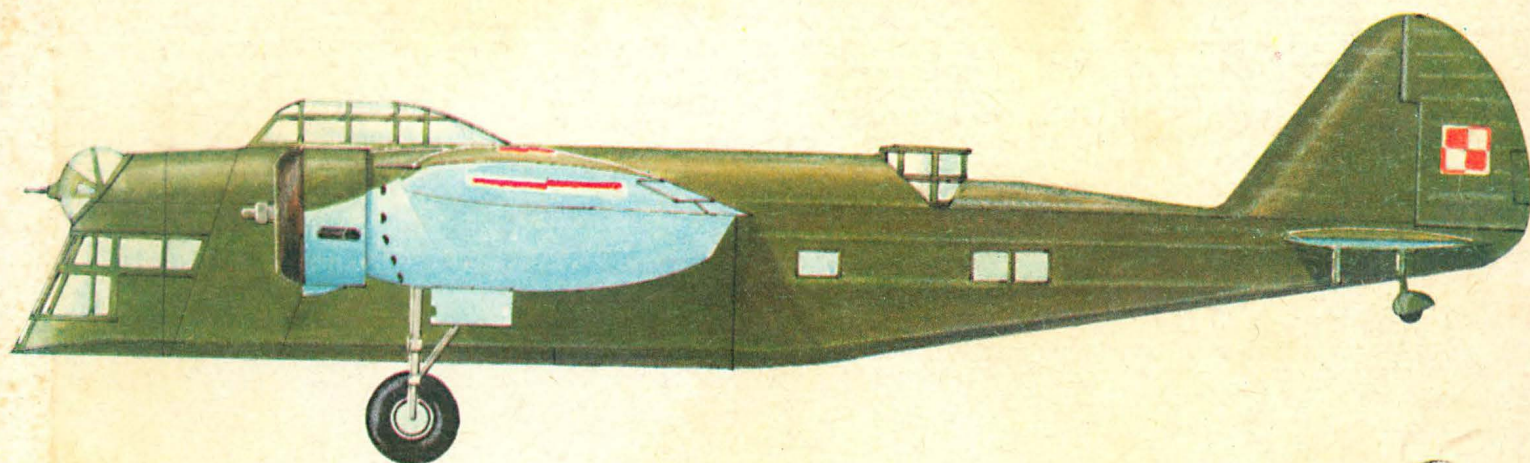


TECHNIKA

1'84

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 60,-  
ISSN 0040 1145

WYDAWNICTWO NOT SIGMA



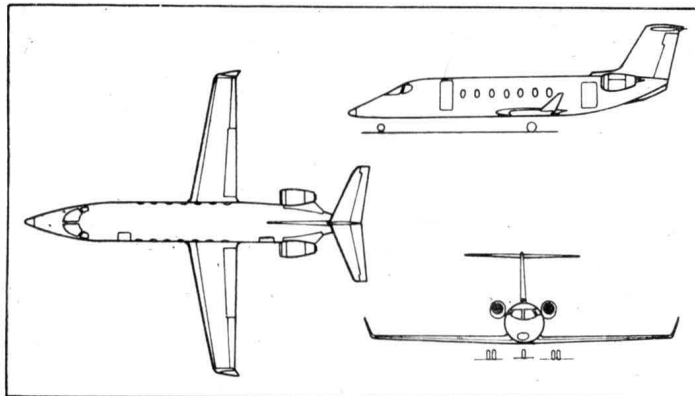
## PROJEKTY

### SIAl Marchetti S.226 • Włochy •

#### Odrzutowy samolot pasażerski na linie lokalne

Należąca do zjednoczenia Agusta firma SIAl-Marchetti zakończyła prace nad projektem wstępnym 19-miejscowego odrzutowego samolotu pasażerskiego na linie lokalne (a także do celów służbowych) S.226. Zastosowanie najnowocześniejszych rozwiązań w dziedzinie aerodynamiki, struktur, napędu, systemów i awioniki ma mu umożliwić konkurencję z istniejącymi samolotami śmigłowymi o podobnej liczbie miejsc pasażerskich.

Opierając się na nadkrytycznym płacie samolotu szkolno-treningowego S.211, zaprojektowano przy użyciu techniki komputerowej płat zoptymalizowany do warunków eksploatacji z dużą częstotliwością na krótkich trasach. Płat ma lekki skos, umiarkowanie duże wydłużenie i odgięte do góry końcówki (winglets). Szeroko mają być stosowane tworzywa zbrojone, zarówno na struktury nie pracujące, jak i pracujące, łącznie z płatem i usterzeniem kierunku i wysokości, co spowoduje znaczne zmniejszenie masy płatowca. Analizuje się możliwość zastosowania aktywnego sterowania, w celu odciążenia stateczności statycznej i zmniejszenia dzięki temu powierzchni usterzenia, a w wyniku — dalszego zmniejszenia masy samolotu. Zmniejszenie oporów aerodynamicznych (dzięki rozwiązaniom płata) i zmniejszenie masy samolotu ma służyć przede wszystkim zmniejszeniu zapotrzebowania ciągu, a tym samym zużycia paliwa. Kabina pasażerska o długości 11,66 m — łącznie z toaletą, westybulem wejściowym i bagażnikiem — i wysokości 1,85 m mieści trzy szeregi foteli o podziałce 82 cm. Załoga jest dwuosobowa. Nie podano typu silników, poza tym że mają to być silniki o dużym stosunku napięć przepływu. Projektowana jest również wersja 30-miejscowa.



#### Dane techniczne

Rozpiętość	16,0 m
Długość	19,9 m
Wysokość	5,8 m
Powierzchnia nośna	30,0 m <sup>2</sup>
Masa własna	4600 kg
Masa paliwa maks.	1998 kg
Masa handowa maks.	2348 kg
Masa startowa maks.	8807 kg
Prędkość maks.	835 km/h
Wznoszenie maks.	6,28 m/s
Czas wznoszenia na 9150 m	9,6 min
Wymagana długość pasa startowego:	
temp. otoczenia 15°C	1118 m
temp. otoczenia 30°C	1525 m
Zasięg maks. z 45-min rezerwą paliwa	2778 km

W.K

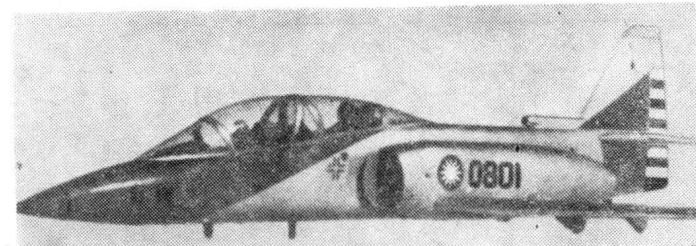
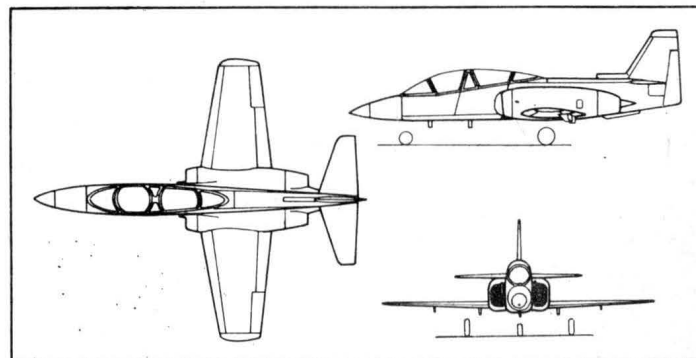
## PROTOTYPY

### AIDC AT-TC-3 • Taiwan •

#### Odrzutowy samolot szkolno-treningowy

Zakłady należące do Aero Industry Development Centre (Taiwan) przystępują do produkcji odrzutowego samolotu szkolno-treningowego AT-TC-3, który ma być następcą turbośmigłowego samolotu do szkolenia podstawowego T-CH-1. Prace nad samolotem rozpoczęto w 1975 r. i prowadzono je z pomocą firmy Northrop. Zbudowano dwa prototypy, z których pierwszy wystartował do pierwszego lotu 16 września 1980 r.

Układ i konstrukcja samolotu są konwencjonalne. Jednocześnie płat ma strukturę wielodźwigarową z frezowanym pokryciem; lotki o przekładkowej konstrukcji są napędzane hydraulicznie, a jednoszczelinowe klapy — elektrycznie. Półskorupowy kadłub maabinę w układzie tandem i pływające usterzenie wysokości, uruchamiane, podobnie jak ster kierunku, hydraulicznie. Umieszczone pod kadłubem aerodynamiczne hamulce są wykonane z tworzywa zbrojonego włóknem węglowym. Chowanie podwozia i sterowanie przednim kołem odbywa się hydraulicznie, przy czym goleń przedniego koła podczas chowania skraca się automatycznie. Nietypowe jest zastosowanie, pod tylną częścią kabiny, komory na uzbrojenie ćwiczebne i do zadań szturmowych. Oprócz tego zamontowano cztery uchwyty pod płatem i jeden pod kadłubem oraz uchwyty na końcach płata do mocowania pocisków Sidewinder. Napęd stanowią zabudowane w gondolach przykadłubowych silniki dwuprzepływowe Garrett TFE731-2-2L o ciągu 1558 daN (1588 kG). Samolot ma dwa niezależne układy hydrauliczne i układ elektryczny zasilany przez dwa prądnic-rozruszniki o napięciu 28 V i mocy 12 kW.



Masa własna (z wyposażeniem)	3855 kg
Masa startowa normalna	5216 kg
Masa startowa maks. (z podwieszeniami)	7485 kg
Prędkość maks. przy ziemi	898 km/h
Maks. liczba Macha powyżej 11 000 m	0,85
Wznoszenie maks.	40,70 m/s
Pułap praktyczny	14 625 m
Rozbieg	458 m
Dobieg	610 m
Długotrwałość lotu z maks. wewn. zapasem paliwa	3 h 11 min

W.K.

#### Dane techniczne

Rozpiętość	10,46 m
Długość	12,90 m
Wysokość	4,36 m
Powierzchnia nośna	21,93 m <sup>2</sup>
Wydłużenie płata	5,0



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIX STYCZEŃ 1984

TECHNIKA

1'84

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

## Przyszłość motoszybowców

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Pierwsze motoszybowce latały 60 lat temu, na początku lat dwudziestych. Były to **motoszybce jednomiejscowe**. O ile rozwój szybowców przez ten okres może zasługiwać na określenie triumfalnego pochodu, to motoszybowce jednomiejscowe zawsze były w jakimś stopniu „kulawe”.

Motoszybowce z lat dwudziestych, choć były szybowcami z silnikiem, jednak były za ciężkie do wyczynowych lotów zboczowych i termicznych i raczej spełniały rolę samolotów słabosilnikowych.

Lata trzydzieste przyniosły kilkanaście konstrukcji i słynne powiedzenie konstruktora i pioniera wyczynu szybowcowego Wolfa Hirtha: „Motoszybowiec nie jest ani udanym szybowcem, ani dobrym samolotem”. Duża masa napędu i spory wzrost oporu zbyt poważnie obniżyły jego osiągi. Pierwszym jednomiejscowym motoszybowcem, na którym uzyskano lepsze wyniki sportowe (i ustalono rekordy o wysokim poziomie) był Bąk A. Kocjana z 1937 r. Kontynuacją jego koncepcji był francuski motoszybowiec Fournier RF-3 z 1963 r. Trzeba jednak przyznać, że osiągi tych motoszybowców były w klasie szybowców treningowych (doskonałość rzędu 20, opadanie 1 m/s). Z licencji w RFN wyprodukowano 90 RF-3 i 150 jego ulepszonej wersji RF-4D. W latach sześćdziesiątych rozwinęła się w RFN druga odmiana motoszybowców jednomiejscowych. Były to szybowce ze składanym w kadłub silnikiem. Ich doskonałość przekroczyła 30 i nadawały się do lotów wyczynowych. Niektóre miały silnik o mocy poniżej 8 kW i nie startowały samodzielnie. Ustępowały zawsze w osiąгах szybowcom wyczynowym. Te tzw. szybowce samostartujące zostały zbudowane w niedużej liczbie. W RFN liczba motoszybowców jednomiejscowych tylko nieznacznie przekroczyła 100 i dalszy jej wzrost zatrzymał się. Wiele współczesnych szybowców wyczynowych ma wersję motoszybowcową z chowanym napędem, lecz buduje się ich niewiele egzemplarzy. Najpopularniejszy był PIK-20E o doskonałości 41. W zasadzie należy stwierdzić, że ta kategoria raczej vegetuje niż się rozwija. Klaus Holighans, znany konstruktor szybowców laminatowych firmy Schempp-Hirth na dorocznym zgromadzeniu Amerykańskiego Stowarzyszenia Szybowcowego SSA w 1982 r. stwierdził, że motoszybowiec jednomiejscowy:

- jest zbyt skomplikowany,
- cena zabudowy napędu, wynosząca 14÷18 tys. dol., jest za wysoka (bliska cenie całego szybowca),
- jest zbyt ciężki,
- długie śmigło oraz duża masa silnika, paliwa (75÷80 kg) i akumulatora powodują kłopoty z położeniem środka ciężkości,
- jest zbyt hałaśliwy,
- nie jest bezpieczny, gdyż piloci w krytycznej sytuacji często popełniają błędy (czego dowodem jest przebieg wielu wypadków na PIK-20E i Nimbus-2M),
- nie jest to normalny szybowiec do latania dla każdego.

W tej sytuacji prof. Claus Oehler wysunął koncepcję opracowania lekkiego i prostego napędu do jednomiejscowych szybowców, który:

- będzie miał masę tylko 25÷30 kg, a średnicę wielołopatowego śmigła poniżej 75 cm,
- nie będzie miał akumulatora, przepustnicy (stałe ustawienie gaźnika) i tylko dźwignię włączania i wyłączania,
- nie będzie on służył do startu, lecz do utrzymania się w powietrzu podczas kryzysu noszeń, czyli powinien dawać wznoszenie przekraczające opadanie szybowca i średnie duszenie, tj. 2,5 m/s, co zabezpieczy przed lądowaniem w przygodnym terenie.

Według tej koncepcji powstała w 1983 r. motoszybowcowa wersja szybowca Ventus B, nazwana Turbo Ventus. Silnik o mocy 15 kW (20 KM) przeszedł 50-godzinną próbę. Śmigło jest 5-łopatowe, z łopatomy składanymi. Rozruch silnika odbywa się w locie nurkowym przy 120 km/h przez wysunięcie z kadłuba i rozkręcenie śmigła (jako wiatraka).

Możliwe, że jest to krok naprzód w rozwoju motoszybowców. Jednak uwzględniając 60 lat prób zbudowania jednomiejscowego motoszybowca, który dorównywałby szybowcom, należy z pewnym sceptycyzmem zapatrywać się na tę szansę. Bowiem uzyskanie zadowalających osiągnięć nie gwarantuje sukcesu, jeśli koszt napędu nadal będzie zbyt duży, by rozwiązanie to rozpowszechniło się. Obniżce kosztów na przeszkodzie stoi raczej jednostkowa produkcja zespołów napędowych, gdyż kilkanaście czy nawet kilkadziesiąt sztuk rocznie to nie produkcja wielkoseryjna.

Natomiast zupełnie inaczej biegnie rozwój **motoszybowców dwumiejscowych**. W zasadzie powstały one i rozwinęły się w latach sześćdziesiątych. Pierwsze, w pełni udane i produkowane w większej serii, były RF-5 i Motorfalke. Pod koniec lat sześćdziesiątych ich liczba przekroczyła 100 szt. i w RFN w ciągu pierwszej połowy lat siedemdziesiątych zbudowano ich ponad 500 szt. Zdecydowanie zwyciężył układ samolotowy ze śmigłem ciągnącym. Częściej spotyka się miejsca obok siebie niż w tandem. Motoszybowce dwumiejscowe z silnikiem o mocy 44 kW (60 KM) nie są w gruncie rzeczy szybowcami z napędem, lecz ekonomicznymi samolotami lekkimi o właściwościach pilotażowych bliższych szybowcom niż w związku z widzeniem płata (doskonałość od 28 do 34). Ich stosowanie zależy od stosunku kosztów startu szybowcowego do startu szybowcowego w danym kraju, co zależy od cen sprzętu, silników, paliwa oraz płac instruktorów i obsługi naziemnej. Tam, gdzie płace są wysokie, a masowość szkolenia duża, motoszybowce przyjęły się, choć wcale nie wyparły szkolenia na szybowcach dwumiejscowych. Ich udział w szkoleniu pilotów szybowcowych nie przekracza 15% w krajach, w których się przyjęły. Można jednak uważać, że motoszybowiec dwumiejscowy zdał swój egzamin praktyczny. Bowiem takich motoszybowców lata na świecie ok. 1000 szt. i wciąż są produkowane.



**ARGENTYNA**

● Wytwórnia FMA otrzymała z Republiki Środkowej Afryki zamówienie na 12 samolotów IA-58 Pucara. (Air Int. 8/83)



**AUSTRIA**

● Lotnictwo wojskowe Tajlandii zamówiło 4 motoszybowce Hoffmann Dimona, przeznaczając je do szkolenia początkowego. Przewidywany jest zakup dalszych 10 szt. (Air Int. 8/83)

● Wytwórnia Hoffmann, zachęcona sukcesem brytyjskiego samolotu obserwacyjnego Edgley Optica (zamówiono 41 szt.), przystąpiła do opracowania obserwacyjnej wersji motoszybowca Dimona. Projektowany samolot H.38 ma wykorzystywać skrzydła, usterzenie i tył kadłuba od Dimony, zaś dwumiejscowy przód kadłuba z kevlaru i włókna węglowego ma tworzyć kabinę o doskonałej widoczności. Silnik o mocy 55-75 kW ma znajdować się za kabiną, zaś umieszczone z przodu śmigło będzie napędzał wał biegnący między miejscami załogi. Oblot prototypu przewidywany jest w pierwszej połowie 1984 r. (Air Int. 8/83)



**CHINY**

● Chińskie linie lotnicze CAAC zakupiły dwa samoloty pasażerskie McDonnell Douglas DC-9 Super 80. (Int. 8/83)

● Rozmowy chińsko-francuskie nt. zakupu samolotów myśliwskich Mirage 2000 przez Chiny zostały zakończone, gdyż chiński premier stwierdził, iż samoloty te są zbyt drogie dla Chin i Chiny muszą rozwijać własne konstrukcje, ograniczając import do minimum. (Air Int. 8/83)



**CZECHOSŁOWACJA**

● W projektowaniu znajduje się 35-40-miejscowy samolot pasażerski Let L-610, który ma wejść na linie w latach 1986-1987. Prototyp samolotu znajduje się już w budowie. L-610 ma być górnopłatem napędzanym początkowo przez cztery silniki turbośmigłowe Walter M-601D, zaś później samolot ma otrzymać dwa silniki o większej mocy. Przewiduje się, że kraje socjalistyczne, w tym głównie Związek Radziecki, zakupią ok. 1000 szt. L-610. Samolot nie będzie sprzedawany do krajów zachodnich. W produkcji ma on zastąpić L-410, których do 1986 r. wytwórnia spodziewa się zbudować ok. 850 szt. (Air Int. 8/83)



**FRANCJA**

● Portugalskie lotnictwo wojskowe zamówiło cztery motoszybowce Fournier RF-10 z przeznaczeniem do początkowego szkolenia. (Air Int. 8/83)

● Brazylia jest zainteresowana nabyciem 100 motoszybowców Fournier RF-10. Przewiduje się, że 25 RF-10 zostanie zbudowanych we Francji, zaś pozostałe mają być bądź zbudowane w Brazylii, bądź zbudowane z licencji. Początek dostaw przewidywany jest na 1984 r. (Air Int. 8/83)

● Wytwórnia Mudry liczy na zbudowanie 100 dwumiejscowych samolotów sportowych CAP X Super. Cena samolotu jest tego samego rzędu co samolotu Piper Tomahawk, zaś niższa niż francuskich samolotów dwumiejscowych. (Air Int. 8/83)

● Wytwórnia Dassault-Breguet uzyskała zamówienia na 20 samolotów służbowych Falcon 900. Samolot ten ma być większy od samolotu Falcon 50. (Air Int. 8/83)

● Wytwórnia Robin spodziewa się wyprodukować w ciągu dwóch lat 400 samolotów Robin ATL. Samolot ten, zaprezentowany na Salonie Paryskim 83, ma kadłub z laminatu, a skrzydła drewniane, kryte dakronem. Cena samolotu 15 000 Fr. (Air Int. 8/83)



**INDIE**

● Wytwórnia Hindustan Aeronautics w Nasik ma w kwietniu 1984 r. zmontować pierwszy licencyjny samolot MiG-27 z silnikiem R-29-300 budowanym w zakładzie w Nasik. Przewidywane jest zbudowanie 200 samolotów MiG-27. (Int. 8/83)

● Do budowanych z licencji samolotów MiG-23ML i MiG-21 produkowane w Bangalor pociski K-13 mają być zastąpione pociskami R-23R i R-60. (Air Int. 8/83)



**IRAK**

● W RFN lotnictwo wojskowe zamówiło 20 śmigłowców Bo-105. Dalsze 30 Bo-105 mają być dostarczone z wytwórni CASA w Hiszpanii. (Air Int. 8/83)



**IZRAEL**

● Prototyp odrzutowego samolotu służbowego IAI Westwind Astra ma wykonać pierwszy lot w marcu 1984 r., a uzyskać certyfikat przed końcem sierpnia 1985 r. Wytwórnia zebrała zamówienia na 22 samoloty tego typu. Pierwsze jego dostawy mają się rozpocząć w trzecim kwartale 1985 r. Cena samolotu — 6 mln dol. (Air Int. 8/83)



**JAPONIA**

● Lotnictwo wojskowe zamówiło w wytwórni Kawasaki przeróbkę prototypu samolotu transportowego Kawasaki C-1 na samolot do przeciwdziałania elektronicznego (radiolokacyjnego). (Air Int. 8/83)



**KANADA**

● 12.6.1982 r. kanadyjski pilot Dave Mardsen na szybowcu SZD-41 Jantar Std. 2 ustanowił rekord krajowy na trasie trójkąta 100 km, uzyskując prędkość 109,6 km/h. (FF 4/82)

● W 1982 r. w kanadyjskich mistrzostwach szybowcowych w klasie standard na 15 szybowców startowało 6 Jantarów Std. Zwyciężył W. Langelaan na Jantarze Std. 2 C-GMSQ „52”. Trzecie miejsce zajął I. Spence też na Jantarze Std 2 C-GDBY „WW”. (FF 5/82)



**RFN**

● Wytwórnia Rolladen-Schneider na początku 1982 r. wyprodukowała tysięczny szybowiec. Był to równocześnie setny egzemplarz LS-4. Produkcja miesięczna wynosi 10-12 szybowców. 100 LS-4 zbudowano w ciągu roku. W budowie znajduje się szybowiec LS-6 (następca LS-3) z dziwigarem węglowym. Jest to szybowiec zawodniczy 15 m, z możliwością zakładania końcówek zwiększających rozpiętość do 17 m. (FF 3/82)



**USA**

● W związku z przewidywaniami, że w działaniach wojennych przede wszystkim będą niszczone drogi startowe na lotniskach, amerykańskie lotnictwo wojskowe zgłosiło zapotrzebowanie na samoloty myśliwskie o rozbiegu krótszym niż 460 m. Rozwiązanie tego problemu upatruje się w zastosowaniu na samolotach F-15 i F-18 płaskiej dyszy wylotowej z wychylanymi kierownicami strumienia odrzutowego odchylającymi ten strumień o 20° w dół. Projekty wstępne takich odmian samolotów zostały opracowane. (Int. 8/83)

● Do września 1984 r. wytwórnia Cessna zbuduje 60 odrzutowych samolotów służbowych Cessna Citation III. Cena samolotu wynosi 5,7 mln dol. (Int. 8/83)

● W 18 Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Hobbs w klasie otwartej trzy pierwsze miejsca zajęły szybowce Nimbus 3, w klasie zawodniczej Ventus A i dwa ASW-20, zaś w klasie otwartej trzy LS-4. (FR 9/83)

● Eksportowa wersja ciężkiego śmigłowca dźwigowo-transportowego CH-53E Super Stallion otrzymała oznaczenie Sikorsky S-80, zaś odmiana do wykrywania min morskich CH-53M oznaczenie S-80M. (Air Int. 8/83)

● Wytwórnia Pratt Whitney wysunęła propozycję zastąpienia na samolotach myśliwskich F-4 Phantom silników J-79 silnikami PW 1120 o większym ciągu (9344 daN) i mniejszym zużyciu paliwa. (Air Int. 8/83)



**ZSRR**

● Samolot Il-86 w połowie 1983 r. wykonał pierwszy lot do Aten. (FR 9/83)

● W ośrodkach szkoleniowych Aeroftotu w 1983 r. szkoliło się ponad 150 stypendystów ICAO. (FR 9/83)



# Liczba zbudowanych silników odrzutowych przypadająca na samolot treningowy i szturmowy (do 1980 r.)

## STATYSTYKA LOTNICZA



Nazwa samolotu	Szt. samolotów	Nazwa silnika	Szt. silników	Stos. liczby silników* do liczby samolotów
Jet Provost T1, T3	214	Viper 5,8	549	2,56
Jet Provost T4, T5	350	Viper 11	770	2,20
HAL HJT-16	176	Viper 11	264	1,50
Galeb	96	Viper 11	120	1,25
MB 326	431	Viper 11, 540	847	1,96
MB 326 G	271	Viper 540	339	1,25
MB 326, K, L, MB 339	198	Viper 630, 632	335	1,69
Jastreb	164	Viper 531, 532	205	1,25
BAe 167 Strikemaster	155	Viper 535	204	1,32
Gnat	340	Orpheus 101, 701	407	1,20
Fiat G 91, R, T	622	Orpheus 801, 803	863	1,39
T-2C Buckeye	231	J85-GE4	776	2×1,68
T-38 Talon	1187	J85-GE5A	2967	2×1,25
F-5A, RF-5A, SF-5A, D	940	J85-GE13	2474	2×1,31
F-5E, F, RF-5E	1442	J85-GE21	4147	2×1,44
CF-5, NF-5	240	J85-CAN15	574	2×1,20
A-37 B	564	J85-GE17A	1420	2×1,26
SAAB-105	40	J85-GE17B	109	2×1,36
Fiat G91Y	65	J85-GE13A	205	2×1,58
CL-41 A, C Tutor	190	J85-CAN4	263	1,39
Hawk	187	Adour 06/56	260	1,39
Jaguar	400	Adour 101, 102, 804	1139	2×1,42
T2/F1	126	Adour IHI TF40	338	2×1,34
Alpha Jet E, A	242	Larzac 04	681	2×1,40
C-101 Aviojet	32	TFE 731-2	40	1,25

Objaśnienie \*) — dla samolotów dwusilnikowych wydzielono mnożnik 2.  
Uwaga: nie liczono zbudowanych silników przeznaczonych do samolotów znajdujących się w montażu.

## Diamentowe odznaki szybowcowe (stan na koniec 1980 r.)

RFN	837
USA	472
Francja	410
Polska	408
Austria	178
Szwajcaria	122
Wlk. Brytania	114
Australia	56
Kanada	35
Włochy	34
Czechosłowacja	33
Nowa Zelandia	30
Holandia	30
Pld. Afryka	26
Belgia	24
Szwecja	21
Węgry	20
Jugosławia	17
Finlandia	10
Argentyna	8
Dania	8
Hiszpania	5
ZSRR	5
Japonia	4
Indie	2
Rumunia	2
Brazylia	1
Egipt	1
Izrael	1
Luksemburg	1
Norwegia	1
Rodezja	1
Zimbabwe	1

Źródło: Free Flight 3/82

A.G.

## Liczba szybowców w użyciu w 1981 r.

RFN	5979
USA	3553
Wlk. Brytania	1406
Francja	1327
Polska	980
Australia	800
Szwajcaria	764
Austria	731
Kanada	410
Holandia	390
Szwecja	368
Belgia	343
Dania	332
Finlandia	301
Włochy	250
Nowa Zelandia	235
Jugosławia	198
Pld. Afryka	190
Japonia	173
Brazylia	131
Hiszpania	121
Norwegia	83
Chile	23
Peru	18
Islandia	15
Grecja	10
Luksemburg	9

Źródło: Free Flight 3/82

A.G.

## Szybowce w Kanadzie

Schweizer 2-33	75
Schweizer 1-26	30
L-13 Blanik	28
Jantar Std.	15
Ka-6	13
Libelle 201	10
Ka-6-E	9
Schweizer 2-22	9
Cirrus Std.	8
HP-14	7
IS-28 Lark	7
Pilatus B4	7
Skylark 4	7
RS-15	6
PIK-20B	6
Astir Std.	5
Bergfalke	5
ASW-20	5
Ka-8	5
Phoebus	5
Schweizer 1-23	5
Cherokee II	4
HP-11	4
Ka-7	4
PIK-20D	4
ASW-15	3
ASW-19	3
Austria SH-1	3
Cirrus	3
ASK-13	3
Kestrel 19	3
Mosquito	3
LS-1	3

PIK-20	3
Schweizer 1-34	3
Skylark 3	3
Auster	3
Grunan Baby	3
36 typów po	1-2

Źródło: Free Flight 3/82

A.G.

## Przewoźnicy lotniczy o największych przewozach w 1982 r.

A. Przewozy ogółem (w mln tkm) (łącznie przewozy pasażerskie i towarowe)

Miejsce	Przewoźnik	Praca przewozowa ogółem	Przewozy międzynarodowe	Przewozy krajowe
1	United Airlines	6711	55	6656
2	Pan Am	5650	4322	1328
3	American Airlines	5459	685	4965
4	Japan Air Lines	4993	4318	675
5	Trans World Airlines	4429	1825	2604
6	Eastern Airlines	4334	429	3905
7	British Airways	4310	4092	218
8	Air France	4218	3622	596
9	Lufthansa	3746	3526	220
10	KLM	2540	2540	0

B. Przewozy międzynarodowe (w mln tkm)

Miejsce	Przewoźnik	Praca przewozowa
1	Pan Am	4322
2	Japan Air Lines	4218
3	British Airways	4092
4	Air France	3622
5	Lufthansa	3526
6	KLM	2540
7	Quantas	1914
8	Trans World Airlines	1825
9	Alitalia	1561
10	Swissair	1525

C. Przewozy krajowe

Miejsce	Przewoźnik	Praca przewozowa
1	United Airlines	6656
2	American Airlines	4965
3	Eastern Airlines	3905
4	Trans World Airlines	2604
5	Pan Am	1328
6	Air Canada	1248
7	Flying Tiger	1008
8	Japan Air Lines	675
9	Air France	596
10	Saudi Arabian Airline	530

Źródło: World Air Transport Statistical, IATA, 1982

A.G.

# Polskie samoloty i motoszybowce amatorskie

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

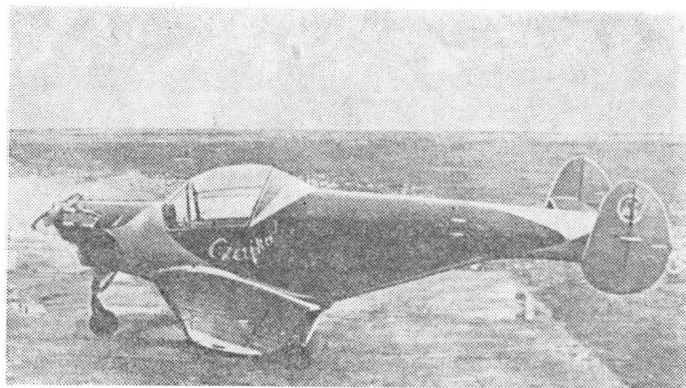
Pionierami konstrukcji amatorskich w okresie powojennym byli u nas Stanisław Sobkow i Józef Borzęcki. S. Sobkow w pierwszej połowie lat pięćdziesiątych zbudował jednomiejscowy samolot sportowy WS-3 Czajka, oblatany w 1956 r. W ciągu trzech lat wykonał na nim 70 lotów o łącznym czasie 20 h. Następnie zajął się budową amatorskiego śmigłowca. J. Borzęcki w 1963 r. oblatywał swój motoszybowiec Cirrus, a następnie intensywnie na nim latał przez wiele lat. W 1977 r. stworzył on nowy motoszybowiec — Cirrus, będący wersją zmotoryzowaną szybowca Salamandra. Konstrukcja ta była bardzo udana, lecz została zniszczona przez wandalów.

Rozwój zainteresowania możliwościami budowy konstrukcji amatorskich doprowadził do zorganizowania przez Sekcję Lotniczą SIMP w 1969 r. konferencji nt. motoszybowców i konstrukcji amatorskich. W tym czasie w budowie znajdowało się już kilka samolotów amatorskich. W 1969 r. wykonał pierwszy lot samolot Kangur Mariana Maja, w 1970 r. — samolot J-1 Prząśniczka Jarosława Janowskiego, a w 1971 r. — Kukulka Eugeniusza Pieniążka. Praktycznie biorąc można 1969 r. uznać za początek rozwoju ruchu konstruktorów amatorów w Polsce. W tym czasie powstał też pierwszy samolot amatorski zbudowany wg gotowej dokumentacji przez Józefa Gorszczyńskiego — Pouplume — oraz amatorski motoszybowiec WPE Piotra i Edwarda Wolszów.

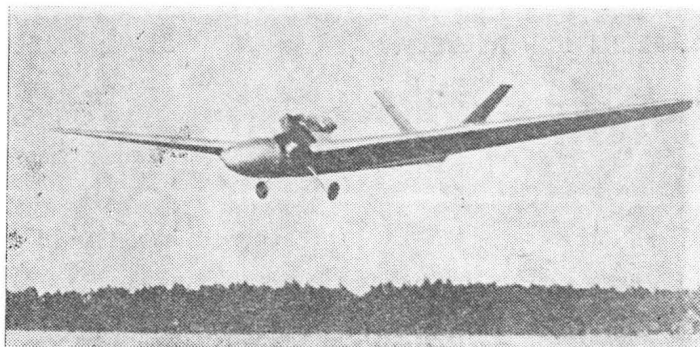
W 1972 r. J. Borzęcki przekonstruował Stratusa na Altostratus. W 1974 r. M. Maj wykonał pierwszy lot na swym motoszybowcu Moto-Sroka, będącym przeróbką szybowca Sroka. W 1975 r. wykonał pierwszy lot samolot Aero Sport Kazimierza Olszewskiego. 1977 r. przyniósł dwa obloty: samolotu J-2 Polonez konstrukcji J. Janowskiego (który zbudował Józef Leniec) oraz samolotu Kłos, który skonstruowali K. Jarzab, S. Kustron i S. Wojtoń. W końcu lat siedemdziesiątych powstała Moto-Czapla jako przeróbka szybowca Czapla oraz J-3 Orzeł (Eagle) J. Janowskiego, eksportowany za ocean i tam oblatany.

W dniach 18÷19 lipca 1981 r. odbył się I Ogólnopolski Złot Konstruktorów Amatorów Lotniczych w Łodzi oraz uakontytuowała się Komisja Konstruktorów Amatorów przy Aeroklubie PRL. Na Zlocie zaprezentowano w powietrzu Pouplume J. Gorszczyńskiego i motoszybowiec PM-2 Ara Jerzego Majewicza (oblatany w 1981 r.). Prząśniczka, po wylataniu kilkuset godzin, została rozbita na kilka dni przed Złotem w wyniku nierozważnej próby startu przy kapryśnym silniku. Gdy silnik przerwał podczas wznoszenia przy starcie, pilot wykonał niedozwolony w takiej sytuacji zakręt w stronę lotniska. Jak zwykle błąd ten spowodował wejście samolotu w korkociąg i rozbicie go, zaś pilot wyszedł z kraksy cało, co przy tak lekkiej konstrukcji często się zdarza. Na Zlocie pokazany był kadłub dwumiejscowego samolotu J-4 J. Janowskiego (którego budowę później konstruktor przerwał) oraz laminatowo-drewniany samolot K. Olszewskiego Delfin z rażąco małym usterzeniem (wszystko wskazuje, że konstruktor przed decyzją oblotu będzie musiał zwiększyć usterzenie, jeśli samolot ma być stateczny). Podczas Złotu była urządzona wystawa opisów, rysunków i zdjęć samolotów znajdujących się w budowie. Najbardziej zaawansowana była konstrukcja dolnopłata z bardzo szerokim płatem. W budowie

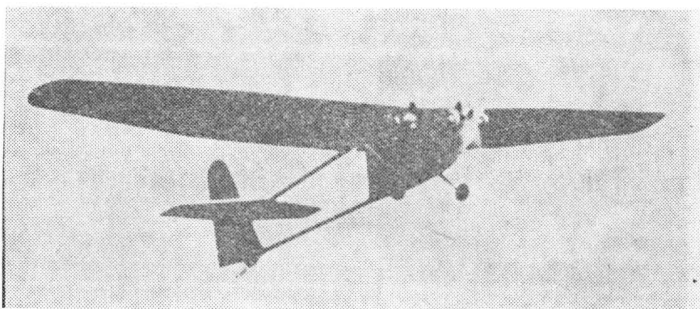
znajdowała się zmniejszona kopia (0,7) samolotu RWD-5bis (na którym S. Skarżyński przeleciał w 1933 r. przez Atlantyk) wykonywana przez Tadeusza Dobrocińskiego i Franciszka Nazarewskiego. Szczególnie interesujący był projekt samolotu MA-1 Santa Maria Jana Madeja.



Rys. 2. Czajka S. Sobkowa z 1956 r.



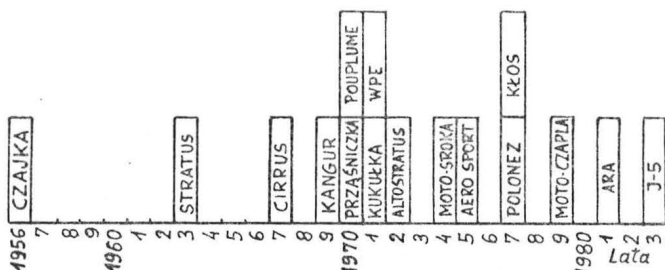
Rys. 3. Motoszybowiec Altostratus; przeróbka Stratusa J. Borzęckiego z 1963 r.



Rys. 4. Cirrus, czyli motoszybowcowa odmiana Salamandry, J. Borzęckiego z 1967 r.

W dniach 27÷28 sierpnia 1983 r. odbył się II Złot Konstruktorów Amatorów Lotniczych w Łodzi. Został na nim zaprezentowany laminatowy samolot J-5 J. Janowskiego przeznaczony do produkcji przez firmę polonijną Marko-Elektronik w postaci zestawów na eksport. W pierwszym tygodniu października 1983 r. wznosił się on w powietrze. J. Leniec pokazał zmodyfikowaną odmianę swego Poloneza z dwukolowym podwoziem w miejsce jednokolowego.

Dość oryginalną konstrukcję pokazał Roman Parkot. Jego dwupłat ma drewniane skrzydła o dość lekkiej konstrukcji, usterzenie poziome od szybowca Mucha Standard i drewniane usterzenie pionowe. Natomiast kadłub spawany z rur stalowych i prostokątnych profili wypadł bardzo ciężko i został skonstruowany niezbyt prawidłowo z punk-



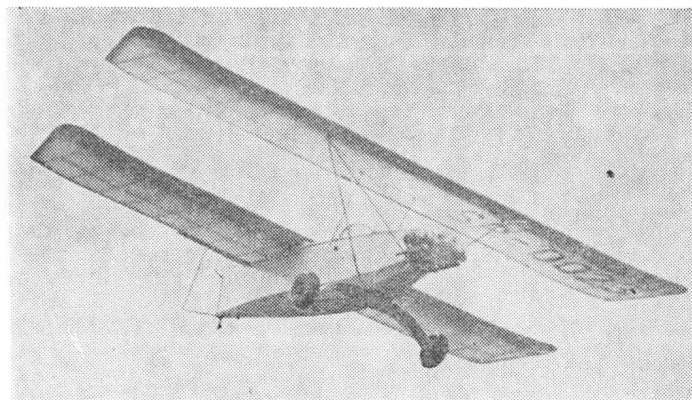
Rys. 1. Obloty samolotów i motoszybowców amatorskich w latach 1956—1983



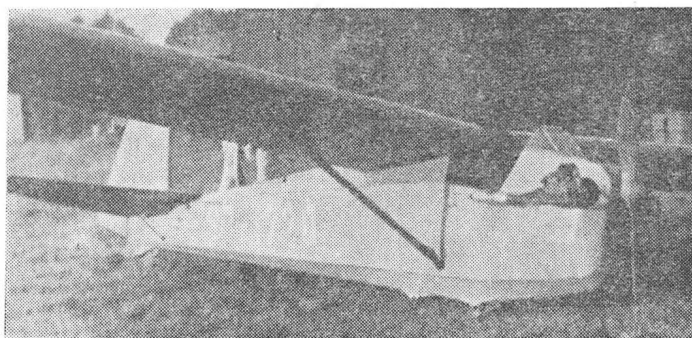
tu widzenia wytrzymałości. Podwozie jest sprężyste ze stalowego płaskownika. Śmigło napędzane przez modyfikowany silnik Volkswagen VW 1500 cm<sup>3</sup> daje mały ciąg (blisko dwa razy mniejszy od możliwego do uzyskania), gdyż ma niską sprawność. Duży opór aerodynamiczny układu dwupłatowego i kadłuba, duża masa kadłuba i mały ciąg śmigła prawdopodobnie zmuszą konstruktora do ulepszenia samolotu, jeśli będzie chciał uzyskać zadowalające wznoszenie i znośną trwałość zmęczeniową.

T. Dobrociński wystawił motoszybowiec TD-13 Ważka, będący przeróbką szybowca Łątka jego konstrukcji. Szybowiec ten miał belkę ogonową położoną wysoko. Początkowo konstruktor próbował zamocować silnik poniżej belki. Po uszkodzeniu szybowca w próbach belka kadłubowa została zmieniona. Wykonano ją z dźwigara szybowca akrobacyjnego Jastrząb. Ponieważ płat Jastrzębia miał kształt miewi (litery M), przeto jego dźwigar ma wygięcie pozwalające na odpowiedni kształt przodu kadłuba. Konstrukcja skrzydeł jest niemal modelarska (żebra z listewek 3×3, usztywnione podłużniczkami biegnącymi wzdłuż skrzydła), bardzo lekka. Masa szybowca bez silnika wynosi 40 kg, silnika 14 kg. Śmigło ma zagięte końcówki oraz dodatkowe dwie krótkie łopatki służące jako wentylator chłodzący.

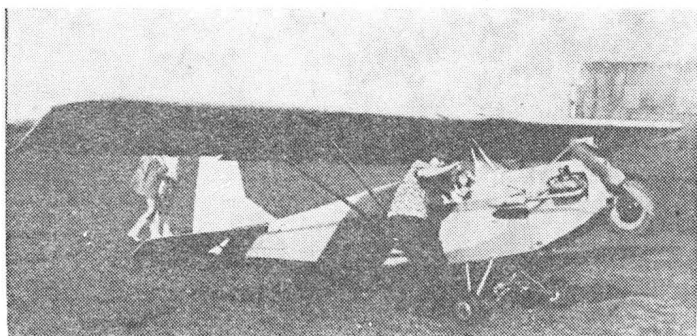
Na Zlocie był wystawiony samolot ultralekki Quicksilver zbudowany wg dokumentacji amerykańskiej. Egzemplarz samolotu Whing Ding budowany w Gdańsku jest bliski



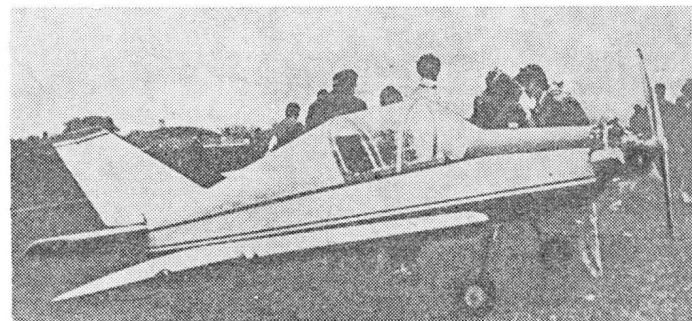
Rys. 7. Pouplume J. Gorszczyńskiego wykonany wg dokumentacji francuskiej. Fot.: L. Zielaskowski



Rys. 8. Moto-Sroka M. Maja — 1974 r.



Rys. 5. Kangur M. Maja z 1969 r.



Rys. 9. Aero Sport K. Olszewskiego z 1975 r. Fot.: P. Elsztajn



Rys. 6. J-1 Prząśniczka J. Janowskiego z 1970 r. Fot.: L. Zielaskowski

ukończenia, podobnie przeróbka szybowca Lis na motoszybowiec.

Ponadto na Zlocie podano informacje o dwóch samolotach J-2 Prząśniczka zbudowanych przez Dąbrowskiego

TABLICA. Dane techniczne polskich samolotów i motoszybowców amatorskich

Nazwa	Konstruktor	Pierwszy lot	Liczba miejsc	Konstrukcja	Układ	Silnik	Moc, kW	Rozp., m	Dług., m	Pow. nośna, m <sup>2</sup>	Masy, kg			Prędkość, km/h		Wznosz. m/s	Czas lotu, h	Średn. śmigła, m
											własna	palowa	całk.	maks.	min.			
WS-3 Czajka	S. Sobkow	26.8.56	1	D	d	Praga D	52	8,2	6,4	10,0	320	30	470	195	80	3,3	3	2,1
Stratus	J. Borzęcki	63	1	D	s	250 cm <sup>3</sup>	5	9,3	5,4	8,2	110		180	80	48			
Cirrus	J. Borzęcki	10.67	1	D	D	VW 1190 cm <sup>3</sup>	20	12,5	6,5	16,8	200	21	300	120	42	2	4	
Kangur	M. Maj	15.11.69	1	D	D	VW 1130 cm <sup>3</sup>	20	8,1	5,3	9,5	220		320	90	67	1	2	1,32
J-1 Prząśniczka	J. Janowski	30.7.70	1	D	sg	Saturn 500	18	7,6	4,88	7,5	163	13	270	135	58	2	2	1,06
Pouplume	(J. Gorszczyński)		1	D	sg		20	7,8	4,75	16,0	169		286	110	30			
Kukulka	E. Pieniżek	3.7.71	1	D	d	Continental A65	48	8,0	5,4	7,5	310	33	446	160	90			1,8
Altostratus	J. Borzęcki	72	1	M	s	2RB	18	10	5,5	8,2	90		170	100	48			0,8
Moto-Sroka	M. Maj	5.74	1	D	d	VW 1200 cm <sup>3</sup>	35	14,5	6,9	14,5	220	16	320	120	52	3,5	3	1,31
Aero Sport	K. Olszewski	75	1	D	d	VW 1200 cm <sup>3</sup>	22	6,5	5,25	7,5	175		270	140	90			1,35
J-2 Polonez	J. Janowski (J. Leniec)	22.8.77	1	D	s	Trabant	22,5	7,0	4,84	7,0	105	10	235	160	60	3	2	1,06
Kłos	K. Jarząb, S. Kustroń, S. Wojtoń	7.77	1	M	g	MZ-250	12	7,0	4,2	6,0	95	15	190	110		2	5	1,0
Moto-Czapla	...		1	D	g	VW	16		8,73	24	350		435	90	50			
PM-2 Ara	J. Majewicz	6.81	1	Met.	g	MZ-250	2 × 19	12,2	6,5	18	150	8	250	90			0,6	0,89
J-5 Marco	J. Janowski	5.10.83	1	L	s	KFM 107		8,4	4,4	6,3	145	17	250	200	72	2,5	5	0,92
Parkot	R. Parkot	...	1	M	2p	VW 1500 cm <sup>3</sup>		7,3		15	270	18	370					1,34
TD-13 Ważka	T. Dobrociński	...	1	D	sg	WSK 175 cm <sup>3</sup>		10		6	55	8	145					

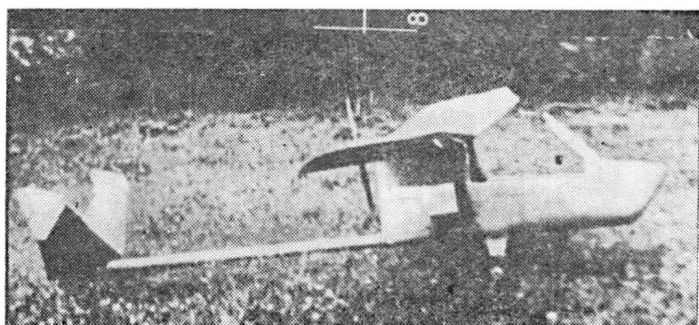
Objaśnienia: D — drewniana, M — mieszana, Met. — metalowa, L — laminatowa, g — górnołat, d — dolnołat, s — średniołat, 2p — dwupłat, w nawiasach — nazwiska budowniczych.

z Krakowa i Piotra Fojcika z Rybnika. Na Opolszczyźnie powstał mały samolot o układzie Ogara (z pchającym śmigłem). Z konstrukcji, które znajdowały się w budowie podczas I Zlotu, żadna nie została ukończona i oblatana. Natomiast do budowy przystąpiło wielu dalszych konstruktorów amatorów. Ich liczba przekracza już 50.

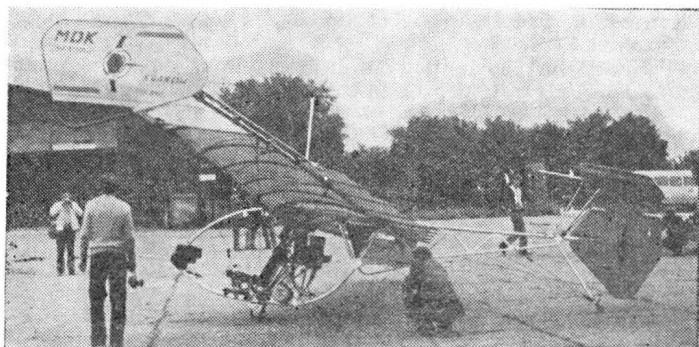
W przeglądzie tym nie został wymieniony samolot E. Margańskiego EM-5A, gdyż został on zbudowany przez przemysł jako PZL M-17 (pierwszy lot 7.7.1977 r.) i dlatego trudno nazwać go konstrukcją amatorską. Podobnie zbudowany w PZL-Krosno samolot KR-01 (pierwszy lot w 1983 r.), choć jest konstrukcją zbliżony do samolotów amatorskich, jednak powstał w zakładzie przemysłu lotniczego. Ponieważ temat obejmuje samoloty i motoszybowce amatorskie, nie zostały omówione wiatrakowce, wiroszybowce, śmigłowce i szybowce (jak np. ULS).



Rys. 10. J-2 Polonez wykonany przez J. Leńca w 1977 r. (wersja zmodyfikowana z 1983 r.). Fot.: A. Glass



Rys. 11. Klos K. Jarzaba, S. Kustronia i S. Wojtonia z 1977 r.

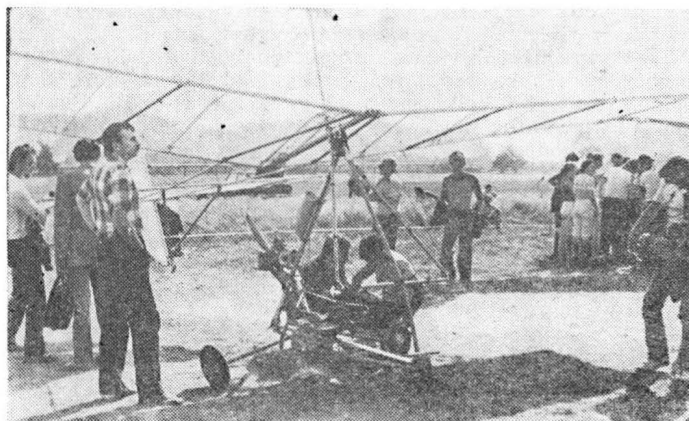


Rys. 12. Dwumiejscowy motoszybowiec PM-2 Ara J. Majewicza z 1981 r. Fot.: A. Glass

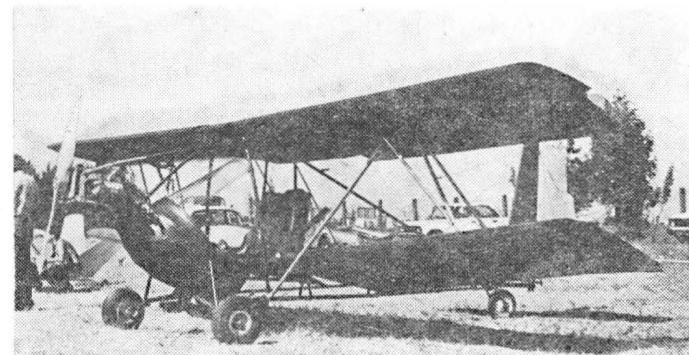


Rys. 13. J-5 Marco J. Janowskiego z 1983 r. Fot.: A. Glass

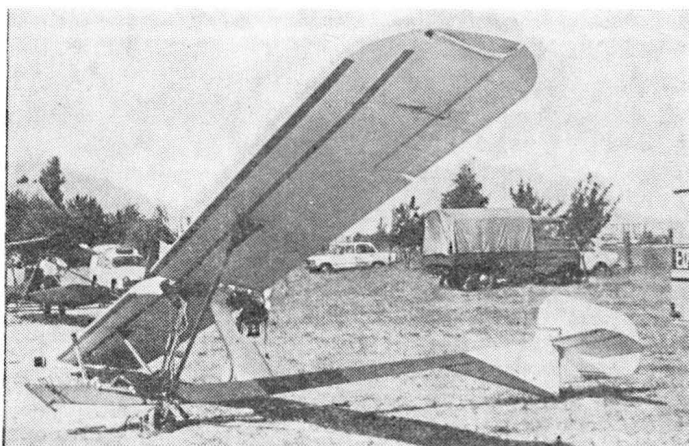
Omawiając nasz dorobek w dziedzinie konstrukcji amatorskich, trzeba sobie zdawać sprawę z dość zróżnicowanego ich poziomu. Oczywiście pomijamy projekty nie zrealizowane, konstrukcje, których budowę przerwano bądź jeszcze nie dokończono. Te, które zostały zrealizowane można podzielić na:



Rys. 14. Quicksilver z 1983 r. Fot.: A. Glass



Rys. 15. Dwupłat R. Parkota z 1983 r. Fot.: A. Glass



Rys. 16. TD-13 Ważka T. Dobrocińskiego z 1983 r. Fot.: A. Glass

— **pingwiny**, tzn. konstrukcje zbudowane, które nie wzniosły się w powietrze bądź z powodu niedostatków technicznych, bądź też z braku chętnego na wykonanie lotu lub z innych powodów uniemożliwiających przeprowadzenie próby w locie. W dorobku później nie liczą się;

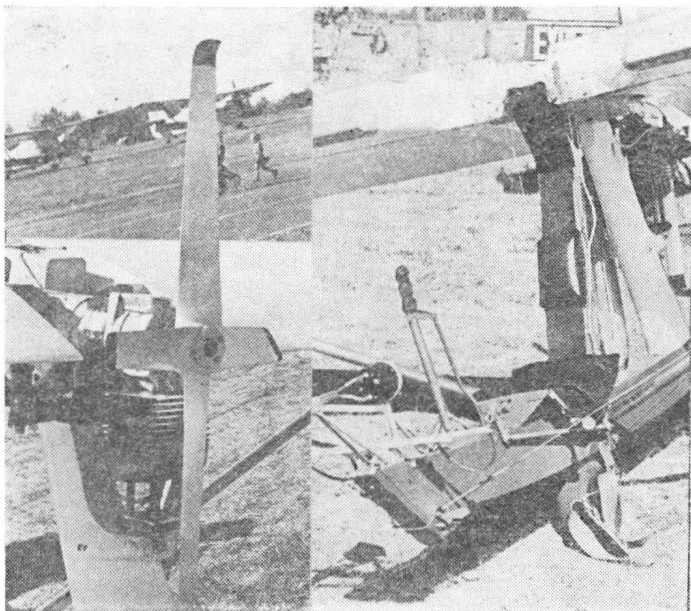
— **kokoszki**, czyli takie, które podfruwają, tzn. wzniosły się w powietrze, lecz czynią to nieudolnie bądź z powodu za dużej masy czy za słabego ciągu (zła sprawność śmigła, za mała moc silnika) względnie z powodu złych właściwości pilotażowych czy przyczyn technicznych;

— **samoloty udane**, tzn. dobrze wykonujące loty i zadowalające pod względem technicznym;

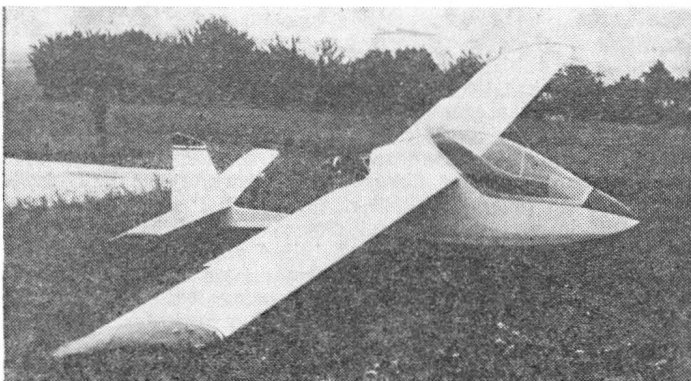
— konstrukcje wyróżniające się, np. nowatorskie, eksperymentalne itp.

Niewątpliwie co najmniej połowa powodzenia konstrukcji amatorskiej zależy od dobrego zespołu napędowego. Szczególnie ważny jest niezawodny silnik, lecz także duża rolę odgrywa śmigło o dużej sprawności. Konstrukcja zbyt delikatna i mało trwała ma niewielką szansę wykonania dużej liczby lotów.





Rys. 17. Smigło Ważki z łopatkami wentylatora. Fot.: A. Glass  
Rys. 18. Dźwąg sterowy Ważki z przechylną rękojeścią jak u Spitfire'a. Fot.: A. Glass

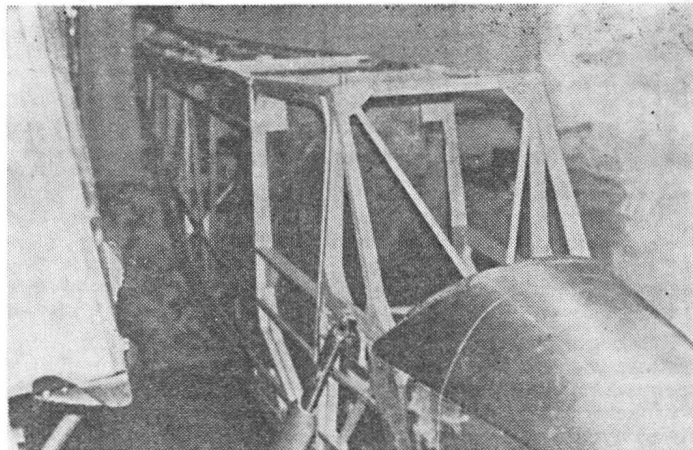


Rys. 19. Delfin K. Olszewskiego w stanie nie ukończonym. Fot.: A. Glass

Najlepszym dowodem, że konstrukcja jest udana, jest spora liczba godzin na niej wylatanych. Warunek ten spełniły konstrukcje J. Borzęckiego (Stratus, Cirrus, Altostratus) i J. Janowskiego (Prząśniczka, Polonez) oraz kilka innych. Aero Sport nie miał okazji wykazania swych cech, gdyż został dość szybko rozbity z powodu błędu pilotażu. Natomiast Ara wykazała za małą wytrzymałość w burzliwej atmosferze, co konstruktor przepłacił życiem.

Ukoronowaniem pracy konstruktora jest zarejestrowanie jego konstrukcji, czyli przejście prób i uzyskanie certyfikatu IKCSP. Dotychczas uzyskały go dopiero dwa samoloty: Prząśniczka i Pouplume. Konstruktorzy kilku zbudowanych samolotów i wielu znajdujących się w budowie czynią starania o uzyskanie certyfikatów.

Konstrukcją wyróżniającą się jest Prząśniczka. Jej proste i prawidłowe rozwiązania konstrukcyjne, odpowiednia wytrzymałość, mała masa i dobre osiągi to jedna strona



Rys. 20. Kadłub repliki RWD-5bis w zmniejszeniu 1:0,7 w budowie

jej zalet. Drugą stroną jest ciekawy, ładny i celowy kształt samolotu. Powstało już kilka Prząśniczek poza granicami Polski (m.in. w Czechosłowacji), a na jej układzie było wzorowanych kilka konstrukcji w ZSRR i USA. Polonez jest dalszym rozwinięciem Prząśniczki, więc przejął jej zalety. Rozwój konstrukcji pozwala na jej udoskonalanie oraz usuwanie zauważonych wad. Jest to najprawdopodobniejsza droga do uzyskania konstrukcji wysokiej jakości. O najnowszym samolocie J. Janowskiego J-5 trudno wiele powiedzieć nim zostały ocenione jego zalety i wady, choć sam wygląd konstrukcji wskazuje, iż może to być samolot wyróżniający się.

Wśród projektów, których realizacja jest w stadium początkowym, jest kilka, które mogą stać się konstrukcjami wyróżniającymi się. Są to: MA-1 Santa Maria o bardzo prostej, lecz nowoczesnej konstrukcji drewnianej oraz dwusilnikowy laminatowy samolot DK-3 E Margańskiego. Musimy jednak poczekać na ich realizację. Interesujący jest też pomysł motoszybowca T. Dobrocińskiego TD-22, który może być wypróbowany w układzie normalnym lub w układzie kaczki, a zmiana ta wymaga tylko przesunięcia usterzenia z przodu na koniec tyłu kadłuba.

Już trzy motoszybowce powstały z przeróbki szybowców produkcji seryjnej. Jest to niewątpliwie dobra droga. Oczywiście trudno jest ocenić, czy zrealizowane rozwiązania konstrukcyjne są najlepsze z możliwych. Do tego byłoby konieczne zbudowanie kilku motoszybowców będących przeróbką jednego typu szybowca. Wówczas byłoby możliwe ich porównanie.

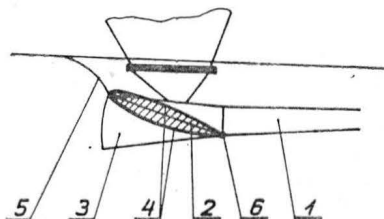
Osobną grupę (na świecie) wśród konstrukcji amatorskich stanowią repliki (kopie), przeważnie zmniejszone, samolotów historycznych. Budowany u nas RWD-5bis niestety raczej nie jest przeznaczony do wykonywania lotów, lecz do kołowania. Można jednak liczyć na to, że takie tematy jak RWD-5bis, RWD-6, RWD-9, RWD-13 czy PZL P-11c kogoś skuszą. Ponadto dużą szansę stwarza istniejąca dokumentacja motoszybowca Bąk II oraz samolotu dwumiejscowego RWD-21.

Choć ruch konstruktorów amatorów u nas ma jeszcze do pokonania wiele przeszkód merytorycznych (wzorcowe obliczenia, wzorcowe dokumentacje, silniki, materiały itp.) oraz formalnych (zakres prób w locie, wymagania dla pilotów amatorów, korzystanie z obszaru powietrzego itp.), jednak wzrost liczby budowanych samolotów i motoszybowców wskazuje, że trudności te są stopniowo pokonywane.

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do ochrony wzór użytkowy pn. Chwyt powietrza rozrzutnika materiałów sypkich (autorzy: W. Błaszczak, L. Magda, T. Małysz, R. Olszówka i R. Stygar). Wzór rozwiązuje zagadnienie skonstruowania takiego chwytu, który zapobiegałby powstawaniu zwiększonego oporu aerodynamicznego podczas lotów nieagrolotniczych.

Chwyt powietrza samolotów rolniczych charakteryzuje się tym, że ma klapę 2,



zamocowaną obrotowo w osi 6 na dolnej płaszczyźnie rozrzutnika 1, między bocznymi ściankami 3, przy czym powierzchnie 4 klapy 2 są wypukłe lub tworzą profil aerodynamiczny i wpisują się w zarys owiewki 5 znajdującej się między kadłubem a brzegiem rozrzutnika 1.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego jednym zastrzeżeniem ochronnym, zamieszczono w BUP nr 16/1981 r., w klasie B64D, pod nr W.65440.

# Systemy i metody obsługi sprzętu lotniczego stosowane w PLL LOT

Inż. ZDZISŁAW SOBOLEWSKI

## 1. Wprowadzenie

Przez pojęcie „obsługa techniczna samolotu” rozumiemy zestaw wszystkich czynności zapewniających permanentne zachowanie stanu pełnej zdatności samolotu do wykonania wyznaczonych zadań. Zdątność samolotu jest jednym z podstawowych wymogów bezpieczeństwa lotów.

Z dwóch grup obsługi technicznej samolotów, tj. grupy systemów „okresowych” i grupy systemów „obsługi wg stanu”, system stosowany w PLL LOT należy w zasadzie do tej pierwszej. Określenia „w zasadzie” użyto tutaj dlatego, że niewielka liczba sprzętu (5÷10% w zależności od typu samolotu) jest eksploatowana „wg stanu”, a ściślej — „do usterki”. Również instalacja klimatyzacji jest obsługiwana systemem mieszanym, tzn. w przeglądach okresowych są stosowane urządzenia kontrolujące i dopiero w zależności od stanu dany zespół czy agregat instalacji jest demonstrowany i weryfikowany lub nie.

Istotą systemów „okresowych” jest fakt uzależnienia częstości i zakresu wykonywania czynności obsługowych od wielkości nalotu oraz czasu, jaki upłynął od poprzednio wykonanej obsługi. Niezależnie od nalotu, liczba dokonywanych lądowań jest parametrem determinującym moment wykonania określonych czynności przeglądowych.

Ogólna koncepcja systemu obsługi technicznej samolotów w PLL LOT polega na tym, że całkowity rezs samolotu wyrażony wielkością nalotu (w godzinach), liczbą lądowań i liczbą lat użytkowania, podzielony zostaje na kilka odcinków, po upływie których samolot musi być poddany remontowi lub remontowi i naprawie jednocześnie. Odcinek międzyremontowy zaś (czas między jednym a następnym remontem) podzielony jest na przeglądy okresowe. Przeglądy przed- i polotowe wykonuje się między przeglądami okresowymi.

Systematyzując zatem czynności obsługi technicznej samolotu, można je podzielić na cztery grupy:

1.1. Czynności zapewniające bezpośrednie techniczne przygotowanie samolotu do wykonania zadań. Są to np. wymiany płynów eksploatacyjnych, wymiany olejów i smarów, wymiany gazów eksploatacyjnych, dostarczanie paliwa, zasilanie energią, wymiana części samolotu i inne. A więc ta grupa czynności obejmuje przygotowanie samolotu do lotu i bwa nazywana obsługą bieżącą.

1.2. Następna grupę pod względem złożoności stanowią czynności mające na celu upewnienie się, że samolot jest w stanie zdadności na podstawie sprawdzenia stanu technicznego części samolotu oraz prawidłowości ich współpracy. Jest to więc obsługa okresowa lub inaczej obsługa mająca na celu konserwowanie stanu zdadności sprzętu.

1.3. Trzecia grupę stanowią czynności mające na celu zapobieganie wycięciu samolotu ze stanu zdadności lub spowodowaniu samolotu do stanu zdadności do lotu. Są to więc

TABLICA 1

Nazwa samolotu	Rodzaj przeglądu			
	przygotowanie do postoju	przygotowanie do startu	A <sub>1</sub> A <sub>2</sub>	B <sub>1</sub> A <sub>1</sub>
An-24	P <sub>p</sub>	P <sub>s</sub>	A	B
Il-18	P <sub>p</sub>	P <sub>s</sub>	A	B
Tu-134A	P <sub>p</sub>	P <sub>s</sub>	A <sub>1</sub>	A <sub>2</sub>
Il-62M	P <sub>p</sub>	P <sub>s</sub>	A <sub>1</sub>	A <sub>2</sub>

gdzie: P<sub>p</sub> — przegląd wykonywany bezpośrednio po locie lub w razie postoju samolotu — po wykonaniu dowolnego przeglądu startowego lub okresowego; P<sub>s</sub> — przegląd wykonywany przed każdym startem; A, A<sub>1</sub> — przegląd wykonywany przed lotem na zasadach określonych dla każdego typu samolotu; B, A<sub>2</sub> — przegląd wykonywany przed lotem po upływie odpowiedniej liczby godzin od poprzedniego przeglądu B, A<sub>2</sub> lub po nalocie odpowiedniej liczby godzin od poprzedniego przeglądu B lub A<sub>2</sub>.

wszystkie czynności naprawcze, najczęściej związane z dodatkową obróbką technologiczną elementów, a także z częściową wymianą niesprawnych elementów. Jest to zatem naprawa lub remont sprzętu.

1.4. Ostatnią grupę stanowią czynności mające na celu uniknięcie sytuacji, w których samolot poprzednio osiągnął stan niezdatności do lotu. Są to różnego rodzaju ulepszenia prowadzące do poprawy niezawodności sprzętu. Czynności te przyjęliśmy nazywać modyfikacją sprzętu lub zwyczajnie ulepszeniem.

Jest oczywiste, że wyodrębnienie tych czterech grup czynności jest kwestią umowy i praktyczne ustalenie sztywnych granic między nimi nie jest możliwe. Niemniej jednak jako pojęcia są potrzebne i w artykule będą używane.

## 2. Przegląd systemów i metod obsługi technicznej stosowanych w PLL LOT

2.1. Obsługa bieżąca samolotów stosowana w PLL LOT (systemy obsługi startowej) wg stanu na dzień 31.I.1983 r. przedstawia tabl. 1.

Należy podkreślić, że przeglądy B dla samolotów odrzutowych, a zwłaszcza dla samolotu Il-62M, zaczynają być w miarę upływu czasu kwalifikowane raczej jako przeglądy okresowe najniższego rzędu.

2.2. System obsługi okresowej stosowanej w PLL LOT wg stanu na dzień 31.I.1983 r.

Uwagi do systemu obsługi okresowej podają tabl. 2 i 3. Po wykonaniu przeglądu nr 3 lub 4 rozpoczyna się nowy cykl przeglądów zaczynających się od nr 1 lub 2. Powtarzanie cyklu trwa aż do momentu osiągnięcia przez samolot wielkości nalotu, lądowań czy okresu kalendarzowego kwalifikującego go do remontu.

2.3. Remonty samolotów PLL LOT wg stanu na dzień 31.I.1983 r.

### 2.3.1. Samolot An-24.

Wykonywane są 3 rodzaje remontów. Pierwszy (R-1) — po nalocie 5000 h lub 5000 lądowań w czasie nie dłuższym niż 5 lat. Ten rodzaj remontu wykonuje się, licząc od początku eksploatacji, a także zależnie od terminów wykonania następnych rodzajów remontów R-2 i R-3. Drugi rodzaj remontu (R-2) wykonywany jest po 10 000 h nalotu lub 10 000 lądowań, licząc od początku eksploatacji, a tak-

TABLICA 2. Samoloty turbośmigłowe

Nazwa samolotu	Kryteria i nr przeglądu				
	maks. nalot, maks. upływ czasu, maks. liczba lądowań				
	1	1A	2	2A	3
An-24	100±5 h 2 mies.	200±10 h 4 mies.	400±20 h 6 mies.	800±40 h 12 mies.	1600±100 h 24 mies.
Il-18			400±20 h 6 mies.	800±40 h 12 mies.	1600±80 h 24 mies. 1400 lądowań

TABLICA 3. Samoloty odrzutowe

Nazwa samolotu	Kryteria i nr przelotu				
	maks. nalot, maks. upływ czasu				
	B	2	2A	3	4
Tu-134A	80 h 15 dni	300±30 h	900±90 h	1800±180 h	—
Il-62M	110-125 h 15 dni	4±0,5 mies.	12±1 mies.	24±1 mies.	3600±180 h 48±1 mies.



że od terminu wykonania poprzedniego R-2 i R-3. Trzecim rodzajem jest remont R-3, wykonywany po nalocie w granicach od 17 000 do 22 000 h lub tej samej liczby lądowań, licząc od początku eksploatacji.

Resurs całkowity samolotu wynosi w nalocie 30 000 h lub 25 000 lądowań w ciągu 20 lat.

### 2.3.2. Samolot Il-18.

#### 2.3.2.1. Samolot Il-18 w wersji pasażerskiej.

Czas do pierwszego remontu wynosi  $5000^{+100}$  h nalotu lub  $2500^{+100}$  lądowań w ciągu 3 lat. Okres międzyremontowy ulega takim samym ograniczeniom, jak czas do pierwszego remontu. Natomiast resurs całkowity wynosi 35 000 h nalotu lub 18 000 lądowań w ciągu 20 lat. Należy dodać, że możliwe jest przedłużenie międzyremontowego okresu kalendarzowego z 3 do 4 lat pod warunkiem wykonania dodatkowych prac na samolocie. Istnieje również możliwość przedłużenia całkowitego resursu kalendarzowego powyżej 20 lat, jeżeli w okresie po ostatnim remoncie, ale wykonanym jeszcze przed upływem 20 lat eksploatacji, w czasie wykonywania przeglądu nr 3 zostaną wykonane dodatkowe prace i wymienione określone części i urządzenia. Dalsze przedłużenie resursu całkowitego do 25 lat może nastąpić po wykonaniu w czasie remontu w ciągu ok. 20 lat (przed i po) ważnych prac modyfikacyjnych (wzmocnienie skrzydeł). Należy podkreślić, że w przypadku przedłużenia całkowitego resursu kalendarzowego powyżej 20 lat nie ma możliwości wydłużenia okresu międzyremontowego z 3 do 4 lat.

#### 2.3.2.2. Samolot Il-18 w wersji towarowej.

Czas do pierwszego remontu tego samolotu, jak i okres międzyremontowy są identyczne jak dla samolotu w wersji pasażerskiej, natomiast jego resurs całkowity wynosi 40 000 h nalotu lub 18 000 lądowań w ciągu 20 lat. Takie same jak dla samolotu pasażerskiego są możliwości wydłużenia międzyremontowego okresu kalendarzowego, jak również możliwości przedłużenia całkowitego resursu kalendarzowego powyżej 25 lat, z ograniczeniem powyżej tego okresu możliwości wydłużenia okresu międzyremontowego z 3 do 4 lat.

### 2.3.3. Samolot Tu-134A.

Wykonuje się 3 rodzaje remontów: RR-1, RR-2, RR-3, różniące się zakresem prac. Kryteria wykonania remontów są takie same, a mianowicie: 6000 h nalotu lub 4000 lądowań w czasie 4,5 roku. Resurs całkowity samolotu wynosi 35 000 h nalotu, 15 000 lądowań w ciągu 15 lat.

### 2.3.4. Samolot Il-62M.

Samolot ma resurs (do pierwszego remontu)  $8000^{+400}$  h nalotu lub 2700 lądowań w okresie 5 lat eksploatacji. Resurs międzyremontowy wynosi  $6000^{+300}$  h nalotu lub 2000 lądowań w ciągu 5 lat eksploatacji, przy czym istnieje tutaj możliwość przedłużenia tego resursu do  $8000^{+400}$  h nalotu lub 2500 lądowań, pod warunkiem wykonania przy  $5000 \div 6000$  h nalotu dodatkowych i określonych prac. Resurs całkowity wynosi 30 000 h nalotu i 7500 lądowań.

2.4. Modyfikacje sprzętu wykonane na podstawie biuletynów producenta lub na podstawie własnych notatek technologicznych.

2.5. Uwagi dodatkowe do systemów obsługi technicznej stosowanych w PLL LOT.

2.5.1. Jest oczywiste, że przedstawione wyżej systemy obsługi technicznej samolotów przechodzą ciągłą ewolucję przede wszystkim w kierunku zwiększenia bezpieczeństwa lotów, a także podnoszenia ekonomii i skracania postojów sprzętu. Przykłady takich zmian są pokazane na rys. 1,

2, 3 i 4. Ilustrują one zmianę w czasie systemów obsługi okresowej i remontów samolotów: Il-18 i Tu-134A.

2.5.2. Analogicznie jak dla całego samolotu, wprowadza się systemy technicznej obsługi dla poszczególnych głównych zespołów składowych takich jak: napędy, układy lądowania i inne.

2.5.3. Należy także podkreślić, że w skład systemów obsługi technicznej samolotów, oprócz omówionych wyżej zasad i form organizacyjno-technicznych, wchodzi także zespoły ludzi i różne urządzenia. Ich wpływ na jakość pracy, a zatem na skuteczność systemu w odniesieniu do bezpieczeństwa lotów, jest również duży i znaczący jak samych zasad i form. W dalszej części niniejszego artykułu wrócimy jeszcze do tego tematu.

2.6. Metody stosowane w obsłudze technicznej samolotów w PLL LOT.

Wachlarz metod stosowanych w obsłudze technicznej ma zapewnić jej dostateczną skuteczność do utrzymania niezawodności, a tym samym gotowości technicznej sprzętu. Dążenie do osiągnięcia tego celu powoduje, że zastosowana jest tutaj daleko posunięta profilaktyka i uruchomione maksymalne możliwości wykrywania usterek, ustalania ich przyczyn oraz sposobów ich usuwania. Nie wnikając w szczególności, można metody te sprowadzić do następujących: oglądziny gołym okiem, za pomocą lup, mikroskopów i specjalnych urządzeń do oglądania miejsc trudno dostępnych, ostukiwanie konstrukcji, pomiary części i fragmentów konstrukcji, kontrola kształtów, kontrola trących się powierzchni, pomiar grubości powłoki, pomiar sprężystości części, ujawnianie pęknięć za pomocą trawienia oraz różne badania nieniszczące, takie jak: metoda radiograficzna, metody ultradźwiękowe, metody elektromagnetyczne, metody penetracyjne i inne.

Samo usuwanie usterek jest przedmiotem opracowań technologicznych lub konstrukcyjno-technologicznych, przy czym typowe rozwiązania dla określonego sprzętu są podane w dokumentacji dostawcy, natomiast przypadki jednorazowe i do tej pory nie spotykane są opracowywane przez służby techniczne przedsiębiorstwa samodzielnie bądź też w porozumieniu z dostawcą sprzętu.

Istotną rolę w ocenie niezawodności sprzętu odgrywają ewidencja i analiza usterek, stanowiące m.in. skuteczne narzędzie weryfikacji systemów przeglądowych, o czym będzie mowa w dalszej części opracowania. Są one także podwaliną działań nad poprawą bezpieczeństwa lotów.

## 3. Wykorzystanie analizy niezawodności do optymalizacji systemów i metod obsługi

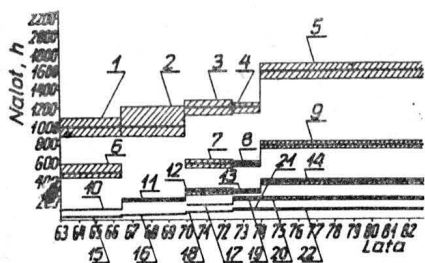
Prowadzona przez Oddział Statystyki i Analiz Usterek TK-4 kontrola wyników uzyskiwanych w eksploatacji samolotów pozwala na dokonanie analizy wpływu zmian niektórych parametrów obsługi na jej jakość i niezawodność. Np.: w końcu I kw. 1978 r. wprowadzono na próbę zmianę częstotliwości wykonywania przeglądów bieżących samolotów Tu-134 i Tu-134A, polegającą na przedłużeniu okresu między przeglądami B z  $6^{+1}$  dni na  $9^{+1}$  dni, przy czym sam zakres przeglądu pozostał bez zmiany. Ww. Oddział dokonał dwukrotnej analizy skutków tego posunięcia, oceniając rezultaty za wrzesień 1978 r. i drugi raz za II półrocze 1978 r. Ze sprawozdania wynikało, że wyniki ekonomiczne i techniczne świadczą, że nowa częstotliwość wykonywania przeglądów B nie osiągnęła jeszcze wartości krytycznej, a nawet jest bliższa optymalnej.

TABLICA 4. Liczba zrealizowanych biuletynów w poszczególnych latach

Samolot	Rok realizacji																						razem
	1962	1963	1964	1965	1966	1967	1968	1969	1970	1971	1972	1973	1974	1975	1976	1977	1978	1979	1980	1981	1982		
An-24					5	19	17	42	17	22	41	22	43	39	13	35	14	26	10	13	9	387	
Il-18	2	23	88	127	225	76	91	51	36	31	26	43	1	3	13	—	1	3	7	20	3	870	
Tu-134A								20	49	55	50	97	78	80	91	71	69	60	70	64	41	895	
Il-62M																	6	14	16	15		51	

TABLICA 5. Liczba zrealizowanych własnych notatek technologicznych

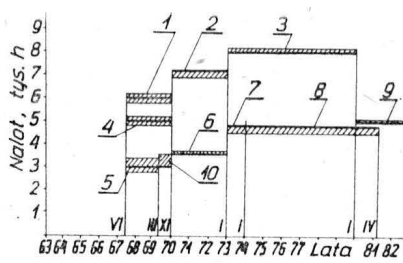
Samolot	Rok realizacji																		razem			
	1966	1967	1968	1969	1970	1971	1972	1973	1974	1975	1976	1977	1978	1979	1980	1981	1982					
An-24	2	8	21	16	17	10	7	29	11	6	5	5	8	8	6	3	3					156
Il-18	5	22	20	4	6	5	3	4	—	10	5	5	1	7	2	2	2					103
Tu-134A			2	12	16	25	15	17	17	13	16	17	19	28	19	14	15					245
Il-62M														17	17	4	22					60



Rys. 1. Zmiana systemu obsługi okresowej samolotu Il-18 w czasie eksploatacji sprzętu:

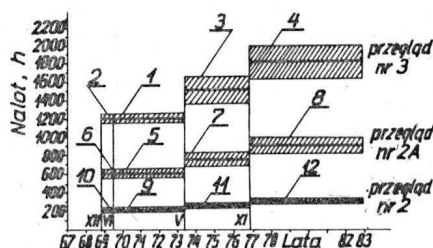
- 1 — 1000±100 h lotu,
- 2 — 1000±200 h lotu, 15 miesięcy,
- 3 — 1200±80 h lotu, 16+1 miesięcy, 1000+80 lądowań,
- 4 — 1200±60 h lotu, 16+1 miesięcy, 1000+80 lądowań,
- 5 — 1600±80 h lotu, 24 miesiące, 1400 lądowań,
- 6 — 500±100 h lotu,
- 7 — 600±40 h lotu, 3±0,6 miesięcy, 500+40 lądowań,
- 8 — 600±30 h lotu, 9+0,6 miesięcy, 500+40 lądowań,
- 9 — 800±40 h lotu, 12 miesięcy, 700 lądowań,
- 10 — 100±10 h lotu,
- 11 — 200±10 h lotu, 3 miesiące,
- 12 — 300±20 h lotu, 4+0,3 miesiące, 250+20 lądowań,
- 13 — 300±15 h lotu, 4,5+0,3 miesiące, 200+10 lądowań,
- 14 — 400±20 h lotu, 6 miesięcy, 350 lądowań,
- 15 — 25±2 h lotu,
- 16 — 50±10 h lotu, 1 miesiąc,
- 17 — 150±10 h lotu, 2+0,2 miesiące, 150+10 lądowań,
- 18 — 75±5 h lotu, 1+0,1 miesiące, 75+5 lądowań,
- 19 — 200±10 h lotu, 3+0,2 miesiące, 200+10 lądowań,
- 20 — 200±10 h lotu, 4 miesiące,
- 21 — 100±25 h lotu, 1,5+0,1 miesiące, 400+5 lądowań,
- 22 — 100±5 h lotu, 2 miesiące.

Uwaga: górne zakreskowane pole na rysunku oznacza przegląd samolotu z tolerancją dodatnią, dolne — z ujemną



Rys. 2. Zmiana systemu remontowego samolotu Il-18 w czasie eksploatacji sprzętu:

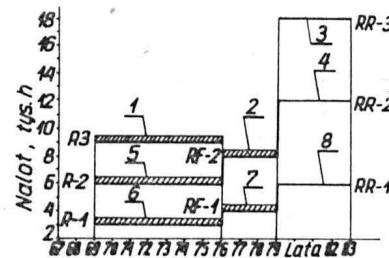
- 1 — 6000±200 h lotu, 5 lat, 3000 lądowań,
- 2 — 7200±300 h lotu, 5 lat, 6000 lądowań,
- 3 — 8000±200 h lotu, 5 lat, 5000+500 lądowań,
- 4 — 5000±200 h lotu, 3000 lądowań,
- 5 — 3000±400 h lotu, 2,5 roku,
- 6 — 3600±160 h lotu, 36+1 miesięcy, 3000+160 lądowań,
- 7 — 36±1 miesięcy,
- 8 — 4800±300 h lotu, 4 lata, 4000 lądowań,
- 9 — 5000±100 h lotu, 3 lata, 2500+100 lądowań,
- 10 — 3000+600 h lotu, 3 lata. Uwaga jak na rys. 1



Rys. 3. Zmiana systemu przeglądów okresowych samolotu Tu-134A w czasie eksploatacji sprzętu:

- 1 — 1200±50 h lotu, 18±1 miesięcy,

- 2 — 12±0,5 miesięcy,
- 3 — 1500±150 h lotu, 18±1 miesięcy,
- 4 — 1800±180 h lotu, 24±2 miesiące,
- 5 — 600±50 h lotu, 9±0,7 miesięcy,
- 6 — 6±0,5 miesięcy,
- 7 — 750+75 h lotu, 9±0,7 miesięcy,
- 8 — 900+90 h lotu, 12±1 miesięcy,
- 9 — 200±20 h lotu, 3±0,3 miesięcy,
- 10 — 2±0,2 miesięcy,
- 11 — 250±25 h lotu, 3±0,3 miesięcy,
- 12 — 300±30 h lotu, 4±0,5 miesiące. Uwaga jak na rys. 1



Rys. 4. Zmiana systemu remontowego samolotów Tu-134A w czasie eksploatacji sprzętu:

- 1 — 9000+500 h lotu, 9000+500 lądowań,
- 2 — 8000+500 h lotu, 7 lat, 6000+500 lądowań,
- 3 — 18 000 h lotu, 13,5 roku, 12 000 lądowań,
- 4 — 12 000 h lotu, 9 lat, 8000 lądowań,
- 5 — 6000+500 h lotu, 6000+500 lądowań,
- 6 — 3000+500 h lotu, 3000+500 lądowań,
- 7 — 4000+500 h lotu, 3,5 roku, 3000+500 lądowań,
- 8 — 6000 h lotu, 4,5 roku, 4000 lądowań

Jednym z przejawów weryfikowania prac przeglądowych jest wnioskowanie o korektę instrukcji obsługi: i tak np. w III kw. 1981 r. wprowadzono obowiązek sprawdzenia zamkniętego położenia zaworu (652000) podczas każdego przeglądu 2, 2A, 3 samolotu Tu-134A redukującego ciśnienie w instalacji hydraulicznej. Innym przykładem takiej działalności jest spowodowanie zwiększenia częstotliwości smarowania połączeń przegubowych w podwoziu samolotu Il-18. Wniosek ten wynikał ze stwierdzenia w IV kw. 1980 r. przypadków wystąpienia korozji i zrealizowany został w nowym wydaniu „Albumu Kart Smarowania”.

Należy podkreślić, że Oddział Statystyki i Analizy Usterek przeszedł (w ocenie niezawodności także w odniesieniu do obsługi technicznej samolotów) z postawy „post factum” do działalności profilaktycznej. Otóż w IV kw. 1982 r. wprowadzono obowiązek dokonywania bieżącej analizy usterek z lotu w cyklu miesięcznym i wynikającej stąd oceny niezawodności eksploatacyjnej sprzętu w odniesieniu do ustalonych poziomów alarmowych. Obowiązek analizy przyczyn oraz propozycji usunięcia tych usterek spoczywa na wszystkich zainteresowanych danym tematem komórkach pionu techniki, poczynając od służby technologicznej, przez wykonawców i kontrolę. Jeżeli w trzech kolejnych miesiącach liczba usterek z lotu danej grupy urządzeń przekraczać będzie poziom alarmowy, kierownicy wydziałów muszą przedstawić na naradzie kierownictwa pionu technicznego dotychczasowe działania podjęte przez poszczególne podległe im służby oraz propozycje rozwiązania problemu. Oddziałowi Statystyki i Analizy Usterek przysługuje prawo i obowiązek dokonywania oceny i skuteczności tych działań. Ponadto Oddział ten będzie corocznie oceniać wielkości poziomów alarmowych dla poszczególnych grup urządzeń. Większość tych rozwiązań dotyczyć będzie przede wszystkim systemów bądź metod stosowanych w obsłudze technicznej samolotów. Nie przeceniając przewidywanych rezultatów podjętych działań, należy liczyć się z tym, że uruchomiony mechanizm obejmuje praktycznie całość obsady technicznej mającej dany problem rozwiązać oraz nie pozwoli na zaniechanie tematu.

#### 4. Specjalizacja przy wykonywaniu obsługi technicznej jako czynnika podnoszącego niezawodność sprzętu

W tak złożonych systemach, jakimi są systemy obsługi technicznej samolotów komunikacyjnych, potrzeba utrzymania specjalizacji jest niekwestionowaną zasadą nie wymagającą komentarza. Natomiast na jakość wykonywa-

nych prac przeglądowych zasadniczy wpływ ma specjalizacja, a tym samym na zdatność sprzętu do lotu i w konsekwencji na bezpieczeństwo lotu.

Istnieje wyraźny podział prac między PLL LOT a organizacje remontowe dostawcy. PLL LOT wykonują przeglądy bieżące i okresowe, natomiast organizacje remontowe dostawcy — wszelkiego rodzaju remonty. Pomijając już względy zaopatrzeniowe, organizacyjne i ekonomiczne, taki podział pracy, a zatem i specjalizacja, pozwala na:

- wykorzystanie kapitału dużego doświadczenia własnego dostawcy,
- bezpośredni kontakt z biurami konstrukcyjnymi dostawcy,
- możliwość operatywnego i skutecznego wykorzystania zaplecza naukowo-badawczego dostawcy,
- większą pryncypialność wniosków techniczno-eksploatacyjnych wynikających z wykonania remontów.

Dalszą specjalizacją już w PLL LOT, a ściślej biorąc w pionie techniki, jest podział pracy między poszczególne oddziały wydziałów. I tak obsługą bieżącą (przegląd przed- i polotowe) wykonują: Oddział Obsługi Startowej Samolotów i Oddział Obsługi Płytowej, przy czym ograniczają się one do przeglądów typu P<sub>p</sub>, P<sub>s</sub>, A i B dla samolotów turbośmigłowych. Oddział Obsługi Technicznej Samolotów Odrzutowych wykonuje przeglądy B oraz niektóre naprawy i przeglądy okresowe samolotów odrzutowych, a Oddział Obsługi Technicznej Samolotów Turbośmigłowych — naprawy i przeglądy okresowe samolotów turbośmigłowych. Oddział Obsługi Samolotów Turbośmigłowych ma także warsztat blacharski. Wystrój wnętrza i szata graficzna samolotów należą do Oddziału Estetyki Samolotów. Silnikami tłokowymi, niektórymi agregatami płatowca i silnika, śmigłami oraz technologią pokryć zajmuje się Oddział Napraw Zespołów i Agregatów, osprzętem radiowym i elektrycznym oraz przyrządami pokładowymi — Oddział Napraw Osprzętu i wreszcie dorabianiem części (obróbka mechaniczna, ślusarstwem i stolarstwem), a także obróbką termiczną oraz technologią gum zajmuje się Oddział Produkcji i Napraw Części.

Należy podkreślić, że przy takim podziale pracy i specjalizacji między komórkami organizacyjnymi istnieją dalsze, bardzo wąskie specjalizacje sprowadzające się do jednej operacji czy jednego urządzenia (rozwiercanie rozbitych otworów, szlifowanie czopów, osi, naprawy blacharskie, nitowanie, usuwanie usterek skomplikowanych przyrządów pokładowych, radiowych, różnych instalacji, uszczelnianie zbiorników paliwowych itd.). Wobec złożoności dzi-



siejszych samolotów komunikacyjnych można rozwiązać skutecznie i w sposób niezawodny problemy techniczno-obslugowe tylko metodą daleko posuniętej specjalizacji. Przykładem tego (nie jedynym) niech będzie instalacja klimatyzacji, bardzo złożona ze względu na dużą liczbę elementów. Jest w niej kilka układów rezerwowych, działających na różnych zasadach fizycznych. Zasilają ją różne rodzaje energii. Występuje w niej kilka układów regulacji automatycznej ze sprzężeniami zwrotnymi. Poszczególne służby przedsiębiorstwa miały duże kłopoty z tą instalacją i w związku z tym wydzielono wąską grupę specjalistów wyłącznie do jej obsługi. Na podstawie doświadczeń praktycznych, nabytych przy sprawdzaniu elementów instalacji (agregatów), bardzo dokładnej znajomości zasad pracy instalacji, znajomości zjawisk fizycznych statycznych i dynamicznych zachodzących podczas pracy i analizy usterek z lotów i z przeglądów, opracowano metodę sprawdzania instalacji, nie stosowaną w innych towarzystwach lotniczych ani u producenta. Najwięcej usług oddaje przewoźna probiernia umożliwiająca wykrywanie większości usterek występujących w locie, a ponadto usterek układów rezerwowych trudne do stwierdzenia nawet w locie.

#### 5. Współpraca personelu technicznego i latającego jako czynnik wpływający na podnoszenie poziomu obsługi technicznej

Personelu latający, jako ostatnie i decydujące ogniwo łańcucha eksploatacji sprzętu, ma i powinien mieć wiele do powiedzenia w sprawie praktycznej oceny sprzętu pod kątem jego przydatności do realizacji zadań przedsiębiorstwa. Toteż uwagi eksploatacyjno-techniczne mają pierwszoplanowe znaczenie i wpływ na obsługę techniczną samolotów. Zasadnicze znaczenie ma przepływ informacji, jej sformułowanie, gotowość podjęcia tematu przez drugą stronę i w końcu operatywność i skuteczność realizacji.

Pod względem formalnym zapisy w dzienniku pokładowym samolotu są podstawowym przekazem informacji przez personel latający dla personelu technicznego. W odwrotnym natomiast układzie rolę tę spełnia dokumentacja techniczno-eksploatacyjna. Codzienna praktyka jednak wykazuje, że oprócz zapisu często jest potrzebny komentarz, i to bardzo szczegółowy. Stąd wynika potrzeba i konieczność bezpośredniej współpracy specjalistów obu pionów. Współpraca ta odbywa się na bieżąco na różnych szczeblach drabiny funkcyjnej, chociaż jeszcze nie na miarę potrzeb.

Inną formą współpracy były i są narady wytwórcze w obu pionach, gdzie przedstawiciele drugiej strony są zapraszani. Protokoły z tych porad zawierają niejednokrotnie wnioski, które automatycznie stają się przedmiotem roz-

liczeń. Wreszcie w 1983 r. podjęto próbę nadania formy organizacyjnej tej współpracy i ustalono, że raz w kwartale będą się odbywały spotkania przedstawicieli personelu latającego i technicznego. Treść i wnioski tych spotkań są protokołowane i na następnych spotkaniach rozliczane.

Przykładem tej współpracy są następujące modyfikacje:  
— zabudowa transponderów i radioodległościomierzy w samolotach An-24,

— zabudowa wysokościomierzy wyskalowanych w stopach w samolotach Tu-134A i Il-62M,

— unifikacja tablicy nawigatora w samolotach Tu-134A,

— unifikacja radiostacji w samolotach Il-18.

Należy zaznaczyć, że uwagi o sprzęcie przekazywane przez personel latający mają odpowiedni ciężar gatunkowy i zawsze są przedmiotem dociekliwych analiz personelu technicznego.

\* \* \*

Problem wzajemnego oddziaływania systemów i metod obsługi technicznej samolotów i bezpieczeństwa latania wykracza daleko poza ramy niniejszego opracowania. Pełne i wyczerpujące omówienie nie jest możliwe w nakreślonych ramach. Wydaje się konieczne wyrażenie opinii, że proces ten trwa ciągle, a w związku z tym nieodzowne jest ciągle jego udoskonalanie.

Wychodząc z tego założenia, wydaje się celowe rozwiązanie następujących problemów:

— uznając, że systemy „okresowe” stosowane w PLL LOT zapewniają bezpieczną eksploatację samolotów, należy dążyć do zwiększenia działań profilaktycznych, do zapewnienia stałej i systematycznej kontroli umiejętności i kwalifikacji pracowników biorących udział w procesie obsługi oraz do ulepszania systemu weryfikacji zapewniającego pełną sprawność urządzeń kontrolnych stoisk, testerów itp. pomocy,

— należy podjąć próby przechodzenia z systemów „okresowych” na systemy „wg stanu” oraz rozważyć możliwość współpracy w tej dziedzinie z innymi towarzystwami lotniczymi, dostawcami sprzętu oraz krajowym zapleczem naukowo-badawczym,

— pogłębianie i poszerzanie specjalizacji.

#### LITERATURA

1. S. PIASECKI: Optymalizacja systemów obsługi technicznej. WNT, 1972 r.
2. B. GRUCHELSKI, K. SZUMIELEWICZ, T. WANAT: Przegląd i naprawy sprzętu lotniczego. WKiŁ, 1969 r.
3. E. OLEARCZUK, M. SIKORSKI, A. TOMANEK: Eksploatacja samolotów. MON, 1978 r.
4. Dokumentacja PLL LOT.

## Wpływ wysokości lotu na sprawność napełnienia i parametry silnika tłokowego

Mgr inż. CZESŁAW KAČKI  
Mgr inż. ANDRZEJ PIĘTAK  
Prof. dr hab. inż. STEFAN SZCZECIŃSKI

Parametry efektywne tłokowego silnika lotniczego, a zwłaszcza moc i zużycie paliwa, zależą w głównej mierze od ilości mieszanki dostarczonej do jego cylindrów oraz jej składu i jakości. Ilość mieszanki dostarczonej w procesie napełniania zależy przede wszystkim od temperatury i ciśnienia świeżego ładunku napływającego do cylindra. Moc silnika zwiększa się przy nie zmienionych parametrach geometrycznych i parametrach termodynamicznych wraz ze wzrostem gęstości ładunku doprowadzonego do wnętrza jego cylindrów. Większa gęstość oznacza większą liczbę cząstek (masę) tlenu w jednostce objętości, a więc i w objętości skokowej cylindrów. Dostarczenie większej ilości tlenu umożliwia odparowanie i spalenie zwiększonej ilości paliwa, co wywołuje w konsekwencji wzrost wywiązywanego ciepła i zwiększenie mocy silnika.

Polepszenie stopnia napełnienia cylindrów zapewnia nie tylko zwiększenie mocy silnika, lecz także podnosi sprawność ogólną silnika, co oznacza zmniejszenie jednostkowego zużycia paliwa.

Wartość masy ładunku dostarczonego do cylindra silnika zależy od wielu czynników, których wpływ może być analizowany przy możliwie pełnej znajomości wymiany ładunku, obejmującego usunięcie z cylindra rozprężonych spalin i napełnienie go świeżym ładunkiem powietrza lub mieszanki. Proces ten charakteryzowany jest następującymi wskaźnikami:

- sprawnością napełnienia,
- stopniem zanieczyszczenia ładunku spalinami,
- pracą wymiany ładunku.

Wartości liczbowe wymienionych wskaźników zależą od

wielu czynników konstrukcyjnych i eksploatacyjnych. Określenie wpływu tych czynników za pomocą pomiarów jest pracochłonne, skomplikowane i często niejednoznaczne (ze względu na jednoczesny wpływ innych parametrów), a przede wszystkim nie zawsze pozwala na głębsze zrozumienie zjawisk towarzyszących procesowi wymiany ładunku. Dlatego też buduje się modele obliczeniowe procesu wymiany ładunku o różnych stopniach przybliżenia w stosunku do rzeczywistości. Wykorzystanie ETO pozwala na istotnie zwiększoną precyzję oceny wpływu przebiegu procesu wymiany ładunku na parametry silnika. Modele obliczeniowe opierają się na opisie zjawisk fizycznych zachodzących w cylindrach silnika przy użyciu równań matematycznych, których stopień skomplikowania zależy bezpośrednio od założeń upraszczających przebieg rozpatrywanych zjawisk.

Ze względu na zmienne wysokości lotu statków powietrznych, silniki lotnicze pracują przy zmieniających się parametrach otoczenia. Wpływ wysokości na podstawowe parametry powietrza w atmosferze wzorcowej przedstawiono na rys. 1.

Na rys. 2 pokazano charakterystykę wysokościową silnika nieprzeznaczanego specjalnie do pracy w warunkach wysokościowych, tzw. silnika niewysokościowego. Oczywiście silnik taki można przystosować do pracy na wysokości, lecz konieczne jest zastosowanie przynajmniej odpowiednich korektorów wysokościowych. W przeciwnym przypadku dopływ świeżego ładunku do cylindrów zmienia się w zależności od wysokości lotu, podobnie jak ciśnienie atmosferyczne przy stałym składzie mieszanki paliwo-powietrznej. Moc silnika i jego jednostkowe zużycie paliwa na określonej wysokości lotu można wystarczająco dokładnie obliczyć, uwzględniając ich wartości na poziomie morza, z powszechnie stosowanych zależności:

$$N_H = P_o \left( 1,11 \frac{P_H}{P_o} \sqrt{\frac{T_o}{T_H}} - 0,11 \right) \quad (1)$$

$$b_{jH} = \frac{b_{jo}}{1,11 - 0,11 \frac{P_o}{P_H} \sqrt{\frac{T_H}{T_o}}} \quad (2)$$

gdzie:  $N_H$ ,  $b_{jH}$ ,  $P_H$  oraz  $T_H$  — moc, jednostkowe zużycie paliwa, ciśnienie i temperatura powietrza na rozpatrywanej wysokości;  $N_o$ ,  $b_{jo}$ ,  $P_o$  oraz  $T_o$  — moc, jednostkowe zużycie paliwa, ciśnienie i temperatura powietrza w warunkach pracy silnika na poziomie morza.

Zmniejszanie się mocy silnika niewysokościowego w miarę zwiększania wysokości lotu jest wywołane spadkiem napełnienia cylindrów w wyniku zmniejszenia się gęstości (a więc i masy) powietrza doprowadzanego do cylindrów. Jednocześnie wzrasta jednostkowe zużycie paliwa w następstwie zmniejszania się sprawności mechanicznej  $\eta_m$ . Zamiana energii zawartej w paliwie na pracę mechaniczną może być wyrażona jako moc efektywna silnika za pomocą wzoru:

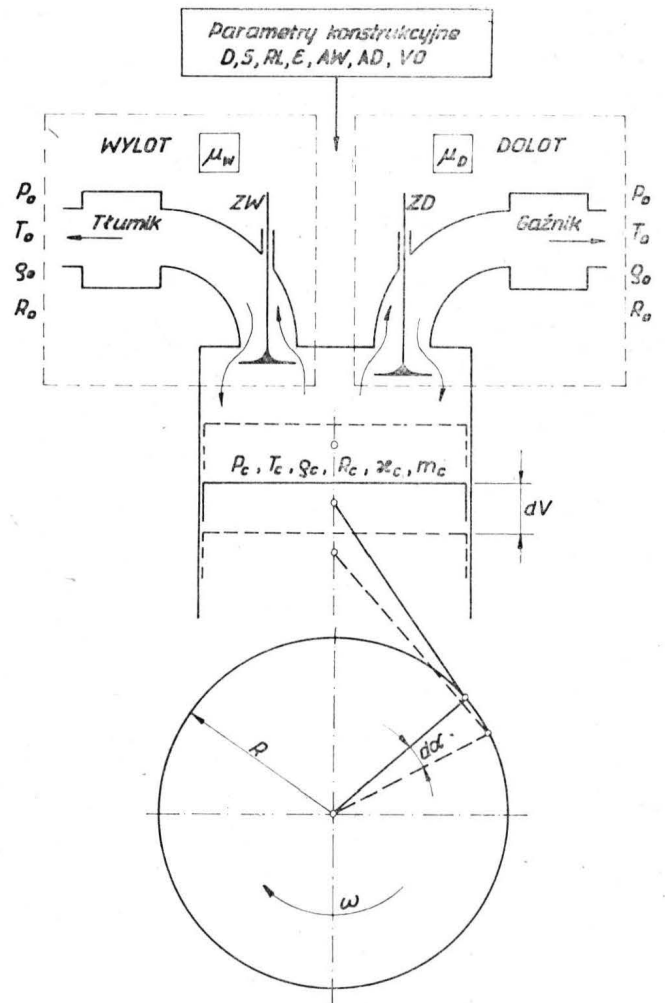
$$N_e = \frac{W_d}{\lambda \cdot L_t \cdot \tau} \cdot V_s \cdot i \cdot n \cdot \eta_v \cdot \eta_m \cdot \eta_i, \text{ kW} \quad (3)$$

gdzie:  $W_d$  — wartość opałowa paliwa,  $L_t$  — zapotrzebowanie powietrza,  $\tau$  — liczba suwów na cykl roboczy,  $V_s$  — objętość skokowa,  $\lambda$  — współczynnik nadmiaru powietrza,

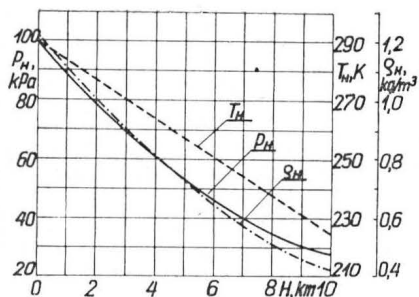
$n$  — prędkość obrotowa,  $i$  — liczba cylindrów,  $\eta_v$  — sprawność napełnienia,  $\eta_m$  — sprawność mechaniczna,  $\eta_i$  — sprawność indykowana.

Przy założeniu, że  $\lambda = 1$ , co odpowiada całkowitemu i pełnemu spalaniu zawartego w mieszance paliwa, można przyjąć, że dla każdego silnika:

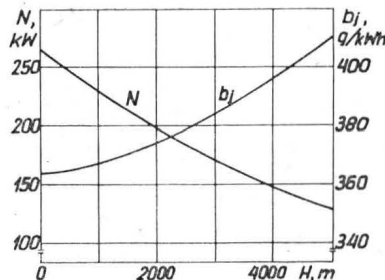
$$\frac{W_d}{\lambda \cdot L_t \cdot \tau} \cdot V_s \cdot i = K, \text{ kW/obr/min} \quad (4)$$



Rys. 3. Fizyczny model obliczeniowy. Parametry konstrukcyjne:  $D$  — średnica cylindra;  $S$  — skok tłoka;  $RL$  — wydłużenie korbowodu;  $\varepsilon$  — stopień sprężania;  $AD$ ,  $AW$  — efektywne pole szczeliny zaworowej dolotu (wylotu);  $VO$  — objętość. Parametry otoczenia:  $P_o$  — ciśnienie;  $T_o$  — temperatura;  $\rho_o$  — gęstość;  $R_o$  — stała gazowa otoczenia. Parametry termodynamiczne w cylindrze silnika:  $P_c$  — ciśnienie;  $T_c$  — temperatura;  $\rho_c$  — gęstość;  $R_c$  — stała gazowa mieszaniny;  $x_c$  — wykładnik izentropii,  $m_c$  — masa czynnika

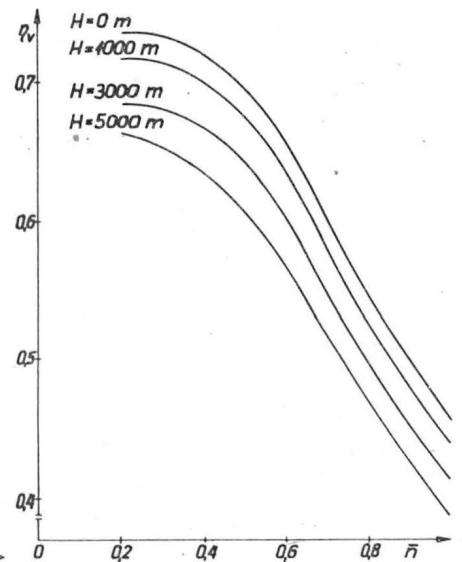


Rys. 1. Zależność parametrów powietrza od wysokości  $H$ :  $P_H$  — ciśnienie,  $T_H$  — temperatura,  $\rho_H$  — gęstość



Rys. 2. Charakterystyka wysokościowa silnika niewysokościowego

Rys. 4. Wpływ wysokości lotu samolotu na przebieg sprawności napełnienia





Po przyjęciu odpowiednich wartości dla silnika, który jest obiektem badań, otrzymuje się stałą wartość  $K$  i można wówczas zależność (3) zapisać w postaci:

$$N_e = K \cdot n \cdot \eta_v \cdot \eta_m \cdot \eta_i \quad (5)$$

Stąły rozwój konstrukcji silnikowych wyrażający się wzrostem średniego ciśnienia użytecznego i prędkości obrotowej wynika zarówno z postępów w dziedzinie teorii, konstrukcji i technologii, jak też jest skutkiem praktycznego wprowadzenia w życie wyników badań zarówno całych silników, jak i ich zespołów oraz osprzętu. Trudności w prowadzeniu prac badawczych leżą w tym, że nie potrafimy jeszcze ściśle opisywać równaniami matematycznymi znacznej części zjawisk towarzyszących pracy silnika, względnie nie są znane sposoby rozwiązywania tych równań.

W przyjętym do obliczeń modelu zjawiska zachodzące w cylindrze tłokowego silnika spalinowego w czasie wymiany ładunku zostały opisane równaniami:

— równaniem wyrażającym pierwszą zasadę termodynamiki dla układu otwartego w postaci odpowiadającej elementarnemu kątowni obrotu wału  $d\alpha$ ,

— równaniem bilansu masy określającym ilość czynnika znajdującego się w danej chwili w cylindrze,

— równaniem stanu gazu określającym związek między parametrami termodynamicznymi czynnika znajdującego się w cylindrze.

Proponowany model obliczeniowy procesu wymiany ładunku w tłokowym silniku spalinowym przedstawiono na rys. 3. W czasie przemieszczania się tłoka w cylindrze o wartości odpowiadającej elementarnemu kątowni obrotu wału korbowego  $d\alpha$  zmienia się objętość  $dV$  czynnika roboczego w cylindrze, jak również i parametry termodynamiczne związane równaniem stanu gazu. „Myślowo” uchyła się zawór — w zależności od wzniosu zaworu zmienia się ilość czynnika znajdującego się w cylindrze zgodnie z zasadą bilansu masy. Przyrost lub ubytek masy czynnika roboczego, wynikający z jego dopływu do cylindra lub odpływu, określony jest przez efektywne pole szczeliny zaworowej  $AD$ ,  $AW$  w funkcji kąta  $\alpha$ , prędkość przepływu przez tę szczelinę  $w(\alpha)$ , gęstość czynnika  $\rho(\alpha)$  oraz współczynnik natężenia przepływu  $\mu_D$ ,  $\mu_W$ . Przyrost lub ubytek energii czynnika jest uwzględniony w odpowiednio przekształconym równaniu wyrażającym pierwszą zasadę termodynamiki dla układu otwartego.

uproszczenie. Jednak przy przepływie czynnika przez układy dolotowe silników gaźnikowych (przy stałej prędkości przepływu) czy przez zawory w głowicy, opory przepływu zależą głównie od kształtów i wymiarów geometrycznych tych układów.

Wykorzystując wzory (1) i (2) obliczono moc silnika i jego jednostkowe zużycie paliwa. Obliczeń procesu wymiany ładunku dokonano na maszynie cyfrowej ODRA 1305 przyjmując następujące dane otoczenia (tabl. 1).

Wyniki obliczeń przedstawiono na rys. 4 w postaci wykresu. Widać z niego, że wzrost wysokości lotu do 5000 m powoduje spadek sprawności napełniania  $\eta_v$  o 15,7% w stosunku do wysokości 0. Zestawienie procentowych zmian sprawności napełniania ze wzrostem wysokości lotu przedstawiono w tabl. 2. Na rys. 5 pokazano przebieg względnej wartości mocy silnika w zależności od wysokości lotu dla maksymalnej prędkości obrotowej obliczonej wg zależności (1) i (2). Linia przerywaną oznaczono przebieg umownej sprawności napełniania, natomiast linią kreska-kropka — przebieg iloczynu ( $\bar{\eta}_v \cdot \bar{Q}_{pow}$ ) jako decydującego o mocy silnika lotniczego w zależności od wysokości lotu. Zestawienie procentowych zmian umownego współczynnika napełniania i iloczynu ( $\bar{\eta}_v \cdot \bar{Q}_{pow}$ ) ze wzrostem wysokości lotu przedstawiono w tabl. 3. Różnica między przebiegiem mocy wg zależności empirycznych a obliczonymi wg prezentowanej metodyki z uwzględnieniem procesu wymiany ładunku wynosi 1÷3%.

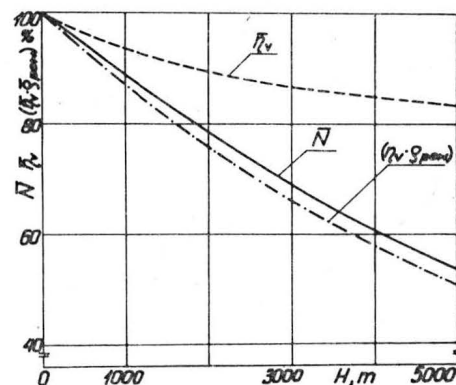
\*  
\*  
\*

Z analizy literatury oraz przeprowadzonych w Katedrze Silników Lotniczych WAT badań wynika, że proponowany model obliczeniowy właściwie przedstawia przebieg zjawisk zachodzących podczas wymiany ładunku w tłokowym silniku lotniczym, w którym czynnik roboczy stanowiło podczas napełniania powietrze, natomiast podczas opróżniania cylindrów — spaliny. Uzyskane wyniki wskazują na to, że prezentowany model obliczeniowy pozwala na wyznaczenie umownej mocy z 1÷3% błędem w stosunku do wartości obliczonych na podstawie wzorów ustalonych empirycznie, a zalecanych przez odpowiednie normy do wyznaczania mocy silnika dla różnych wysokości lotu.

TABLICA 1

Parametr	$P_H$ , hPa	$T_H$ , K	$\rho_H$ , kg/m <sup>3</sup>
$H = 1000$ m	898,76	281,65	1,1117
$H = 3000$ m	701,25	268,64	0,9094
$H = 5000$ m	540,45	255,63	0,7365

Rys. 5. Przebieg względnej wartości mocy  $\bar{N}$  silnika, sprawności napełniania  $\bar{\eta}_v$  oraz iloczynu ( $\bar{\eta}_v \cdot \bar{Q}_{pow}$ ) w zależności od wysokości lotu dla maksymalnej prędkości obrotowej silnika



TABLICA 2

$n$	0,2	0,4	0,6	0,8	1,0
$\frac{H = 1000 \text{ m}}{H = 0 \text{ m}}$	-3,0%	-3,1%	-3,3%	-4,0%	-5,0%
$\frac{H = 3000 \text{ m}}{H = 0 \text{ m}}$	-7,2%	-7,3%	-8,1%	-9,0%	-10,1%
$\frac{H = 5000 \text{ m}}{H = 0 \text{ m}}$	-11,5%	-11,6%	-13%	-14,3%	-15,7%

Omówione zjawiska fizyczne zachodzące w cylindrze tłokowego silnika spalinowego przebiegają w jednym kroku obliczeniowym. W wyniku tego kroku zmieniają się wszystkie parametry termodynamiczne czynnika roboczego i są one uwzględnione w następnym kroku obliczeniowym. Obliczenia prowadzono metodą krok po kroku z przedziałem kątownym  $d\alpha = 1^\circ$ . Na podstawie modelu fizycznego ułożono algorytm procesu wymiany ładunku na EMC. Zadano parametry przepływowe (ustalone na podstawie badań przepływowych): współczynnik natężenia przepływu  $\mu$  oraz ciśnienie  $P_0$ , temperaturę  $T_0$  na początku procesu, które określono wykorzystując wykres indykatorowy. Warunkiem kontrolnym poprawności działania modelu jest to, aby masy czynnika na końcu procesu i na jego początku były sobie równe. Badania strat przepływu przeprowadzono w warunkach ustalonych (przy przepływie stacjonarnym) — chwilowej prędkości tłoka przyporządkowuje się określone objętościowe natężenie przepływu czynnika przez badany układ. Przyjęcie tego założenia stanowi pewne

TABLICA 3

	$H$ , m		
%	1000	3000	5000
$\frac{\bar{\eta}_v}{\bar{N}}$	5,1%	17,9%	30%
$\frac{\bar{\eta}_v \cdot \bar{Q}_{pow}}{\bar{N}}$	1%	3%	2%

#### LITERATURA

- P. DZIERŻANOWSKI i in.: Silniki tłokowe. WKiŁ, Warszawa, 1981 r.
- E. CICHOSZ i in.: Charakterystyka i zastosowanie napędów. WKiŁ, Warszawa, 1980 r.
- A. PIĘTAK, S. SZCZECIŃSKI: Eksperymentalno-obliczeniowa metoda napełniania silnika tłokowego (przyjęte do druku w nrze 8 Biuletynu WAT, 1983 r.).

## TERMINY LOTNICZE POLSKIE (IV)

- 1 — filtr powietrza
- 2 — sprężarka osiowa
- 3 — s. odśrodkowa
- 4 — s. wielostopniowa
- 5 — komora spalania
- 6 — wtryskiwacz, dysza paliwowa
- 7 — turbina gazowa
- 8 — t. osiowa
- 9 — tarcza (wirnika) turbiny
- 10 — łopatką (np. turbiny)
- 11 — i. kierująca
- 12 — uszczelnienie labiryntowe
- 13 — luz
- 14 — l. osiowy
- 15 — korpus, obudowa, skrzynka
- 16 — skrzynka napędów
- 17 — dysza wylotowa, rura w. (silnika turbinowego)
- 18 — ciąg statyczny
- 19 — odwracacz ciągu
- 20 — tłumik hałasu
- 21 — dopalacz
- 22 — ciąg śmigła
- 23 — skok (ś.)
- 24 — śmigło o stałym skoku
- 25 — ś. o stałych obrotach, ś. o zmiennym skoku
- 26 — ś. dwułopatowe
- 27 — ś. trójłopatowe
- 28 — liczba obrotów (na minucie), obroty
- 29 — obrotomierz
- 30 — regulator obrotów
- 31 — sprawność
- 32 — instalacja paliwowa, układ paliwowy
- 33 — obietność paliwa
- 34 — wlew paliwa
- 35 — zawór pływakowy
- 36 — pompa zasilałaca
- 37 — p. odśrodkowa
- 38 — p. łopatkowa, p. skrzydełkowa
- 39 — p. rurowa
- 40 — zawór zlewowy, z. spustowy
- 41 — przewód rurowy, p. sztywne
- 42 — waż. przewód gietki
- 43 — trójkąt
- 44 — czwórnik
- 45 — kolanko
- 46 — naliwomierz
- 47 — zużycie paliwa
- 48 — przepływomierz
- 49 — instalacja olejowa, układ olejowy
- 50 — zbiornik oleju
- 51 — filtr oleju
- 52 — f. wstępny, f. zgrubnego oczyszczenia
- 53 — f. wtórny, f. dokładnego o.
- 54 — zawór zwrotny
- 55 — chłodnica oleju
- 56 — pompa zębata
- 57 — kurek spustowy, zawór kurkowy
- 58 — nadajnik, czujnik
- 59 — wskaźnik
- 60 — wskaźnik ciśnienia ładowania, manowakometr
- 61 — kontroler silnika, trój-wskazówkowy wskaźnik ciśnienia paliwa, ciśnienia oleju i temperatury oleju

(K.D.)

## CZESKIE

- 1 — vzdušný filtr
- 2 — axiální kompresor
- 3 — odstředivý k.
- 4 — mnohostupňový k., několikastupňový k.
- 5 — spalovací komora
- 6 — palivová tryska, t. vstříkovače, vstřikovač
- 7 — plynová turbína
- 8 — axiální turbína
- 9 — oběžné kolo turbíny
- 10 — (turbínová) lopatka
- 11 — rozváděcí l., naváděcí l.
- 12 — labyrintové těsnění
- 13 — vůle
- 14 — osová v., axiální v.
- 15 — tělo, těleso, výztuž, skříň
- 16 — rychlostní skříň, převodová s., převodovka
- 17 — tryska (proudového motoru)
- 18 — statický tah
- 19 — obraceč tahu, brzdicí zařízení (proudového motoru)
- 20 — tlumič hluku
- 21 — (komora) přidavního spalování
- 22 — tah vrtule
- 23 — stoupání v.
- 24 — v. s. neproměnným stoupáním
- 25 — stavitelná v.
- 26 — dvoulístá v.
- 27 — třílístá v.
- 28 — počet otáček za minutu, otáčky
- 29 — otáčkoměr
- 30 — regulátor otáček
- 31 — účinnost
- 32 — palivová instalace, p. soustava
- 33 — obsah paliva
- 34 — plnicí otvor, nalévací hrdlo
- 35 — plovkový ventil
- 36 — podávací čerpadlo
- 37 — odstředivé čerpadlo
- 38 — křídlové č. křídlovka
- 39 — plunžrové č.
- 40 — vypouštěcí ventil
- 41 — potrubní vedení, trubkové v.
- 42 — hadice
- 43 — tvarovka T (v potrubí)
- 44 — čtyřcestná tvarová trubka
- 45 — koleno
- 46 — palivoměr
- 47 — spotřeba paliva
- 48 — spotřeboměr, průtokoměr
- 49 — olejová instalace, o. soustava
- 50 — o. nadřž
- 51 — olejový filtr, o. čistič
- 52 — hrubý f., h. č.
- 53 — jemný f., j. č.
- 54 — zpětný ventil, zpětná klapka
- 55 — chladič oleje
- 56 — zubové čerpadlo
- 57 — vypouštěcí kohout
- 58 — vysílač
- 59 — ukazatel, ukazovatel, indikátor
- 60 — tlakoměr dmychadla, t. kompresoru motoru
- 61 — trojnásobný indikátor (motoru), i. dvou tlaků a teploty
- 62 — odporový teploměr
- 63 — termoelektrický t.

## SERBOCHORWACKIE

- 1 — vazdušni filter
- 2 — osni kompresor
- 3 — centrifugalni k.
- 4 — višestupni k.
- 5 — komora sagorevanja
- 6 — injektor, gorivna sapnica
- 7 — gasna turbina
- 8 — osna t.
- 9 — disk (kola) turbine
- 10 — (turbinska) lopata. (t.) lopatica
- 11 — usmerna lopatica
- 12 — lavirintna zaptivka
- 13 — zazor
- 14 — aksijalni z., osni z.
- 15 — kutija
- 16 — (pogonska k.)
- 17 — reaktivna sapnica
- 18 — (statična) vučna sila
- 19 — (revers)
- 20 — (šumogušitel)
- 21 — dogrevna komora
- 22 — (elisa vučna sila)
- 23 — korak (elise)
- 24 — elisa sa stalnim korakom
- 25 — e. promenljivog koraka (u letu)
- 26 — dvokraka e.
- 27 — trokraka e.
- 28 — broj obrtaja
- 29 — obrtomer
- 30 — regulator broja obrtaja
- 31 — stepen učina
- 32 — sistem goriva
- 33 — zapremina g.
- 34 — (uliv g.)
- 35 — ventil s plovakom
- 36 — napojna pumpa
- 37 — centrifugalna p.
- 38 — p. z klatnim klipom
- 39 — plandžerna p.
- 40 — ispusna slavina
- 41 — cevni vod
- 42 — crevo, gipka cev
- 43 — račvasta cev, trokraka c.
- 44 — (četvorokraka cev)
- 45 — koleno
- 46 — pokazivač količine goriva
- 47 — potrošnje goriva
- 48 — pokazivač protoka g.
- 49 — (sistem ulja)
- 50 — (rezervoar ulja)
- 51 — filter u.
- 52 — grubi f., prethodni f.
- 53 — drugi f.
- 54 — povratni ventil, odbojni v., v. zadržać
- 55 — hladnjač ulja
- 56 — (zubna pumpa)
- 57 — slavina
- 58 — davač
- 59 — pokazivač, indikator
- 60 — p. pritiska punjenja motora
- 61 — trostrelni indikator motora, i. za pritisak ulja, p. goriva, temperaturu ulja
- 62 — (otporni električni termometar)
- 63 — termoelektričan t., termoelement, termobaterija

## BUŁGARSKIE

- 1 — въздушен филтър, въздухоочисти тел
- 2 — осов компресор, аксиален к.
- 3 — центробежен к.
- 4 — многостепенен к.
- 5 — горивна камера
- 6 — инжектор, доза (за гориво)
- 7 — газова турбина
- 8 — осова т.
- 9 — роторен диск на т.
- 10 — лопатка (напр. на т.)
- 11 — направляваща л.
- 12 — лабиринтно уплътняване, л. уплътнение
- 13 — луфт хлабина, просвет, игра
- 14 — надлъжна х., осова х., аксиален луфт
- 15 — корпус, тяло, кожух, кутия
- 16 — скоростна кутия
- 17 — изпускателна дюза, изходна д., реактивна д., сопло на реактивен двигател
- 18 — (статична) тяга
- 19 — реверс на тягата (на реактивния двигател)
- 20 — шумозаглушител
- 21 — форсажна камера
- 22 — тяга на витлото
- 23 — стъпка на в.
- 24 — витло с постоянна с.
- 25 — в. с. променлива с.
- 26 — двулопатно в.
- 27 — трилопатно в.
- 28 — брой на оборотите (в минута) обороти в м.
- 29 — оборотомер
- 30 — регулатор на оборотите
- 31 — коефициент на полезно действие, КПД
- 32 — горивна инсталация
- 33 — обем на гориво
- 34 — гърло за наливане, наливен отвор (на резервоар)
- 35 — поплавок вентил
- 36 — захранваща помпа, подаваща п., питателна п.
- 37 — центробежна п., радиална п.
- 38 — лопаткова п., перкова п.
- 39 — плунжерна п.
- 40 — изпускателен клапан, и. вентил
- 41 — тръбопровод
- 42 — шланг, ръкав (тръбен)
- 43 — тройник, троен разклонител (тръбен)
- 44 — фитинг, кръстачка, кръстата тръба с накрайници, кръст (тръбен)
- 45 — тръбно коляно
- 46 — горивомер
- 47 — разход на гориво
- 48 — разходомер, дебитомер
- 49 — маслена инсталация
- 50 — резервоар за масло, маслен р.
- 51 — маслен филтър
- 52 — първичен ф., ф. за грубо почистване
- 53 — вторичен ф.
- 54 — възвратен клапан
- 55 — маслен хладилник, м. радиатор
- 56 — зъбна помпа
- 57 — изпускателен кран, отливен к., дренажен к.
- 58 — датчик
- 59 — указател, индикатор
- 60 — и. на налягане на впръскването
- 61 — (и. за мотора)
- 62 — съпротивителен термометър
- 63 — термодвойка, термоселемент



Strategiczny samolot zwiadowczy

**KONSTRUKCJA.** Całkowicie metalowy, dwumiejscowy, dwusilnikowy średniopłat w układzie delta.

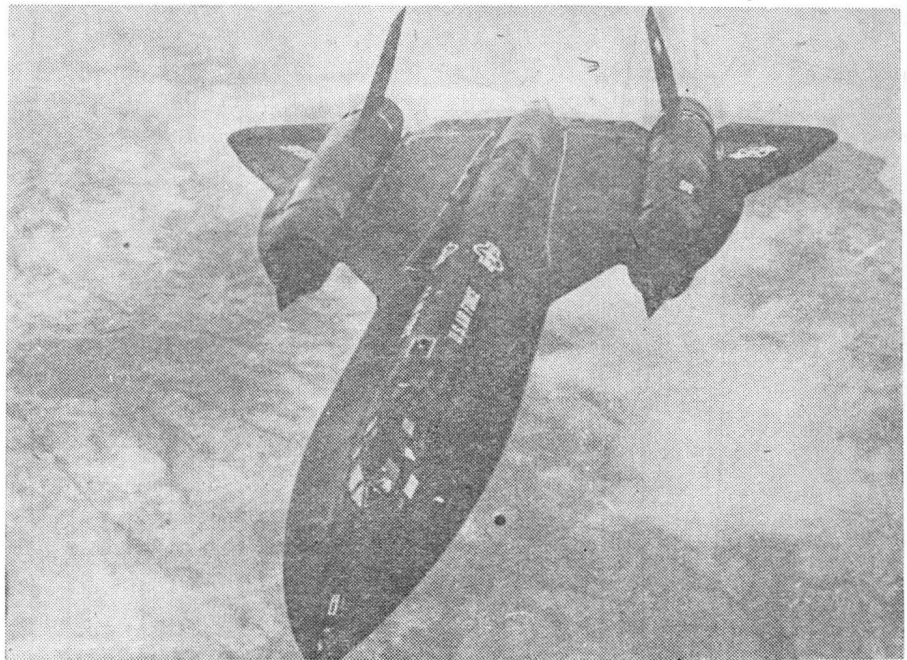
**Plat.** Obrys trójkątny, skos krawędzi natarcia 60°, skos krawędzi spływu -10°, profil dwuwypukły o grubości względnej 3,2%, na zewnątrz od gondol silników silnie wyklepiony, kat zaklinowania przy kadłubie -2°. Konstrukcja wielodźwigarowa, półskorupowa, w większości ze stonu tytanowego Beta B-120. Rozwiązanie połączeń (spawanie dyfuzyjne, podziały dylatacyjne) pozwalała na znaczną liniową zmianę wymiarów konstrukcji wskutek nagrzania od tarcia aerodynamicznego, dla rozbieżności skrzydła różnice te mogą wynosić 0,1 m. Całe wnętrze konstrukcji tworzy integralny zbiornik paliwowy, paliwo jest wykorzystywane do jej chłodzenia. Dźwigary główne w strefie gondol silnikowych przechodzą w pierścienie, wewnątrz których umieszczone są zespoły napędowe. Na spływową część skrzydła umieszczone są sterolotki (cztery segmenty) o konstrukcji metalowej. Podczas lotu z prędkością bliska maksymalnej konstrukcja skrzydła ulega silnemu nagrzaniu, warunki lotu są bliskie tzw. barierze cieplnej, np. temperatury poszczególnych elementów konstrukcji są następujące: krawędź natarcia - 582 K, pokrycia kesonu - 529-567 K, sterolotki - 519-558 K, gondole silników - 785-839 K.

**Kadłub.** Przekrój soczewkowy, konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa. W nosku radar i wyposażenie awioniczne, następnie kabina załogi (z miejscami jedno za drugim), wyposażona w fotele wyrzucane Martin Baker Mk.H. Osłony kabiny otwierane w górę ku tyłowi. Z obu stron kabiny, w ostrzch „grzbietach” bocznych, tworzących pasmowa nasady skrzydła, umieszczone są zespoły instalacji klimatyzacyjnej, tlenowej i hydraulicznej. Za kabiną w dolnej części kadłuba znajduje się luk podwozia przedniego, zaś za nim i nad nim - integralne zbiorniki paliwowe, zajmujące praktycznie wszystkie wolne miejsce w konstrukcji nadające się do tego celu. W bocznych „grzbietach” kadłuba aż do nasady noska skrzydła przewidziane jest miejsce na wyposażenie zwiadowcze (badz uzbrojenie - wersja YF-12). Dźwigary główne skrzydeł, przechodząc przez kadłub, odtwarzają kształt jego przekroju (analogicznie do gondol silnikowych), tworząc równocześnie wręgi. W tylnej części kadłuba przewidziane jest miejsce na zespół spadochronu hamującego. Podobnie jak skrzydło, kadłub również ulega silnemu nagrzaniu aerodynamicznemu: część noskowa - 580 K, osłony kabiny - 608-543 K, boki w rejonie wejścia skrzydła - 529-542 K, grzbiet - 525-545 K.

**Usterzenie.** Ograniczone do podwójnego, umieszczonego na gondolach silnikowych, płwowego usterzenia pionowego o obrysie trapezowym. Konstrukcja płw usterzenia analogiczna do konstrukcji skrzydła. Wchylenia płw wynoszą +90° do prędkości 0,5 M, powyżej tej wartości - +10°. Konstrukcja płw usterzenia poddawana jest działaniu temperatur od 592 K na krawędzi natarcia do 534 K w pobliżu krawędzi spływu.

**Sterowanie.** Sterolotki i płw usterzenia pionowego wychyłane hydraulicznie, za pomocą wzmacniaczy, wzmacniacze uruchamiane za pomocą układów linkowych (liny są ze stali Ti6Al4V używanej na sprężyny zegarków). W układzie sterowania system AFCS (automatyczny system kontroli lotu) stabilizujący samolot względem trzech osi i pełniący w połączeniu z systemami nawigacyjnymi rolę pilota automatycznego.

**Podwozie.** Trójosopłowe, chowane hydraulicznie do wnek w kadłubie i skrzydłach. Zespół przedni z kołami bliźniaczymi, zespoły główne - z potrójnymi. Golenie podwozi są odkuwkami tytanowymi, koła wyposażone w specjalne 22-warstwowe opony o srebrzonej powierzchni (dla lepszego od-



prowadzania ciepła). Ciśnienie w ogumieniu 280 kPa, amortyzacja olejowo-gazowa, hamulce hydrauliczne tarczowe z elementami berylowymi (akumulatory ciepła). Uzupełnieniem podwozia może być spadochron hamujący o średnicy 12 m.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki kombinowane strumieniowo-odrzutowe, składają się one z silnika Pratt Whitney J58 (oznaczenie „cywilne” JT11D-20B, ciąg maks. 15 360 daN) obudowanego rurowa gondola stanowiąca korpus silnika strumieniowego. W locie z wielką prędkością J58 wytwarza ok. 17% ciągu, 82% ciągu powstałe w układzie ssącym, pozostała część w eżektorze dopalacza. Wloty powietrza są regulowane ruchomymi stożkami centralnymi, sterowanymi automatycznie. Całkowity stopień sprężania wynosi 40:1.

**Instalacje.** Paliwowa - łączna pojemność integralnych zbiorników skrzydłowych i kadłubowych 46 000 l, możliwość tankowania w locie. Hydrauliczna - 20,6 MPa, wieloobrotowa do sterowania płatowcem, podwoziem, stożkami wlotowymi i dwzami silników oraz otwierania osłon kabiny załogi. Elektryczna - generatory na silnikach, transformatory, akumulatory. Tlenowa - indywidualne maski pilotów. Chłodzenie płatowca - układ przepompowujący paliwo przez zbiorniki podczas lotu, dodatkowo samolot pokryty jest warstwą ochronną o właściwościach izolacji cieplnej.

**Wyposażenie.** Radar wielozadaniowy zintegrowany zestaw nawigacyjny z kalkulatorem centralnym Honeywell (w jego skład wchodzi systemy bezwładnościowe, TACAN, VOR/DME), wyposażenie łącznościowe oraz specjalne wyposażenie fotozwiadowcze do wykonywania zdjęć terenu w różnych pasmach promieniowania.

**Uzbrojenie.** Wersja SR-71 nieuzbrojona, wersja YF-12 wyposażona w samonaprowadzające pociski rakietowe.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Blackbird jest jedną z najciekawszych konstrukcji lotniczych świata. Przy jego opracowaniu rozwiązywano różnego rodzaju problemy, zupełnie niespotykane w innych samolotach, a to ze względu na jego wymiary i prędkość zbliżoną do tzw. „bariery cieplnej”. Większość zagadnień wymagała rozwiązania

„od zera”: połączenia dylatacyjne, chłodzenie płatowca, dobór materiałów, niektóre zagadnienia aerodynamiczne, napęd i wiele innych. Przy badaniu zespołu napędowego posłużono się specjalnie zbudowanym samolotem bez pilota Lockheed D-21, będącym kopią gondoli silnika z końcówkami skrzydeł. Pierwsze koncepcje samolotu powstały w 1958 r. - miał on być samolotem latającym na pułapie przekraczającym zasięg rakietowej obrony przeciwlotniczej z prędkością M=3. Opracowywano początkowo równoległe projekty samolotu spełniającego te wymagania w firmie North American, Boeing (WS-110 - późniejszy XB-70 Valkyrie) i Lockheed (CL-325, CL-400). Pod koniec 1959 r. opracowanie samolotu powierzono firmie Lockheed. Projekt wstępny był gotowy na początku 1960 r., dalsze prace postępowały dość szybko. Oblot samolotu (przypadkowy!) miał miejsce 25 stycznia 1962 r., oficjalny - 26 stycznia 1962 r. Cały projekt utrzymywano w ścisłej tajemnicy do 29 lutego 1964 r., nosił on oznaczenie A-11, zmienione później na YF-12A (uzbrojony w cztery pociski AIM-47A Super Falcon). Jeden z samolotów, oznaczony YF-12C, został przystosowany do misji zwiadowczych, jego oznaczenie zmieniono na SR-71. Różnice w wersjach YF-12A i C sprowadzały się do różnego kształtu wejścia bocznych „grzbietów” w przednią część kadłuba, samoloty wskutek różnic w wyposażeniu różniły się też masą. Produkcja samolotów była niewielka: zbudowano 25 egz. A-12 (trzy z nich przebudowano na YF-12A, jeden na YF-12C, a następnie na SR-71A) i 23 egz. SR-71A oraz 6 egz. SR-71B. Wersja SR-71B była dwumiejscowa, lecz z dwoma stanowiskami pilotów (drugie z dużym przewyższeniem). Jeden z SR-71A przebudowano na SR-71C (zblizony do SR-71B, lecz inaczej wyposażony). Jeden z samolotów SR-71A ustanowił w 1976 r. światowy rekord prędkości lotu (3529,56 km/h), inny egzemplarz SR-71A w tym samym roku ustanowił światowy rekord wysokości w locie poziomym (20 933 m) - w obu tych przypadkach nie były wykorzystane pełne możliwości samolotu. Postępy w rozpoznaniu za pomocą satelitów podkreśliły sens istnienia tego samolotu, jest on jednak nadal używany w ograniczonym stopniu.

DANE TECHNICZNE (w nawiasach A-12/YF-12A)

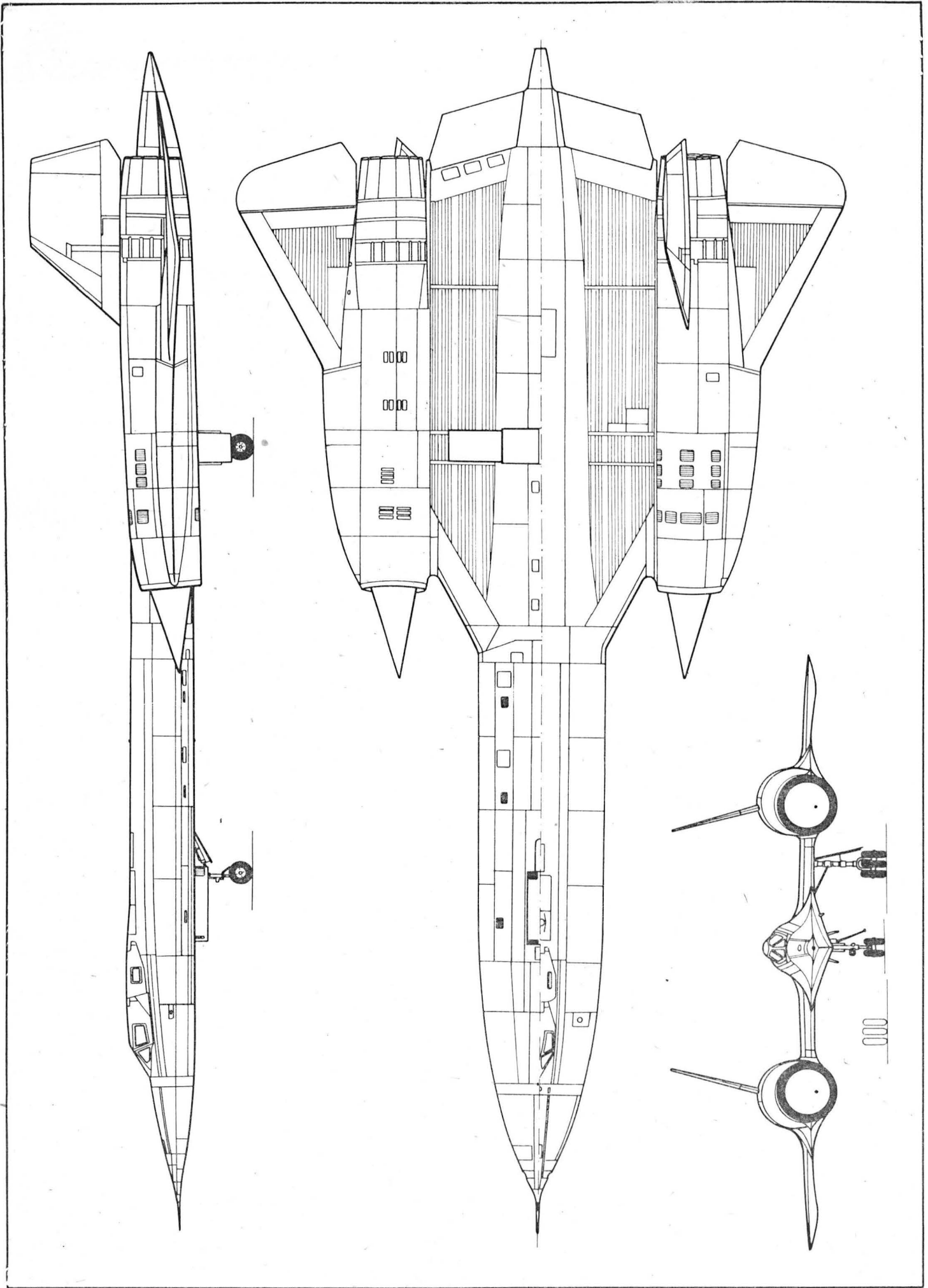
Rozpiętość	16,94 m
Długość	32,74 (30,78) m
Wysokość	5,64 m
Powierzchnia skrzydła	167,2 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła	1,72
Masa własna	27 200 kg
Masa startowa maks.	77 100 (63 500) kg
Masa użyteczna	49 900 kg
Obciążenie powierzchni maks.	461,1 (379,8) kg/m <sup>2</sup>

Obciążenie ciągu maks.

Prędkość maks.	2,5 (2,07) kg/daN
Prędkość lądowania	ok. 4 M = 4300 km/h
Pułap	280 km/h
Zasięg maks. (bez tankowania w locie)	36 500 m
Długotrwałość lotu (bez tankowania w locie)	4800 km
Załoga	1 h 30'

Dośkonłość (M > 1)	6,5
Dośkonłość (M < 1)	11,5
Zużycie paliwa	30 000 l/h

T.M.





Śmigłowiec wielozadaniowy

**KONSTRUKCJA.** Dwusilnikowy, całkowicie metalowy w układzie jednowirnikowym z wirnikiem ogonowym.

**Wirnik główny.** Czteropłatowy, obrys łopaty prostokątny, konstrukcja dwuczęściowa — dźwigar noskowy ze stali nierdzewnej i pokrycie spływu z plastikowym wypełniaczem ulowym, klejone. Zawieszenie łopat typu półsztywnego, okucia nasadowe łopat z tytanu. Głowica wirnika głównego i niektóre elementy zawieszenia łopat również kute z tytanu. W wersjach pokładowych łopaty wirnika mogą być składane ku tyłowi. Wirnik zaopatrzone w hamulec hydrauliczny na wale.

**Wirnik ogonowy.** Czteropłatowy, obrys łopaty prostokątny konstrukcja analogiczna do konstrukcji wirnika głównego.

**Układ przeniesienia napędów.** Składa się z trzech wzajemnie połączonych przekładni, przekazujących napęd na wały wirnika głównego i ogonowego. Pierwsza przekładnia odbiera bezpośrednio moment obrotowy z silników i jest przekładnią redukcyjną dwustopniową — z jej drugiego stopnia napędzany jest wał wirnika głównego. Do pierwszej przekładni przyłączona jest skrzynka napędu agregatów silnikowych i płatowocowych (z przodu, przed wałem wirnika głównego). Podczas rozruchu agregaty są napędzane bezpośrednio przez prąd z silnika. Trzecia przekładnia przekazuje napęd z pierwszej na wał wirnika ogonowego. Silniki połączone są z pierwszą przekładnią sprzęgłami działającymi na zasadzie wolnego koła. Wał wirnika ogonowego łożyskowany jest na grzbiecie belki ogonowej.

**Kadłub.** Konstrukcja metalowa, półskorupowa. W nosku kadłuba mieści się wyposażenie radionawigacyjne, dostępne przez lukę z obu stron. Kabina pilotów z miejscami obok siebie, bogato oszklona, szyby przednie zaopatrzone w wycieraczki. Kabina pasażersko-bagażowa wyposażona w odsuwane drzwi o dużych wymiarach. Pod podłogą kabiny znajdują się strukturalne zbiorniki paliwowe. Zespół napędowy i przekładnie mocowane na grzbiecie przedniej części kadłuba, która łagodnym stożkiem przechodzi w belkę ogonową zakończoną wysięgnikiem-statecznikiem pionowym. Z prawej strony statecznika pionowego znajduje się połączony statecznik poziomy, z lewej — wirnik ogonowy. Pod statecznikiem płoza chroniąca tył kadłuba. W wersjach pokładowych wysięgnik-statecznik pionowy może być składany w celu zmniejszenia gabarytów. Wnętrze kabiny pasażersko-bagażowej wyposażone jest zależnie od wersji w: fotele, siedzenia dla 10 spadochroniarzy uchwyt i siatki do ładunku. Pod kadłubem może być umieszczony hak do przenoszenia ładunków zewnętrznych. W kabine pilotów przewidziane jest miejsce dla trzeciego członka załogi (np. operatora uzbrojenia, obserwatora itp.). Odejmowalne osłony, owiewki i pokrowce wykonane są przeważnie z tworzyw sztucznych. W sterach przednio-wirnikowych kadłuba mieści się bagażnik i przedział wyposażenia radioelektronicznego.

**Usterzenie.** Statecznik pionowy stanowi belkę wysięgnikową tylnej części kadłuba, statecznik poziomy o obrysie trapezowym, metalowo-laminatowy.

**Sterowanie.** Sterownicze w kabine pojedyncze lub zdwojone. Wszystkie układy sterowania linkowe z siłownikami hydraulicznymi.

**Podwozie.** W wersji wielozadaniowej samolowe z rur (z możliwością umocowania kółek do transportu po ziemi). W wersjach



morskich trójzespolowe, stałe. Podwozie przednie z kołami bliźniaczymi, główne — z pojedynczymi, golenie teleskopowe, amortyzacja olejowo-powietrzna. Golenie główne mocowane do bocznych wysięgników-skrzydełek z wychyleniem 27° od płaszczyzny symetrii (zbieżnie ku tyłowi) — ułatwia to lądowanie na pokładzie. Koła główne mogą być przestawiane do pozycji normalnej. Podwozie przednie sterowane hydraulicznie — wychylenia po 90° w obie strony. Wszystkie koła zaopatrzone w hamulce.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki turbينية Rolls-Royce Gem.2 (Lynx AN.1, HAS Mk.2 i wersje eksportowe) o mocy maks. trwałej po 559 kW każdy, możliwość krótkotrwałego podwyższenia mocy do 2 x 671 kW. W pozostałych wersjach silniki Rolls-Royce Gem.41-1 (2 x 663 kW mocy trwałej i 2 x 835 kW mocy chwilowej). Każdy silnik stanowi odrębną jednostkę napędową. Silniki oddzielone od wnętrza kadłuba i od siebie wzajemnie ścianami ogniowymi.

**Instalacje.** Paliwowa — 5 zbiorników kadłubowych odpornych na uszkodzenia, łączna pojemność 733 kg, możliwość ciśnieniowego napełniania i podwieszania zbiorników dodatkowych (łączna pojemność 654 kg). Hydrauliczna — 2 niezależne obwody (ciśnienie 14,1 MPa) do sterowania, trzeci — do obsługi wyposażenia (20,7 MPa). Elektryczna — 2 prądozrzuśniki 6 kW/38 V, 2 alternatory 75 kVA, akumulatory 24 V/23 Ah (lub 40 Ah) niklowo-kadmowe, prąd trójfazowy 200 V/400 Hz.

**Wyposażenie.** Uzależnione od wersji i przeznaczenia; w jego skład mogą wchodzić: zdwojony układ stabilizacji względem trzech osi Marconi, system żyroskopowy Sperry GM9, system nawigacyjny TANS (Decca), urządzenie dopplerowskie Decca 71, busola awaryjna E2C, automatyczny system kontroli lotu AFCS (Marconi), radiostacja do wyboru: UHF/VHF Plessey PTR 377, UHF Collins ARC-159 lub UHF Plessey PTR 1751, radiostacja awaryjna UHF Ultra D403M, VHF/UHF Collins, ARC-182, VHF/AM Collins VH-20B, VHF/FM Marconi AD 120 VOR/ILS, DME, Tacan, transponder (wersja pokładowa), IFF, ADF, Marconi AD370 lub AD380. W wersjach pokładowych sonar, mogą one też być wyposażone w radar Ferranti Sea Spray.

**Uzbrojenie.** Możliwość podwieszenia zestawów zasobników z pociskami niekierowanymi różnego kalibru, pocisków kierowanych przeciwpancernych, zasobników z bronią strzelecką (k.m., Minigum 7,62 mm) oraz zasobników z wyposażeniem operacyjnym (flary, wykrywacz podczerwieni, zestawy ratunkowe itp.). W wersji pokładowej możliwość zabrania 2 torped samonaprowadzających (Mk.44 lub Mk.46), markerów lub 2 bomb głębinowych Mk 11, sonaru Alcatel DUAV-4 lub Bendix AN/AQS-18 albo wykrywacza anomalii magnetycznych AN/ASQ-81, rakiet pólaktywnych Sea Skua (powietrze-woda); celownik AF-530 lub AFX33A.

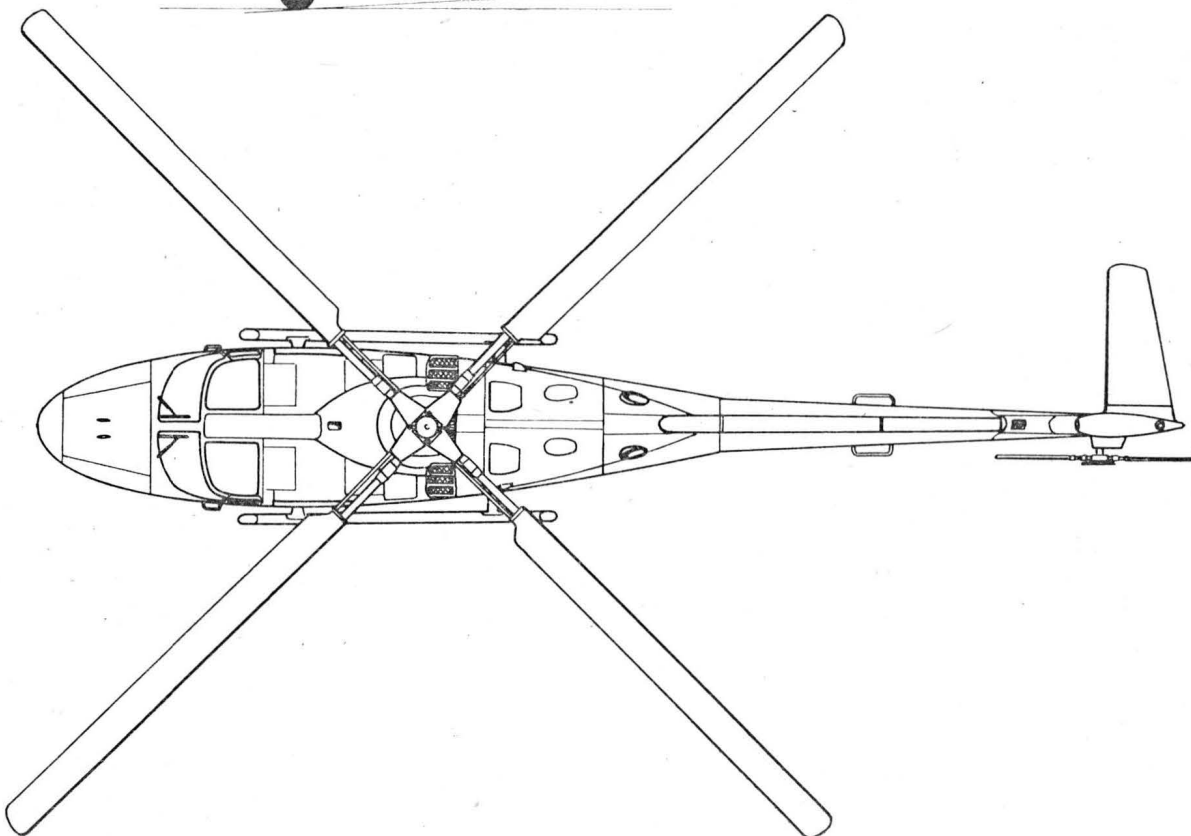
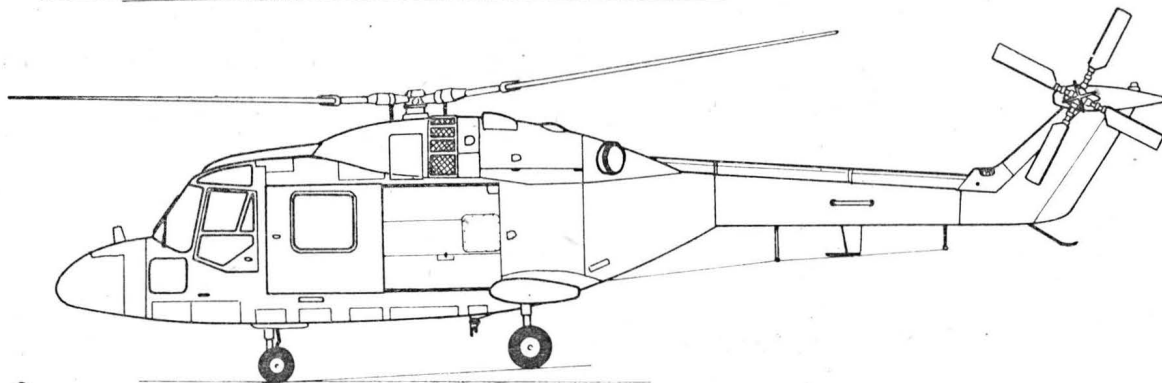
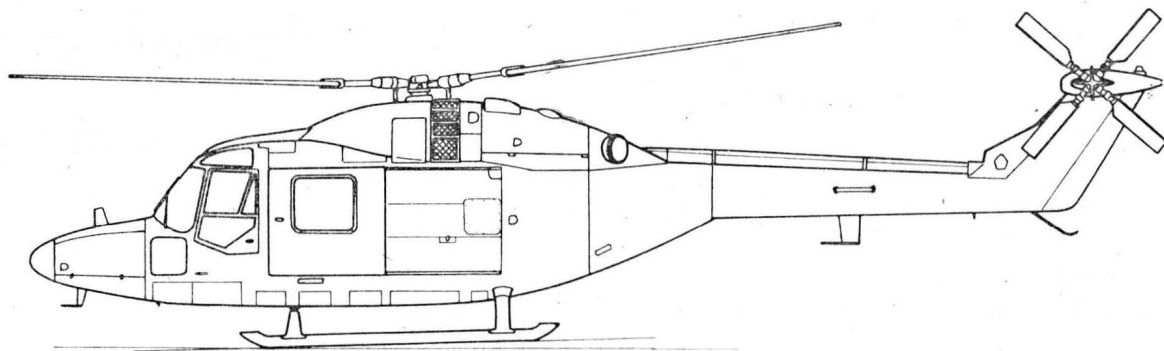
**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Projekt Lynxa przedstawiono po raz pierwszy w lutym 1967 r. i zatwierdzono do realizacji 2 kwietnia 1968 r. Miał to być śmigłowiec wielozadaniowy do wykorzystywania zarówno w misjach wojskowych, jak i cywilnych. Ciekawostką jest fakt, że był to pierwszy wóreb brytyjskiego przemysłu lotniczego powstał w oparciu o jednostki metryczne (SI). Pierwszy prototyp (z trzynastu) oblatano 21 marca 1971 r. Próby w locie ostatecznie zakończone w 1977 r. Obracowane zostały następujące wersje śmigłowca:

- Lynx AH.Mk.1 — wersja wielozadaniowa dla armii brytyjskiej (transport ludzi i ładunków, zwalczanie celów naziemnych, ratownictwo, rozpoznanie). Produkcję rozpoczęto w 1977 r., zamówiono 114 egz.
- Lynx HAS.Mk.2 — wersja pokładowa dla Royal Navy, radar w przedłużonym nosie kadłuba, podwozie kołowe. Produkcja rozpoczęta w 1976 r. Zamówiono 80 egz.
- Lynx French Navy — wersja pokładowa dla Francji, praktycznie identyczna z HAS.Mk.2, różniaca się awioniką. Wstępne zamówienie 26 egz.
- Lynx UH-14A — wersja rozwinięta z HAS.Mk.2 przeznaczona dla marynarki holenderskiej, zmienił wyposażenie.
- Lynx SH-14B — wariant przeciwpodwodny UH-14A.
- Lynx SH-14C — wariant wyposażony w magnetometr.

Śmigłowce Lynx dostarczane były ponadto do Brazylii, Argentyny, Kataru, Danii, Norwegii. Produkcja śmigłowca jest rozkooperowana między zakładami Westland (70% udziału) i koncernu Aérospatiale (30%).

DANE TECHNICZNE

	Wersja lądowa	Wersja morska	Masa własna operacyjna	2787÷3072	3277÷3650 kg
Srednica wirnika głównego	12,80	12,80 m	Masa startowa maks.	5435	4763 kg
Srednica wirnika ogonowego	2,21	2,21 m	Obciążenie tarczy wirnika głównego	35,24	37,00 kg/m <sup>2</sup>
Cieciwa łopaty głównej	0,395	0,395 m	Obciążenie mocy Gem.2/Gem.41-1	4,06/3,42	4,26/3,59 kg/kV
Cieciwa łopaty ogonowej	0,18	0,18 m	Prędkość przelotowa maks.	259	232 km/h
Długość maks.	15,16	15,16 m	Prędkość przelotowa maks. na jednym silniku	248	225 km/h
Długość ze złożonymi łopatami	13,17	13,17 m	Prędkość dla maks. zasięgu	130	130 km/h
Długość ze złożonymi łopatami i wysięgnikiem belki ogonowej	—	10,62 m	Prędkość maks. przy awarii jednego silnika	35,5	43 km/h
Długość kadłuba	12,06	11,92 m	Wznoszenie w locie postępowym	12,6	11,0 m/s
Szerokość ze złożonymi łopatami	2,94	3,75 m	Wznoszenie na jednym silniku w locie postępowym	4,6	3,7 m/s
Wysokość	3,66	3,60 m	Wznoszenie pionowe maks.	7,86	5,85 m/s
Wysokość po złożeniu wirnika i wysięgnika belki ogonowej	—	3,20 m	Pułap zawisu bez wpływu ziemi	3230	2575 m
Rozstaw płóz	2,03	— m	Zasięg typowy	540	— km
Rozstaw podwozia	—	2,78 m	Zasięg maks.	630	593 km
Baza podwozia	—	2,94 m	Zasięg maks. ze zbiornikami dod.	1342	1046 km
Objętość wnętrza kabiny	5,21	5,21 m <sup>3</sup>	Promień działania	—	178÷212 km
Powierzchnia tarczy wirnika głównego	128,7	128,7 m <sup>2</sup>	Długotrwałość lotu maks.	2 h 57'	2 h 50'
Masa własna min.	2578	2740 kg			





# Badania profili NACA 64-208 i 64-210 z klapą 30%. Optymalizacja położenia klapy



Mgr inż. ZYGMUNT WYSOCKI  
Instytut Lotnictwa

## Oznaczenia

$C_z$  — współczynnik siły nośnej,  
 $C_x$  — współczynnik oporu,  
 $C_{mRK}$  — współczynnik momentu zawiasowego (odniesiony do powierzchni klapy za osią obrotu i do długości cięciwy klapy za osią obrotu),  
 $S$  — powierzchnia segmentu, powierzchnia odniesienia przy pomiarach  $C_z$  i  $C_x$ , m<sup>2</sup>,  
 $S_R$  — powierzchnia klapy za osią obrotu, powierzchnia odniesienia przy pomiarach momentów zawiasowych, m<sup>2</sup>,  
 $b$  — rozpiętość segmentu, m,  
 $c$  — cięciwa segmentu, m,  
 $c_K$  — cięciwa klapy, m,  
 $c_{Kp}$  — cięciwa klapy przed osią obrotu, m,

$$K = \frac{c_{Kp}}{c_K} \cdot 100\% \quad \text{— kompensacja osiowa klapy, \%}$$

$h$  — pionowa współrzędna osi obrotu klapy od płaszczyzny cięciwy, m,

$$H = \frac{h}{c_K} \cdot 100\% \quad \text{— współrzędna osi obrotu, \%}$$

$O X' Y'$  — układ odniesienia dla położenia klapy, związany z krawędzią spływu centroplata,

$x', y'$  — współrzędne określające położenie noska klapy w układzie  $O X' Y'$ ,

$Re_{ef} = WT \cdot Re$  — efektywna liczba Reynoldsa,

$WT$  — współczynnik turbulencji strumienia powietrza w przestrzeni pomiarowej tunelu,

$\alpha$  — kąt natarcia mierzony względem cięciwy profilu, °,

$\delta_k$  — kąt wychylenia klapy, °,

$v$  — prędkość strumienia powietrza w przestrzeni pomiarowej tunelu, m/s.

Jednym z wielu problemów, z którymi musi zetknąć się konstruktor w procesie tworzenia zwłaszcza nowej konstrukcji samolotu, jest problem właściwego doboru osi obrotu klapy. Niewłaściwe jej położenie może bowiem spowodować niepożądany spadek efektywności układu profilu z klapą, jak też i niezbyt korzystne obciążenie układu sterowania klapami, pochodzące od momentu zawiasowego.

Wychodząc naprzeciw potrzebom konstruktorów, od wielu lat w pracowniach aerodynamicznych Instytutu Lotnictwa prowadzi się prace nad optymalizacją położenia klapy. Zamierzeniem niniejszego artykułu jest zapoznanie szerszych rzesz czytelników z niektórymi wynikami badań przeprowadzonych na profilach NACA 64-208 i NACA 64-210.

## Warunki badań

Badania przeprowadzone były w tunelu aerodynamicznym o obiegu zamkniętym z otwartą przestrzenią pomiarową

o średnicy  $\Phi$  1,5 m. Prędkość przepływu powietrza w przestrzeni pomiarowej wynosiła  $v = 30$  m/s. Współczynnik turbulencji strumienia powietrza wynosił  $WT = 1,425$ .

Efektywna liczba Reynoldsa odniesiona do cięciwy segmentu ( $c = 0,4$  m) wynosiła  $Re_{ef} = 1,13 \cdot 10^6$ .

Badania efektywności prowadzone były z wykorzystaniem trójskładowej wagi aerodynamicznej z zawieszeniem ciężnowym, natomiast do pomiarów momentów zawiasowych zastosowano indukcyjne czujniki firmy Hoottinger.

Modele były badane przy układzie odniesienia pokazanym na rys. 1.

## Opis modeli

Modele segmentów o profilu NACA 64-208 i NACA 64-210 miały cięciwę  $c = 0,4$  m i rozpiętość  $b = 0,6$  m oraz 30% klapę szczelinową. Ogólną geometrię profili przedstawiono na rys. 2.

Model segmentu o profilu NACA 64-208 był wykonany zgodnie ze współrzędnymi teoretycznymi, zaś model o profilu NACA 64-210 miał zastosowaną modyfikację w strefie klapy, zwiększającą nieco jej współrzędne górną i dolną.

Przy badaniach optymalizacyjnych zastosowano, dla obu modeli segmentów, dwie płyty brzegowe o średnicy 750 mm. W płytach tych były wmontowane zespoły okuc umożliwiający zmiany położenia klapy w układzie odniesienia  $O X' Y'$  (rys. 3). Współrzędne  $x'$  i  $y'$  nosków klapy były zmieniane co 2 mm (tj. co 0,5%) w zakresie:  $x' = \pm 5\%$  i  $y' = 0 \div 5\%$ .

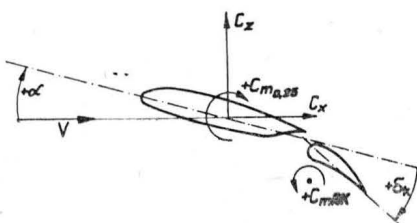
## Metodyka badań

Podstawowym celem badań było określenie optymalnego położenia klapy dla zadanych wychyleń  $\delta_k$ , a następnie dobór możliwie najkorzystniejszego położenia osi obrotu klapy. Wspomniany uprzednio zakres zmian współrzędnych  $x'$  i  $y'$  zapewniał dobór najkorzystniejszego położenia klapy.

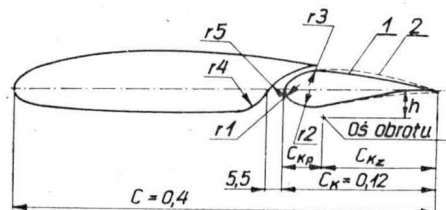
W oparciu o wstępną analizę przyjęto, że podstawowym kryterium w procesie optymalizacji położenia klapy będzie analiza wartości  $C_{z \max}$  uzyskanych w wyniku kolejnych zmian wielkości  $x'$  i  $y'$  dla poszczególnych wychyleń  $\delta_k$ .

Przyjęto również dalej, iż ostateczny dobór najkorzystniejszego położenia osi obrotu zostanie dokonany po przeanalizowaniu wyników powyższego etapu badań. Oczekiwano, że analiza ta umożliwi ustalenie w miarę jednoznacznego kryterium doboru osi obrotu klapy.

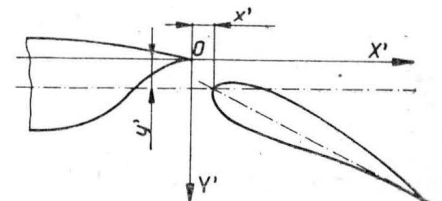
Proces ten został analogicznie zrealizowany dla obu badanych profili, przy czym w przypadku profilu NACA 64-210 zdecydowano się go uzupełnić badaniami skuteczności i momentów zawiasowych dla wybranych położenia osi obrotu.



Rys. 1. Przyjęty układ odniesienia



Rys. 2. Ogólna geometria badanych profili z klapą: 1 — linia gruba — obrys teoretyczny NACA 64-208; linia przerywana — obrys modyfikowany NACA 64-210;  $r_1 = 3,75$  mm,  $r_2 = 20$  mm,  $r_3 = 25$  mm,  $r_4 = 11$  mm,  $r_5 = 26$  mm,  $b = 0,6$  mm,  $S = 0,24$  m<sup>2</sup> (dotyczy obu badanych profili z klapą)



Rys. 3. Układ odniesienia dla położenia klapy w procesie optymalizacji

## Omówienie rezultatów badań

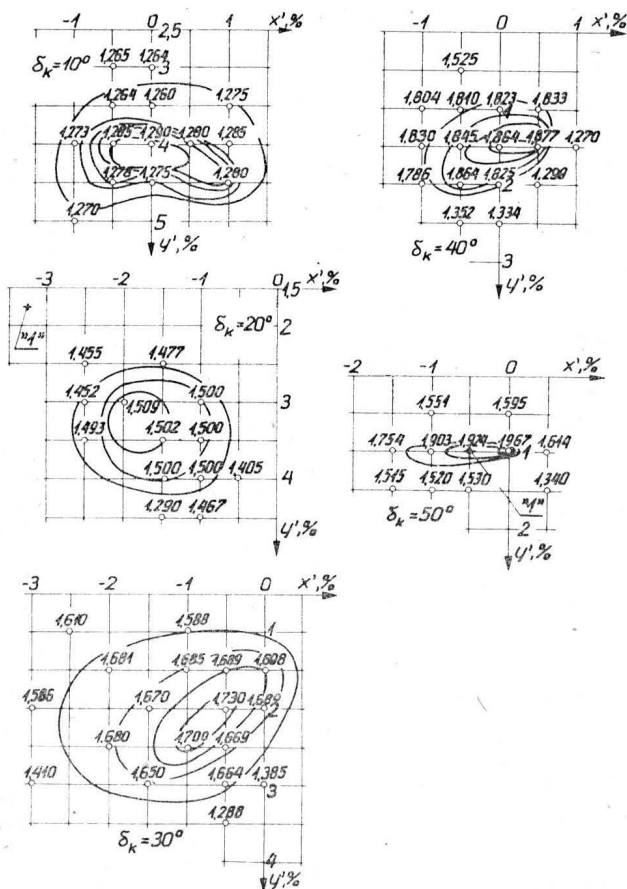
Realizując proces optymalizacyjny, przeprowadzono kilkadziesiąt pomiarów w zakresie zmian  $\delta_k$  od  $0^\circ$  do  $+50^\circ$  co  $10^\circ$ . Dla każdego z badanych wychyleń klap określono zmiany wartości  $C_{z\max}$  w zależności od zmiany wartości współrzędnych  $x'$  i  $y'$  noska kłapy w układzie  $O X' Y'$ . Otrzymane w wyniku pomiarów wartości  $C_{z\max}$  naniesiono na płaszczyźnie  $O X' Y'$ , umożliwiając w ten sposób wykreślenie „izolinii” stałego  $C_{z\max}$ . Dzięki temu wyznaczono obszary, w których znajdują się najkorzystniejsze położenia kłap przy danym kącie ich wychylenia  $\delta_k$ . Wykresy tych zależności przedstawiono na rys. 4 — dla profilu NACA 64-208 i na rys. 5 — dla profilu NACA 64-210.

Z analizy tych zależności wynika, że w miarę wzrostu wychylenia kłap od  $\delta_k = 10^\circ$  do  $\delta_k = 50^\circ$  (dla obu badanych profili) strefy objęte niewielkimi spadkami dużych wartości  $C_{z\max}$  (w których znajdują się optymalne położenia kłap) ulegają stopniowemu zawężeniu. Najmniejsza „czułość” na zmiany w położeniu kłapy, w badanym zakresie zmian wartości współrzędnych  $x'$  i  $y'$ , występuje przy wychyleniu  $\delta_k = 10^\circ$ , natomiast wychylenie  $\delta_k = 50^\circ$  jest bardzo „czułe” na zmiany w położeniach kłapy.

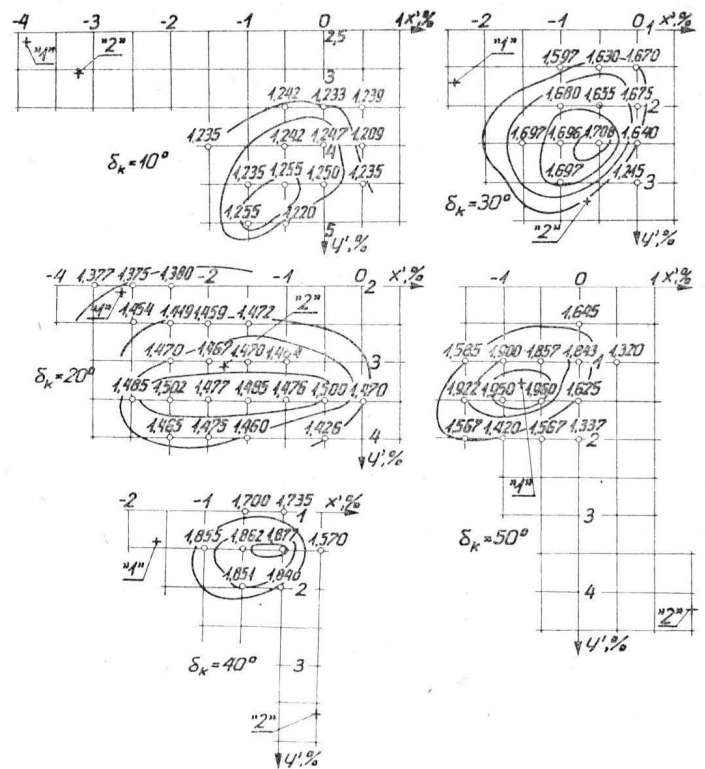
W oparciu o analizę powyższych zależności oraz korzystając z charakterystyk  $C_x = f(\alpha)$  (mających w tych badaniach charakter pomocniczy) ustalono, że wychylenie kłapy do startu będzie wynosiło  $\delta_k = 20^\circ$ , zaś do lądowania  $\delta_k = 50^\circ$ .

Powyzsze, kolejne etapy analizy optymalizacyjnej umożliwiły sformułowanie wniosku (zgodnie z wcześniejszymi oczekiwaniami), iż ostatecznego doboru osi obrotu kłap należy dokonywać w oparciu o wychylenie kłap do lądowania. Wychylenie to, w obu przedstawionych przypadkach, charakteryzuje się znaczną „czułością” na zmiany w położeniach kłap określanych współrzędnymi  $x'$  i  $y'$  ich nosków.

Niezbyt korzystna cecha tej konfiguracji wymaga szczególnego podkreślenia. Wskazuje to na czułość układu na ewentualne błędy w montażu osi obrotu kłap. Błędy takie mogą bowiem doprowadzić do wyjścia kłapy z obszaru optymalnego, co pociągnęłoby za sobą gwałtowny spadek wartości  $C_{z\max}$ .



Rys. 4. Zależność  $C_{z\max} = f(x', y')$  przy zmianie wychyleń kłap. Profil NACA 64-208,  $Re_{ef} = 1,13 \cdot 10^6$ , „1” — położenie noska kłapy wynikające z obrotu względem osi „1”, „2”. Oś dobrana dla położenia  $\delta_k = 50^\circ$



Rys. 5. Zależności  $C_{z\max} = f(x', y')$  przy zmianie wychyleń kłap. Profil NACA 64-210,  $Re_{ef} = 1,13 \cdot 10^6$ ; „1”, „2” — położenia noska kłapy wynikające z obrotu względem osi „1” i „2”; „1” — oś dobrana dla położenia  $\delta_k = 50^\circ$ , „2” — oś dobrana dla położenia  $\delta_k = 20^\circ$

W oparciu o powyższe stwierdzenie przyjęto, iż oś obrotu kłapy dla profilu NACA 64-208 powinna znaleźć się w następującym położeniu: kompensacja osiowa  $K = 13,1\%$ , zaś odległość osi obrotu od płaszczyzny cięciw  $H = 11,3\%$ . Odpowiada to położeniu noska kłapy, w układzie odniesienia  $O X' Y'$ , określonemu współrzędnymi  $x' = -0,5\%$  i  $y' = 1\%$  przy wychyleniu  $\delta_k = 50^\circ$ . Dla takiego położenia kłapy współczynnik maksymalnej siły nośnej wynosi  $C_{z\max} = 1,924$ . Mimo iż wartość ta nie jest maksymalną wartością uzyskaną przy wychyleniu kłapy na  $\delta_k = 50^\circ$ , o wyborze tego położenia zadecydowała mniejsza niż dla innych analizowanych pozycji „czułość” na niedokładności montażowe.

Dla przyjętego położenia osi obrotu określono współrzędne noska kłapy przy wychyleniu jej na kąt  $\delta_k = 20^\circ$ . Współrzędne te wynosiły:  $x' = -3,25\%$  i  $y' = 1,625\%$ . Jak widać z rys. 4 (punkt „1”), kłapa znalazła się poza obszarem objętym pomiarami. Niemniej jednak, ponieważ gradient spadku  $C_{z\max}$  w miarę oddalania się od strefy optymalnej nie jest duży, oszacowano wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej przy starcie na  $C_{z\max} = 1,3$ .

Dla profilu NACA 64-210, działając zgodnie z uprzednio sformułowanym wnioskiem, wybrano, dla  $\delta_k = 50^\circ$ , położenie kłapy określone współrzędnymi jej noska:  $x' = -0,75\%$  i  $y' = 1,25\%$ . Jest to położenie, przy którym kłapa znajduje się w środkowej części strefy o największych wartościach  $C_{z\max}$ .

Następnie określono położenie osi obrotu „1” (rys. 5): kompensacja osiowa wynosi  $K_1 = 13,77\%$ , zaś jej odległość od płaszczyzny cięciw  $H_1 = 10,03\%$ . Później określono położenie kłapy po wychyleniu jej na kąt  $\delta_k = 20^\circ$ . Współrzędne noska kłapy były następujące:  $x' = -3,12\%$  i  $y' = 2,1\%$ . Wprawdzie przy wychyleniu do startu kłapa „nie trafiła” w obszar o maksymalnych wartościach  $C_{z\max}$ , lecz znalazła się jednak w strefie niewielkich zmian maksymalnej siły nośnej.

Dla powyższych pozycji kłapy, po jej wychyleniu wokół osi obrotu „1”, oszacowano wartość współczynnika maksymalnej siły nośnej. Wyniosły one: dla wychylenia  $\delta_k = 20^\circ$   $C_{z\max} = 1,39$ , zaś dla  $\delta_k = 50^\circ$   $C_{z\max} = 1,95$ . Poprawność tych oszacowań potwierdzona została w dalszym etapie badań.

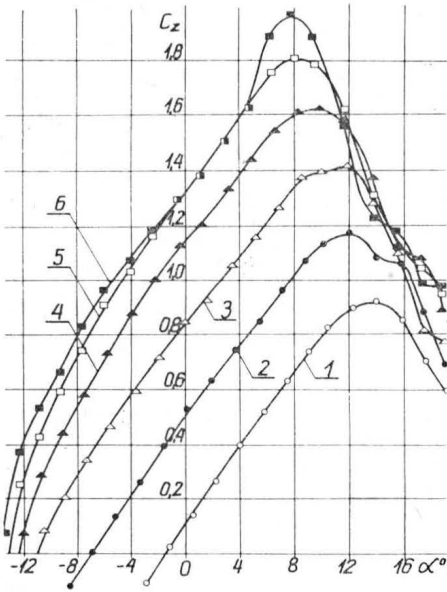
W celu wykazania poprawności przyjętego założenia o doborze osi obrotu w oparciu o wychylenie do lądowania, postanowiono dobrać taką oś w oparciu o wychylenie startowe. Wytypowano na podstawie wykresu dla  $\delta_k = 20^\circ$  (rys. 5) punkt „2” o współrzędnych  $x' = 1,83\%$  i  $y' = 3,1\%$ ,



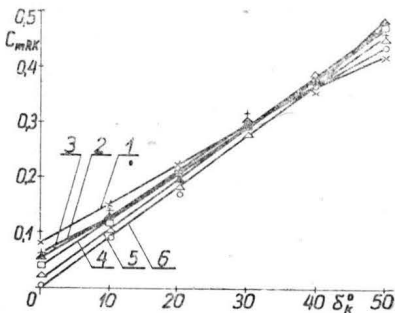
przy którym klapa znajduje się w pobliżu strefy o maksymalnych wartościach  $C_{z \max}$ . Szacunkowa wartość  $C_{z \max} = 1,47$ . Dla takiego położenia klapy określono położenie osi obrotu „2”: kompensacja osiowa wynosi  $K = 6,66\%$ , zaś  $H = 23,33\%$ . Następnie dokonano obrotu klapy wokół osi „2” na kolejne kąty  $\delta_k$ . Okazało się, że przy wychyleniu klapy na  $\delta_k = 50^\circ$  znalazła się ona daleko poza obszar

$\delta_k = 50^\circ$  zdecydowanie wyższa. Należy również zauważyć, że szacunkowe wartości  $C_{z \max}$  dla wychyleń  $\delta_k = 20^\circ$  i  $\delta_k = 50^\circ$ , przyjęte przy okazji omawiania procesu doboru osi, znalazły potwierdzenie w wynikach przedstawionych na rys. 6.

Na rys. 7 przedstawiono zależności  $C_z = f(\delta_k)$  dla kątów natarcia  $\alpha = -10^\circ \div +10^\circ$ . Z zależności tych wynika, że



Rys. 6. Zależności  $C_z = f(\alpha)$  dla „1” osi obrotu klapy. Profil NACA 64-210: 1 —  $\delta_k = 0^\circ$ , 2 —  $\delta_k = 10^\circ$ , 3 —  $\delta_k = 20^\circ$ , 4 —  $\delta_k = 30^\circ$ , 5 —  $\delta_k = 40^\circ$ , 6 —  $\delta_k = 50^\circ$ ; „1” — oś obrotu  $K = 13,77\%$ ,  $H = 10,08\%$



Rys. 9. Zależności  $C_{mRK} = f(\delta_k)$  dla „1” osi obrotu klapy. Profil NACA 64-210: „1” — oś obrotu,  $K = 13,77\%$ ,  $H = 10,08\%$ : 1 —  $\alpha = 15^\circ$ , 2 —  $\alpha = 10^\circ$ , 3 —  $\alpha = 5^\circ$ , 4 —  $\alpha = 0^\circ$ , 5 —  $\alpha = -5^\circ$ , 6 —  $\alpha = -10^\circ$

rem optymalnym, w strefie silnych spadków  $C_{z \max}$ . Analizując położenie punktów „2” na rys. 5 można było przypuszczać, że przy takim usytuowaniu osi obrotu dla kątów  $\delta_k \geq 40^\circ$  wystąpi dość silny spadek skuteczności klapy.

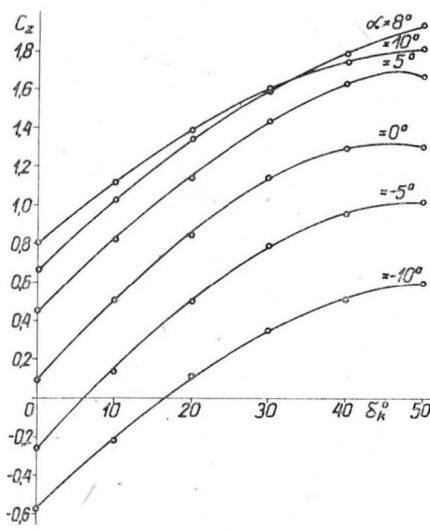
Jak więc wynika z powyższego omówienia, najkorzystniejsze jest przyjęcie osi obrotu „1”, której położenie zostało dobrane w wyniku przyjęcia wychylenia do lądowania jako wyjściowego.

Powyzsze wnioski znalazły swoje potwierdzenie w badaniach uzupełniających — przy badaniach skuteczności profilu z klapy.

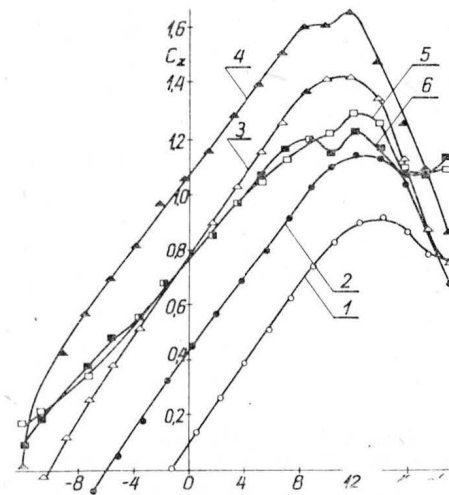
#### Wyniki uzupełniających badań skuteczności i momentów zawiasowych klapy na profilu NACA 64-210

Na rys. 6-9 przedstawiono rezultaty badań uzupełniających przeprowadzonych na profilu NACA 64-210 z „1” osią obrotu klapy ( $K = 13,77\%$ ,  $H = 10,08\%$ ).

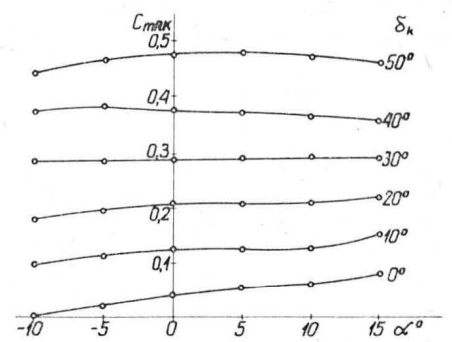
Z charakterystyk  $C_z = f(\alpha)$  na rys. 6 widać, że dla przebadanych wychyleń kłap wartość pochodnej  $dC_z/d\alpha$  zmienia się nieznacznie i jest równa 4 (1/rad). Warto przy tym zauważyć, że dla wychyleń  $\delta_k = 50^\circ$  zależność  $C_z = f(\alpha)$  leży nieco powyżej charakterystyki  $C_z = f(\alpha)$  dla  $\delta_k = 40^\circ$ , jednakże wartość  $C_{z \max}$  jest dla wychyleń



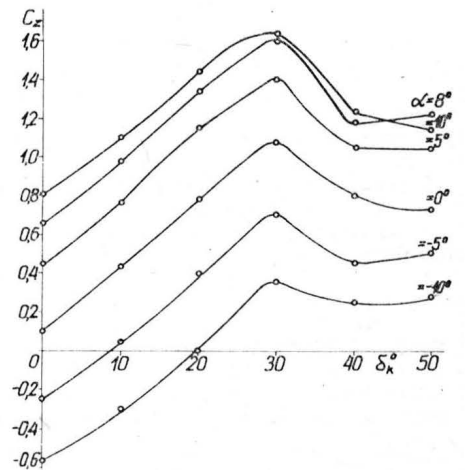
Rys. 7. Zależności  $C_z = f(\delta_k)$  dla „1” osi obrotu klapy. Profil NACA 64-210: „1” — oś obrotu,  $K = 13,77\%$ ,  $H = 10,08\%$



Rys. 10. Zależności  $C_z = f(\alpha)$  dla „2” osi obrotu klapy. Profil NACA 64-210: „2” — oś obrotu,  $K = 6,66\%$ ,  $H = 23,33\%$ : 1 —  $\delta_k = 0^\circ$ , 2 —  $\delta_k = 10^\circ$ , 3 —  $\delta_k = 20^\circ$ , 4 —  $\delta_k = 30^\circ$ , 5 —  $\delta_k = 40^\circ$ , 6 —  $\delta_k = 50^\circ$



Rys. 8. Zależności  $C_{mRK} = f(\alpha)$  dla „1” osi obrotu klapy. Profil NACA 64-210: „1” — oś obrotu,  $K = 13,77\%$ ,  $H = 10,08\%$



Rys. 11. Zależności  $C_z = f(\delta_k)$  dla „2” osi obrotu klapy. Profil NACA 64-210: „2” — oś obrotu,  $K = 6,66\%$ ,  $H = 23,33\%$

skuteczność klapy ulega zmniejszeniu dla kątów  $\delta_k \geq 30^\circ$  przy ujemnych kątach natarcia, a dla dodatnich kątów natarcia od  $\delta_k = 40^\circ$ .

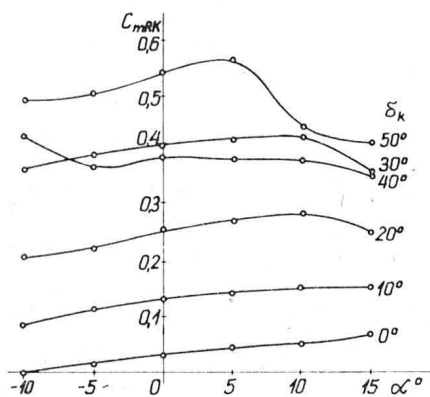
Przeprowadzone dla osi obrotu „1” pomiary momentów zawiasowych wykazały dość regularny przebieg charakterystyk  $C_{mRK} = f(\alpha)$  w całym badanym zakresie wychyleń  $\delta_k$  (rys. 8) i charakterystyk  $C_{mRK} = f(\delta_k)$  (rys. 9) w szerokim zakresie kątów natarcia przy kątach wychyleń klapy od  $\delta_k = 0^\circ$  do  $\delta_k = 30^\circ$ . Warto zauważyć, że wartości pochodnych  $dC_{mRK}/d\delta_k$  są raczej zbyt duże.

Podobny zakres badań uzupełniających został przeprowadzony dla osi „2”. Rezultaty tych pomiarów przedstawiono na rys. 10-13. Z charakterystyk  $C_z = f(\alpha)$  i  $C_z = f(\delta_k)$  (rys. 10 i 11) widać, że dla wychyleń  $\delta_k = 40^\circ$  i  $\delta_k = 50^\circ$  wystąpił zdecydowany spadek skuteczności klapy.

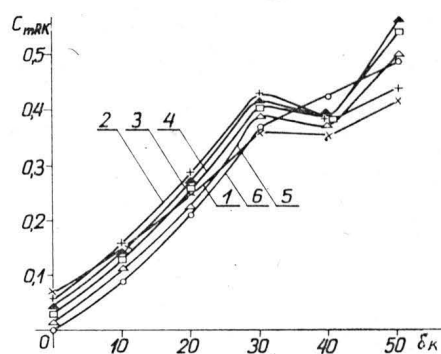
Podobnie jak dla osi „1”, również dla osi „2” przeprowadzono badania momentów zawiasowych. Wyniki tych pomiarów przedstawiono na rys. 12 i 13 w postaci zależności  $C_{mRK} = f(\alpha)$  i  $C_{mRK} = f(\delta_k)$ . Przebiegi  $C_{mRK} = f(\alpha)$  wykazują pewną regularność przy zmianie  $\delta_k$  od  $0^\circ$  do  $30^\circ$  w zakresie  $\alpha = -10^\circ \div +10^\circ$ . Dla wyższych kątów wychyleń  $\delta_k = 40^\circ$  i  $\delta_k = 50^\circ$  (w całym badanym zakresie kątów natarcia) przebiegi  $C_{mRK} = f(\alpha)$  są nieregularne. Znajduje to swoje odzwierciedlenie również w przebiegu charakte-

rystyk  $C_{mRK} = f(\delta_k)$ . Podobnie jak dla poprzedniej osi, również i dla tej osi pochodna  $dC_{mRK}/d\delta_k$  wydaje się przyjmować zbyt dużą wartość.

W oparciu o wyniki badań wagowych dla „1” i „2” osi obrotu sporządzone zostały zależności przyrostów  $\Delta C_z(\alpha=0^\circ) = f(\delta_k)$  i  $\Delta C_z \max = f(\delta_k)$  (rys. 14). Porównanie tych zależności wykazuje zdecydowanie, że korzystniejszy jest wybór „1” osi obrotu. Zależności obu powyższych przyrostów są

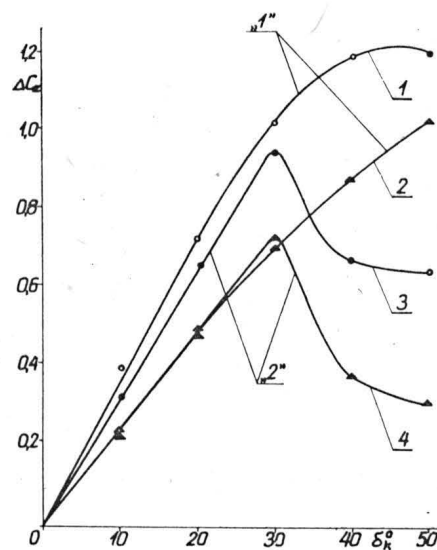


Rys. 12. Zależności  $C_{mRK} = f(\alpha)$  dla „2” osi obrotu klapy. Profil NACA 64-210: „2” — os obrotu,  $K = 6,66\%$ ,  $H = 23,33\%$



Rys. 13. Zależności  $C_{mRK} = f(\delta_k)$  dla „2” osi obrotu klapy. Profil NACA 64-210: „2” — os obrotu,  $K = 6,66\%$ ,  $H = 23,33\%$ : 1 —  $\alpha = 15^\circ$ , 2 —  $\alpha = 10^\circ$ , 3 —  $\alpha = 5^\circ$ , 4 —  $\alpha = 0^\circ$ , 5 —  $\alpha = -5^\circ$ , 6 —  $\alpha = -10^\circ$

Rys. 14. Zależności przyrostów współczynnika siły nośnej od wychyleń klapy dla „1” i „2” osi obrotu. Profil NACA 64-210: „1” — os obrotu,  $K = 13,77\%$ ,  $H = 10,08\%$ ; „2” — os obrotu,  $K = 6,66\%$ ,  $H = 23,33\%$ ; 1 —  $\Delta C_z(\alpha=0^\circ) = f(\delta_k)$ , 2 —  $\Delta C_z \max = f(\delta_k)$ ; 3 —  $\Delta C_z(\alpha=0^\circ) = f(\delta_k)$ , 4 —  $\Delta C_z \max = f(\delta_k)$



bowiem zbliżone do liniowych w prawie całym zakresie kątów wychyleń klapy.

\* \* \*

Omówione w niniejszym artykule rezultaty prac wykazały, że przy doborze optymalnych położenia klapy można przyjąć jako podstawowe kryterium analizę wartości współczynnika maksymalnej siły nośnej. W rozważaniach tych szczególnie istotną rolę odgrywa określenie przebiegu linii stających  $C_z \max$ .

Z przeprowadzonej analizy wyników można wyciągnąć wniosek, że ostatecznego doboru położenia osi obrotu należy dokonywać w oparciu o to wychylenie klapy, które charakteryzuje się największą „czułością” na zmiany w

położeniu w stosunku do centroplata. W omawianych przykładach było to wychylenie klapy do lądowania. Przedstawiona powyżej metoda badań z wykorzystaniem „izolinii”  $C_z \max$  powinna ułatwić również wybór wychyleń do startu i lądowania.

Prace związane z optymalizacją położenia klapy powinny być prowadzone każdorazowo przy pracach nad nowymi konstrukcjami, dostarczając one bowiem konstruktorowi ważnych informacji.

Całość prac, jak to wielokrotnie podkreślano w artykule, była oparta na analizie wartości współczynników maksymalnej siły nośnej. Można jednakże stwierdzić, że optymalizację położenia klapy można oprzeć na każdym innym kryterium, byle było ono logicznie uzasadnione i znalazło swoje potwierdzenie w eksperymentach.

## PRENUMERATA

Prenumeratę przyjmuje bezpośrednio **Wydawnictwo Czasopism i Książek Technicznych NOT-SIGMA — skrytka 1004, 00-950 Warszawa. Konto bankowe: 1036-7490-139-11 III O/M NBP Warszawa.**

Jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje i organizacje przesyłają zamówienia zawierające: tytuł czasopisma, okres prenumeraty oraz adres zamawiającego wraz z kodem pocztowym, ewent. adresy odbiorców, którzy na zlecenie zamawiającego mają otrzymywać przesyłki, a także numer konta bankowego zamawiającego.

Dopisując w zamówieniu — **PRENUMERATA STAŁA**, zamawiający nie będzie musiał corocznie ponawiać zamówienia, a jedynie dokonywać przedpłaty wg aktualnie obowiązujących cen na wezwanie Wydawnictwa.

Warunkiem realizacji zamówienia jest równoczesne dokonanie odpowiedniej przedpłaty na ww. konto Wydawnictwa SIGMA.

Prenumeratory indywidualni dokonują przedpłaty przekazem na ww. konto, podając na odrocie odcinka dla adresata — posiadacza rachunku — tytuł czasopisma, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz okres prenumeraty.

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

- do 15 listopada na I kwartał, I półrocze i cały rok następny oraz prenumeratę stałą (wieloletnią)
- do 28 lutego — na II, III i IV kwartał
- do 31 maja — na IV kwartał i na II półrocze,
- do 31 sierpnia — na IV kwartał.

Uwaga: Obowiązuje bardzo czytelne pismo i podawanie kodu pocztowego.

Prenumerata „Techniki Lotniczej i Astronautycznej” wynosi: kwartalnie 180 zł, półrocznie 360 zł, rocznie 720 zł. Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie droższa.

Dodatkowych informacji udziela: Zakład Kolportażu, tel. 40-00-21 w. 293, 299, oraz 40-35-89. Egzemplarze archiwalne można nabywać w Klubie Prasy i Informacji Technicznej w Warszawie, ul. Mazowiecka 12, tel. 27-43-65.

Wydawnictwo NOT SIGMA wprowadza od 1.07.1973 r. prenumeratę ulgową dla:

- członków stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT,
- studentów wyższych uczelni,
- uczniów szkół zawodowych.

Warunkiem uzyskania prenumeraty ulgowej jest poświadczenie blankietu przekazu dla nabywcy indywidualnego na odcinku dla adresata przez właściwe SNT-NOT, wyższą uczelnię lub szkołę zawodową oraz dokonanie wpłaty na konto j.w. z podaniem tytułów zamawianych czasopism.

Jeden kwartał jest najkrótszym okresem możliwym do zaprenumerowania. Terminy przedpłat j.w.

Cena naszego czasopisma w prenumeracie ulgowej wynosi: kwartalnie 120 zł, półrocznie 240 zł, rocznie 480 zł



# Nowe kierunki rozwojowe polskich portów lotniczych

(artykuł dyskusyjny)

Doc. dr TADEUSZ JACOBI

Kierunki rozwoju lotniczych przewozów w ruchu zagranicznym i krajowym wskazują na konieczność pilnego zajęcia się problematyką unowocześnienia organizacji działalności polskich portów lotniczych. W związku z tym, nawiązując do poprzednio wysuwanych przeze mnie postulatów, chciałbym zwrócić szczególną uwagę na zagadnienie optymalizacji organizacji polskich portów lotniczych przez bliższe powiązanie ich działalności z działalnością interesentów.

Doświadczenia innych krajów, a zwłaszcza wysoko rozwiniętych krajów Europy Zachodniej. Stanów Zjednoczonych Ameryki Północnej, Kanady i Australii wskazują na to, że istnieje wiele powiązań organizacyjnych i gospodarczych portów lotniczych z gospodarką komunalną, a zwłaszcza z gospodarką miast, w których zasięgu terytorialnym znajdują się poszczególne porty lotnicze. I tak np. w USA w przeważającej większości przypadków porty lotnicze są jednostkami komunalnymi, a częściowo nawet stanowymi. W RFN w kilku portach lotniczych, miasta i władze prowincjonalne tych regionów są udziałowcami portów lotniczych leżących na ich terenie. W wielu przypadkach budowa lub modernizacja portów jest finansowana przez jednostki komunalne i władze prowincji, na których obszarze znajdują się dane porty. Zjawisko to występuje szczególnie wyraźnie w USA, gdzie inwestycje portowe finansują zarządy miast przy udziale kredytów stanowych. Zjawisko to wynika z tego, że porty lotnicze są obecnie bardzo istotną częścią organizmu gospodarczego miast, jedną z najważniejszych jego arterii komunikacyjnych, stwarzających miastu nie tylko możliwość szybkich połączeń ze światem, ale również przynoszących gospodarce miasta poważne efekty finansowe, zwłaszcza przez zwiększanie wpływów z ruchu turystycznego, obsługiwanego przez nie. Najlepszą ilustracją tego zjawiska jest zwiększenie się ruchu pasażerskiego w portach lotniczych krajów turystycznych. I tak np. w szwajcarskim porcie Zurich-Kloten ruch pasażerski w ostatnim dziesięcioleciu zwiększył się przeszło 12-krotnie.

Interesującym przykładem współpracy portów lotniczych z przedsiębiorstwami handlu zagranicznego może być budowa nowoczesnie urządzonej i w pełni zautomatyzowanych dworców towarowych w wielkich portach lotniczych świata przy udziale finansowym wielkich przedsiębiorstw eksportowo-importowych. Również pierwsze wolne obszary celne w portach lotniczych świata (jak np. Shannon w Irlandii) powstały przy ścisłej współpracy z instytucjami handlu zagranicznego tego kraju; przynoszą zarówno temu portowi lotniczemu, jak również handlowi zagranicznemu Irlandii poważne efekty.

Tych zaledwie kilka przykładów wskazuje drogę i kierunki rozwiązań modelowych, w jakich powinny pójść przyszłe koncepcje organizacyjne polskich portów lotniczych. Zdaniem autora powinny one zmierzać do zastosowania następujących rozwiązań:

● Nawiązania bliższej i stałej współpracy portu lotniczego z władzami i instytucjami gospodarczymi miast i regionów, na obszarach których port jest zlokalizowany. Wskazane byłoby powołanie przy zarządach portów lotniczych Rady Interesentów Portu z udziałem przedstawiciela miasta na wysokim szczeblu. W portach szwajcarskich takim przedstawicielem jest prezydent miasta lub jego zastępca ds. gospodarczych.

W wyniku ustaleń Rady Interesentów Portu, powinny zostać powołane przy prezydencie danego miasta oraz ewentualnie przy przewodniczących wojewódzkich rad narodowych stale operatywne organy robocze do współpracy miasta lub regionu z portem lotniczym. Do zadań tych organów należałoby zaliczyć przede wszystkim:

— współpracę z portem lotniczym przy budowie i eksploatacji szybkich połączeń komunikacyjnych miasta z portem,

— zabezpieczenie lokalizacji terenów potrzebnych na rozbudowę portów lotniczych oraz jego zakładów pomocniczych w strefie przy- i pozaportowej,

— przybliżenie gospodarki miejskiej do portu lotniczego przez tworzenie na terenie portu, również w strefie przyportowej, zakładów przemysłowych, handlowych i usługowych pracujących dla portu. Dotyczy to szczególnie portów lotniczych obsługujących pasażerski i towarowy ruch zagraniczny,

— budowę i eksploatację wspólnych hoteli portowo-miejskich do obsługi pasażerów przechodzących przez dany port lotniczy,

— współdziałanie marketingowe miasta i regionu z portem w celu rozwijania zagranicznego ruchu turystycznego w danym mieście lub regionie.

● Nawiązanie bliższej i permanentnej współpracy portu lotniczego z instytucjami administracyjnymi i przedsiębiorstwami handlu zagranicznego, których działalność może wpływać na zdynamizowanie i zoptymalizowanie, a zwłaszcza zwiększenie efektywności pracy portu lotniczego (MHZ, PIHZ, centrale handlu zagranicznego, przedsiębiorstwa spedycji międzynarodowej itp.).

Formy tej współpracy powinny zostać zinstytucjonalizowane przy jednoczesnym ustaleniu jej programu na okres bieżący i dalszą perspektywę. W związku z tym przedstawiciele ww. instytucji i przedsiębiorstw handlu zagranicznego powinni brać czynny udział w proponowanej poprzednio Radzie Interesentów Portu Lotniczego. Współpraca ta powinna objąć następujące węzłowe problemy:

● Stworzenie możliwości rozwoju lotniczych przewozów towarowych przez zabezpieczenie warunków do budowy w portach lotniczych, a zwłaszcza związanych z przewozami zagranicznymi, nowoczesnych, w pełni zautomatyzowanych dworców towarowych dostosowanych do obsługi przewozów kontenerowych. Ze względu na dużą kapitałochłonność tych, bardzo zresztą efektywnych, inwestycji proponuje się wspólne finansowanie budowy tych dworców towarowych przez port lotniczy i zainteresowane centrale handlu zagranicznego na podstawie zawartych długoterminowych umów o współpracy. Podobna praktyka jest zresztą stosowana za granicą, o czym wspomniano poprzednio.

● Opracowanie wspólnie z MHZ, a zwłaszcza z Departamentem Transportu i Spedycji Międzynarodowej, z Centralnym Zarządem Celnym, Polską Izbą Handlu Zagranicznego oraz innymi zainteresowanymi instytucjami handlu zagranicznego, założeń ekonomiczno-finansowych i organizacyjnych wolnego obszaru celnego w Centralnym Porcie Lotniczym w Warszawie.

Wydaje się, że najbardziej interesującym wzorcem stworzenia w MDL w Warszawie takiego przedsięwzięcia byłaby organizacja wolnej strefy w porcie lotniczym w Shannon przy wykorzystaniu założeń tzw. „parc industriel” (park przemysłowy). Założenia te są następujące: pod patronatem rządu irlandzkiego powołano specjalne towarzystwo do uruchomienia tzw. parku przemysłowego. Aby ułatwić rozwój przemysłu oraz aby uniknąć trudności związanych z inwestowaniem, towarzystwo wybudowało po znizowanych cenach znormalizowane budynki do celów produkcyjnych i usługowych. Przemysły maszynowe lub zakłady usługowe, które mają uruchomić produkcję eksportową, uzyskują pomoc finansową dochodzącą do 50% kosztu nowego wyposażenia produkcyjnego lub 100% kosztu uruchomienia zakładu usługowego (warsztatu rzemieślniczego).

Ponadto przedsiębiorstwa na okres kilkunastu lat mogą być zwolnione od podatku dochodowego i od podatku od zysku, jeśli prowadzą działalność produkcyjną służącą eksportowi lub rozwojowi transportu lotniczego. Przewiduje się również częściowe zwolnienie od opłat lokalnych oraz możliwość zastosowania amortyzacji przyspieszonej (dla skompensowania podatków, jakie będą płacone w wyniku ostatecznym, aby przedsiębiorcy mogli uniknąć płacenia podatku od zysku i zwiększyć kapitał produkcyjny).

Termin „wolna strefa” jest używany, aby określić taką strefę obszarową danego państwa, w której towary mogą być importowane, składowane, przetwarzane i eksportowane, nie stając się jednocześnie przedmiotem opłat i podatków importowych, eksportowych lub tranzytowych, tak jak to jest normalnie stosowane w odniesieniu do towarów wchodzących lub wychodzących z terenu danego państwa.

Wstępna analiza materiałów dotyczących funkcjonowania Shannon-Free Airport prowadzi do jednoznacznego przekonania, że również w Międzynarodowym Porcie Lotniczym w Warszawie można stworzyć warunki do zorganizowania dobrego i efektywnego funkcjonowania takiego przedsięwzięcia ekonomicznego. Nie wchodząc w szczegółową argumentację ekonomiczną tego bardzo interesującego problemu, chciałbym zauważyć, że za utworzeniem wolnego obszaru celnego w MDL w Warszawie przemawiają szczególnie takie argumenty jak:

— możliwość uruchomienia w tym obszarze produkcji przemysłu lekkiego (konfekcyjny, skórzany, pamiątkarski, wyroby rzemiosła artystycznego, a nawet przemysł żywnościowy — garmazeryjny), którego wyroby wybitnie nadają się do przewozu lotniczego. Podstawę do rozwoju tego przemysłu będą stanowić surowce importowane do wolnej strefy oraz dostateczne zapasy stosunkowo taniej wykwalifikowanej i nie wykwalifikowanej siły roboczej. A trzeba pamiętać, że Polska ma dobre tradycje w tej dziedzinie, co wpłynęło również na to, że kadra pracownicza większości tych branż znajduje się na poziomie światowym (np. przemysł konfekcyjny, pamiątkarski, rzemiosło artystyczne, a nawet niektóre rodzaje przemysłu skórzanego),

— możliwość ściągnięcia do wolnej strefy niektórych nowoczesnych przemysłów jeszcze u nas niedostatecznie rozwiniętych, jak np.: przemysł narzędzi precyzyjnych, wyposażenia elektronicznego, maszyn liczących, maszyn drukarskich oraz barwników syntetycznych. Pozwoli to na wyszkolenie na potrzeby przemysłu krajowego dodatkowej kadry wysoko kwalifikowanych fachowców, niezależnie od korzyści finansowych, jakie będą udziałem warszawskiego portu lotniczego oraz gospodarki narodowej,

— ze względu na swoje położenie geopolityczne i sytuację przestrzenną w układzie dróg komunikacyjnych Europy i świata, port lotniczy w Warszawie ma sprzyjające warunki do stania się wielkim portem światowym. To zaś nadaje mu charakter nie tylko punktu komunikacyjno-odprawczego służącego do odprawy pasażerów i towarów, lecz również i przede wszystkim dużej bazy rozdzielczej ruchu transportowego i ważnego węzłowego ośrodka handlowo-przemysłowego wymiany międzynarodowej.

#### **Zasady współpracy portów lotniczych z ich użytkownikami oraz innymi uczestnikami procesu przewozowego**

Chciałbym bliżej omówić proponowane zasady współpracy między portami lotniczymi a ich interesentami. Zasadniczą podstawą takiej współpracy powinny być:

— w odniesieniu do wszystkich interesentów portów lotniczych — długoterminowe porozumienie o współpracy,

— w odniesieniu do bezpośrednich użytkowników portów lotniczych — różnego rodzaju umowy zawierane przez porty z: użytkownikami obiektów portowych, koncesjonariuszami oraz innymi użytkownikami portów, jak np. przedsiębiorstwami przemysłu masowego i zakładami usługowymi działającymi w wolnym obszarze celnym.

Należałoby jednocześnie wyjaśnić, że pod pojęciem „interesenci portu” będziemy rozumieli:

— bezpośrednich użytkowników portów lotniczych jak: krajowe i zagraniczne przedsiębiorstwa przewozu lotniczego oraz różne przedsiębiorstwa wykonujące w porcie usługi transportowe, handlowe i inne, będące dzierżawcami obiektów portowych oraz (lub) koncesjonariuszami portów lotniczych,

— instytucje lub przedsiębiorstwa gospodarcze, komunalne, regionalne i ogólnokrajowe współpracujące z portami lotniczymi,

— organa władz i instytucji państwowych, wojskowych, spraw wewnętrznych, celnych, pocztowych i meteorologicznych wykonujących swoje funkcje w portach lotniczych.

Trzeba tutaj dodać, że ta ostatnia grupa nie mieści się w pojęciu „interesent portu” w ścisłym jego znaczeniu, oznaczającym grupę instytucji i przedsiębiorstw powiązanych z portami lotniczymi interesami gospodarczymi. Może jednak być ona zaliczona do zastosowanego w artykule pojęcia „interesent portu lotniczego” w szerokim jego znaczeniu, obejmującego wszystkie jednostki gospodarcze, administracyjne i inne współpracujące z portami lotniczymi.

#### **Instytucjonalne formy i zakres współpracy portów lotniczych z interesentami portów**

Jak już wspomniano, proponuje się powołać przy dyrektorze Centralnego Portu Lotniczego Radę Interesentów Portów Lotniczych jako organ stałej współpracy gospodarczej tej jednostki z jego interesentami. Ponadto w uzasadnionych potrzebach gospodarczych przypadkach można powoływać Radę Interesentów Portu Lotniczego w terenowych portach lotniczych. Rada Interesentów Portów Lotniczych składałaby się z upoważnionych przedstawicieli interesentów portów powołanych przez zarząd portu lotniczego na wniosek dyrektora zainteresowanej instytucji. Rada Interesentów Portu byłaby organem konsultatywnym i opiniodawczym węzłowych portów lotniczych, powoływanym na okres pięciu lat. Uchwały Rady zapadałyby kwalifikowaną większością głosów. Rada wybierałaby ze swego grona przewodniczącego Rady, jego zastępcę oraz sekretarza. W razie nieobecności przewodniczącego Rady i jego zastępcy, funkcję przewodniczącego Rada mogłaby powierzyć dyrektorowi portu lotniczego. Szczegółowy tryb i zakres pracy Rady określałby regulamin pracy Rady, uchwalony przez Walne Zgromadzenie Rady, złożone z przedstawicieli wszystkich członków Rady. Sposób powoływania, tryb i zakres pracy Rady Interesentów Portu Lotniczego w portach terenowych byłby ustalony również przez Walne Zgromadzenie Rady Interesentów. Do węzłowych spraw portów lotniczych analizowanych i opiniowanych przez Radę należałyby projekty porozumień o współpracy portów z poszczególnymi interesentami. Porozumienia te byłyby zawierane na okres co najmniej 5-letni i mogłyby być w trakcie ich realizowania poddane rewizji z uzasadnionych powodów.

Rewizja postanowień zawartych porozumień powinna być konsultowana z Radą Interesentów. Zgodnie z intencją autora, długoterminowe porozumienia o współpracy powinny stanowić zasadniczą podstawę zoptymalizowania współpracy portów lotniczych z poszczególnymi ich interesentami zarówno w ujęciu bieżącym, jak i długoterminowym.

Zakres problematyki ujmowanej w tych porozumieniach powinien obejmować:

— cel i zakres współpracy portu lotniczego z jego interesentem,

— zasadnicze formy współpracy w ujęciu bieżącym, średniookresowym i perspektywicznym,

— środki realizacji współpracy, a szczególnie założenia współpracy ekonomiczno-finansowej, jak np. realizowanie wspólnych przedsięwzięć handlowych, usługowych, przemysłowych, inwestycyjnych, akwizycyjno-marketingowych itp.,

— zasady odpowiedzialności z tytułu realizowanych porozumień o współpracy,

— formy i tryb rozstrzygania sporów wynikających z realizowania ww. porozumień.

Kierunki współpracy z niektórymi interesentami portów zostały sprecyzowane poprzednio. Korzystając jednak z okazji, chciałbym przypomnieć jeszcze o potrzebie wnikliwego rozpatrzenia i prawidłowego uregulowania długofalowego porozumienia portów z wojskiem, a zwłaszcza zagadnienia wspólnego użytkowania portów lotniczych. Zagadnienie to w aspekcie tworzenia przedsiębiorstwa „Porty Lotnicze” ma wyjątkowe znaczenie. W związku z tym chciałbym przytoczyć tutaj moje poglądy sformułowane w poprzednich pracach dotyczących ekonomiki portów lotniczych.

Analiza dotychczasowej działalności w dziedzinie współużytkowania lotnisk pozwala na wysunięcie tezy, że omawiana forma eksploatacji portów lotniczych, poza niewątpliwymi cechami dodatnimi (jak np. możliwość rozszerzenia sieci komunikacyjnej na nowe tereny nie uzbrojone w infrastrukturę, zmniejszenie kapitałochłonności lotnictwa), ma również wiele cech ujemnych. Dotyczy to szczególnie użytkowania lotnisk wojskowych przez lotnictwo komunikacyjne. Występują tutaj trudności i ujemne okoliczności utrudniające racjonalną eksploatację regularnych linii lotniczych jak:

— możliwość zwiększenia wielkości i częstotliwości ruchu lotniczego na tych lotniskach jest ograniczona potrzebą ruchu samolotów wojskowych,

— potrzeby cywilnego lotnictwa komunikacyjnego w zakresie urządzeń zabezpieczenia i kontroli ruchu lotniczego są znacznie wyższe niż lotnictwa wojskowego, które musi dysponować samolotami zdolnymi do przeprowadzania operacji naziemnych w trudnych, często prymitywnych warunkach bojowych. Powoduje to niemożność wykorzystania ww. urządzeń na lotniskach wojskowych i potrzebę instalowania odrębnych urządzeń dla lotnictwa komunikacyjnego, co nie zawsze jest możliwe lub powoduje wiele trudności,



— podczas ćwiczeń czy manewrów urządzenia znajdujące się na lotniskach wojskowych mogą być czasowo wyłączane z eksploatacji,

— prowizoryczność zabudowy portowej na lotniskach wojskowych, wynikająca z przejściowego charakteru ich użytkowania przez lotnictwo komunikacyjne, uniemożliwia stworzenie właściwych warunków dla ruchu pasażerskiego i towarowego. Zjawisko to, dopuszczalne w pomocniczej sieci lotnisk krajowych, nie powinno w zasadzie mieć miejsca na lotniskach należących do magistralnej sieci lotnisk krajowych i obsługujących ruch międzynarodowy,

— w przypadku konieczności dłuższego użytkowania lotnisk wojskowych przez lotnictwo komunikacyjne, powstają trudności w uregulowaniu ich eksploatacji na zasadach ekonomicznych w oparciu o rachunek kosztów utrzymania i eksploatacji wykorzystywanych obiektów lotniczych, czego wymaga obecnie racjonalna eksploatacja portów lotniczych i linii regularnych. Podobne trudności mogą powstać również w ekonomicznie uzasadnionej polityce inwestycyjnej lotnictwa cywilnego.

Wymienione okoliczności, jak i analiza okoliczności, jakie mają miejsce przy współużytkowaniu lotnisk wojskowych w wielu krajach, w tym również w Polsce, stwarzają podstawy do wypracowania następujących wniosków:

● Racjonalna eksploatacja lotniczych przewozów regularnych, zwłaszcza w ruchu międzynarodowym, oraz przewozów obejmujących magistralną sieć krajowej komunikacji lotniczej powinna opierać się na własnych portach lotniczych. W związku z tym wydaje się uzasadnione, aby przewozy tych kategorii odrywać od lotnisk użytkowanych wspólnie z wojskiem.

● Wydaje się celowe wykonywanie takich przewozów przejściowo tam, gdzie na to pozwalają ograniczone potrzeby przewozowe albo zarysowujące się możliwości przejęcia tych lotnisk przez lotnictwo cywilne. W tych przypadkach oraz w razie przedłużania się przejściowego okresu eksploatacji powinna istnieć możliwość racjonalnego ich wykorzystania dla lotnictwa komunikacyjnego przez odpowiednią ich adaptację dla rozwijających się potrzeb lotnictwa komunikacyjnego.

● Można również uznać za całkowicie uzasadnione rozwijanie pomocniczej sieci lotniczych przewozów krajowych w oparciu o lotniska wojskowe wszędzie tam, gdzie tylko jest to możliwe. Dotyczyć to powinno zwłaszcza atrakcyjnych, a jednocześnie trudno dostępnych terenów turystycznych. Przykłady celowości takich rozwiązań można znaleźć w najbardziej turystycznie rozwiniętych krajach.

● Użytkowanie ww. lotnisk przez lotnictwo cywilne powinno opierać się na założeniach ekonomicznych uwzględniających rachunek kosztów utrzymania i eksploatacji portów lotniczych.

Zastosowanie ww. postulatów do aktualnych warunków polskiego lotnictwa sugeruje przyjęcie na przyszłość pewnych określonych założeń w zakresie rozwiązań ekonomiczno-eksploatacyjnych portów lotniczych wspólnego użytkowania przewidzianych do obsługi krajowego i ewentualnie zagranicznego ruchu lotniczego. Powstaje zatem problem poważnego rozważenia przez odpowiednie władze cywilne i wojskowe dalszych możliwości adaptacyjnych, a może nawet przekazania wspólnie eksploatowanych lotnisk na zaspokojenie przyszłych potrzeb ruchu lotniczego.

Jedną z najważniejszych zasad współpracy portów lotniczych z interesentami, które powinny znaleźć odbicie w zawieranych długoterminowych porozumieniach i umowach

przedmiotowych, powinna być sprawa wciągania nie tylko organów komunalnych i regionalnych, lecz również przewoźników lotniczych oraz przedsiębiorstw handlu zagranicznego do wspólnego finansowania obiektów portowych na zasadzie pełnego uwzględnienia wzajemnych korzyści. Założenie to, szeroko stosowane w wielu portach zachodnioeuropejskich, pozwoli na większe niż dotychczas zainteresowanie użytkowników portów lotniczych sprawą racjonalnej budowy, rozbudowy, modernizacji i optymalnej eksploatacji portów lotniczych.

Należałoby również zastanowić się nad możliwością i celowością podobnego postępowania w odniesieniu do przewoźników obsługujących zagraniczne linie regularne, zawiązując do naszych portów lotniczych, a zwłaszcza do Międzynarodowego Portu Lotniczego w Warszawie. Ceny za świadczone usługi portowe oraz za pomieszczenia w obiektach portowych wynajmowane użytkownikom zagranicznym na podstawie zawieranych z nimi umów powinny być tak ustalone, aby swoim poziomem nie odbiegały od cen innych portów zagranicznych. Jednocześnie nie powinny one powodować, aby polskie porty lotnicze stawały się „wyspą cenową” omijaną przez zagranicznych przewoźników.

Jednocześnie przy zawieraniu umów z poszczególnymi użytkownikami portów, a zwłaszcza przy udzielaniu koncesji na prowadzenie zakładów handlowych, przemysłowych, rzemieślniczych i usługowych jest wskazane stosowanie różnych stymulatorów ekonomicznych, w celu ściągnięcia ww. działalności w rejon portu lotniczego (np. stosowanie obniżonych czynszów dzierżawnych w początkowym okresie uruchamiania ww. zakładów). Podstawą ustalania cen za wszelkie usługi portowe świadczone interesentom portu powinien być rachunek kosztów utrzymania i eksploatacji portów i tras lotniczych.

Przy ustalaniu współpracy portu z jego interesentami niemałe znaczenie ma odpowiednie ustalenie współpracy portu lotniczego z organami władz wykonującymi swoje funkcje na obszarze portowym jak: władze celne, straż graniczna, służba spraw wewnętrznych itp. Chodzi tutaj o to, aby przy pełnym zabezpieczeniu przez te organa prawidłowego wykonywania ich funkcji nie powodować obniżenia jakości obsługi pasażerów i towarów przechodzących przez porty.

W związku z tym wydaje się wskazane, aby w porozumieniach zawieranych przez porty z tymi władzami sugerować im stosowanie przez ich służbę portową najnowocześniejszych metod pracy stosowanych w wielkich portach świata.

Jestem przekonany, że nawet częściowa realizacja proponowanych rozwiązań może przyczynić się do poważnego ożywienia dotychczasowej mało dynamicznej działalności polskich portów lotniczych.

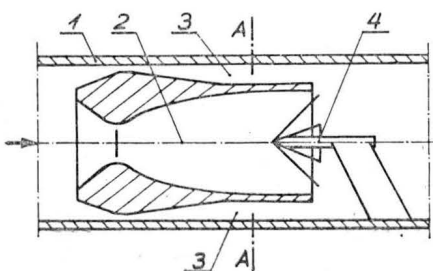
#### LITERATURA

1. T. JACOBI: Metoda rachunku kosztów utrzymania i eksploatacji portów i tras lotniczych. OBET, Warszawa, 1974 r.
2. T. JACOBI: Optymalny model zarządzania przedsiębiorstwem portów lotniczych. OBET, Warszawa, 1977 r.
3. T. JACOBI: Kierunki doskonalenia systemu zarządzania lotnictwem cywilnym. OBET, Warszawa, 1978 r.
4. E. HASS: Moderne Flughafen u. seine Probleme.
5. Flughafen Immobilien Gesellschaft (Geschäftsbericht 1974) Verkehrsfrequenzen des interkontinentalen Flughafen, Zuerich, 1954-1975.
6. Development of airport revenues from non aeronautical sources (concessions, rentals, free-zones a.t.c.). Types of non aeronautical revenues — ICAO Circular No. 101/AT-22-1972.

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Politechnika Warszawska zgłosiła do opatentowania urządzenie do wytwarzania strumienia naddźwiękowego w tunelu aerodynamicznym (wynalazca A. Tarnogrodzki). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania urządzenia zapewniającego jednorodność strumienia głównego na znacznej jego długości.

Urządzenie stanowi dysza środkowa 2 osadzona w połączonej ze źródłem strumienia napędzającego obudowie tunelu aerodynamicznego 1, przy czym przy dwóch przeciwnych ścianach obudowy pozosta-



wione są kanały zbieżno-rozbieżne z przedłużeniami ujednorodniającymi 3, umożliwiające uzyskanie strumieni naddźwiękowych o prędkościach równych sobie i mniejszych od prędkości wylotowej dyszy środkowej 2. Obiekt badany 4 jest osadzony w pobliżu przekroju wylotowego dyszy środkowej 2.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 12/1981 r., w klasie G01M, pod nr P.219720.

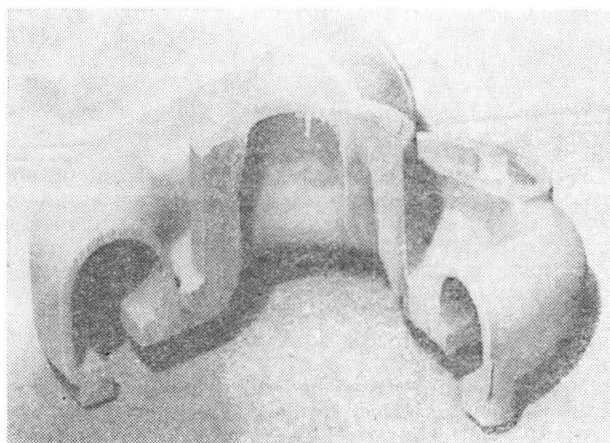
# Zastosowanie metody odlewania z przeciwcisnieniem do produkcji odlewów kadłuba sprężarki ze stopu AK-7

Mgr inż. WACŁAW PTASZEK  
Mgr inż. HENRYK PIWOWAR  
Mgr inż. MAREK BŁOTNICKI

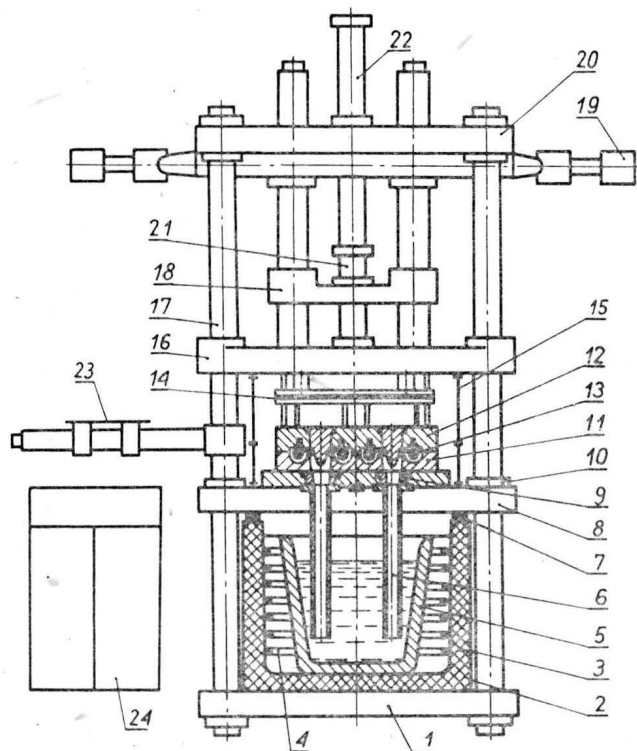
## Opis technologii odlewania na maszynach VP-1000

Odlewanie z przeciwcisnieniem jest kolejnym rozwinięciem metody odlewania pod niskim ciśnieniem. Metoda ta została opracowana i zastosowana w warunkach produkcyjnych przez Naukowo-Produkcyjne Zjednoczenie „Technologia Metali” w Sofii. Skonstruowano tam specjalne maszyny serii VP następujących typów: VP-250, VP-400, VP-630, VP-1000. Wielkością charakterystyczną ww. typów jest wewnętrzna średnica zbiornika, w którym umieszczona jest kokila.

Podstawowe zespoły maszyny VP-1000 są następujące:  
— dolna 1 i górna 20 płyta. Płyty maszyny są połączone czterema pionowymi kolumnami 17,  
— piec podgrzewczy elektryczny oporowy z tygłem grafitowym 2, 3, 4, 5,  
— płyta górna pieca 8 wraz z rurami zasilającymi 6,  
— ruchoma płyta maszyny 16 wraz z mechanizmem wypychającym 18,



Rys. 2. Odlew kadłuba sprężarki



Rys. 1. Maszyna do odlewania z przeciwcisnieniem VP-1000: 1 — płyta dolna maszyny, 2 — obudowa pieca, 3 — wymurówka pieca, 4 — elementy grzejne, 5 — tygiel, 6 — rura zasilająca, 7 — uszczelnienie pieca, 8 — płyta górna pieca, 9 — rura wlewowa, 10 — kliny blokujące płytę górną pieca, 11 — dolna część formy, 12 — rdzeń skorupowy, 13 — górna część formy, 14 — płyta wypychaczy, 15 — obudowa formy, 16 — ruchoma płyta maszyny, 17 — kolumny prowadzące, 18 — mechanizm wypychaczy, 19 — siłownik mechanizmu blokowania ruchomej płyty maszyny, 20 — górna płyta maszyny, 21 — hydrauliczny siłownik ruchu wypychaczy, 22 — hydrauliczny siłownik ruchomej płyty maszyny, 23 — mechaniczna ręka do odbioru odlewu, 24 — szafa sterownicza

- mechanizm odbioru odlewów 23,
- układ napędów hydraulicznych,
- układ napędów pneumatycznych,
- układ sterowania 24,
- układ zasilania elektrycznego,
- układ chłodzenia wodą.

Napełnianie pieca maszyny ciekłym, przygotowanym w kadzi stopem odbywa się po podniesieniu płyty ruchomej górnej i płyty pieca w górę i wysunięciu poruszającego się po szynach pieca na zewnątrz. Po ponownym ustawieniu pieca w maszynie jest on zamknięty i uszczelniony płytą górną pieca 8. Do płyty tej zamocowana jest dolna część kokili 11, rury zasilające oraz dolna część zbiornika ciśnieniowego 15. Górna część kokili 13 oraz górna część zbiornika ciśnieniowego 15 są zamocowane do ruchomej płyty maszyny 16. Górna i dolna 15 część zbiornika ciśnieniowego ma na powierzchniach podziałowych uszczelki gumowe, które po zamknięciu kokili pozwalają uzyskać hermetyczną przestrzeń, w której znajduje się kokila.

W początkowym momencie cyklu pracy maszyny, tj. po zamknięciu kokili i zaklinowaniu jej w tym położeniu, maszyna ma dwie komory hermetycznie zamknięte — piec napełniony stopem 2, 3, 4, 5 i kokila wewnątrz zbiornika ciśnieniowego 15. Obie komory są połączone ze sobą rurami zasilającymi oraz układem przewodów i elektrozaworów regulujących przepływ powietrza w trakcie procesu odlewania.

W momencie zamknięcia kokili przestrzeń pieca i kokili są połączone ze sobą i z zewnętrznego rurociągu sprężonego powietrza napełniane równocześnie do zadanego na manometrze kontaktowym ciśnienia roboczego  $p_{rob}$  np. 0,4 MPa (4 atm). Po osiągnięciu tego ciśnienia komory są rozdzielone przez zamknięcie zaworu, natomiast z komory kokili przez regulowany zawór iglicowy jest wypuszczane powietrze do czasu osiągnięcia na manometrze różnicowej zadanej technologią różnicy ciśnień  $\Delta p$  np. 0,05 MPa (0,5 atm). W trakcie wytwarzania różnicy ciśnień ( $p_{pieca} > p_{kokili}$ ) metal przez rury zasilające wypełnia wnękę kokili. Czas wytwarzania różnicy ciśnień  $\tau_{\Delta p}$  jest odmierzony przez czasomierz umieszczony w układzie automatycznego sterowania maszyną. Po upływie tego czasu następuje dru-



ga faza cyklu odlewania, tj. wytrzymanie układu pod różnicą ciśnień  $\Delta p$ , której długość określa drugi czasomierz ( $\tau_{\Delta p}$  krystalizacji). W okresie obu tych faz następuje kolejno:

- wypełnienie formy ciekłym stopem,
- krzepnięcie odlewu,
- ciągłe zasilanie krzepnącego odlewu ciekłym stopem za pośrednictwem rur zasilających.

Po zakończeniu drugiej fazy odlewania następuje otwarcie zaworu rozdzielającego obie komory, w których ciśnienie wyrównuje się do wielkości średniej  $p_1$  ( $p_1 < p_{rob}$ ). Równocześnie przerywa się kontakt ciekłego stopu z odlewem i kończy się okres zasilania odlewu przez rury zasilające. Dalsze stygnięcie odlewu przebiega pod średnim ciśnieniem  $p_1$ . Czas trwania tej fazy cyklu jest dobierany praktycznie do każdego typu odlewu i po jego upływie odmierzonej czasomierzem  $\tau_{p1}$  następuje wypuszczenie powietrza z obu komór maszyny.

Następuje teraz ostatnia faza odlewania, tj. czas  $\tau_{p0}$ , w którym odlew stygnie aż do uzyskania odpowiedniej sztywności, niezbędnej przy wypychaniu go z kokili. Czas ten odmierza się również przez czasomierz, a sygnał o jego zakończeniu uruchamia automatyczne czynności maszyny związane z wyjęciem odlewu z kokili, tj. podniesienie ruchomej płyty z górną częścią kokili i odlewem, wprowadzenie pod odlew urządzenia odbierającego (mechaniczna ręka), wypchnięcie odlewu z kokili. Maszyna kończy cykl w stanie pełnej gotowości do wykonania następnego cyklu.

W zależności od potrzeb maszyna może pracować w układzie sterowania ręcznego, pojedynczych operacji, pojedynczych cyklów i cyklów powtarzalnych.

### Charakterystyka i przeznaczenie odlewu

Odlew kadłuba sprężarki jest przeznaczony do turbosprężarki współpracującej z silnikiem wysokoprężnym typu Leyland. Wykonywany jest ze stopu AK-7:

- masa odlewu 2,8 kg,
- wymiary  $\phi 220 \times 80$ ,
- grubość ścianek 5 mm.

Od wewnętrznych powierzchni kanału przepływowego jest wymagana duża gładkość, płynność kształtu i szczelność.

Kształt odlewu przedstawia rys. 2.

### Konstrukcja kokili

Kokila jest dwugniazdowa. Zasadnicze części kokili to: płyta dolna, w której są umieszczone tulejki wlewowe, część dolna i górna kokili, płyta wypychaczy z zespołem wypychaczy i powrotników, płyta górna.

Profil roboczy kokili jest wykonany we wkładkach, które umieszczone są w dolnym i górnym korpusie. W części górnej są umieszczone dwa rdzenie metalowe chłodzone wodą. Wszystkie części kokili wykonane są ze stali węglowej.

Ze względu na kształt odlewu oraz na najkorzystniejsze doprowadzenie ciekłego metalu do wnętrza kokili zaistniała konieczność umieszczenia rdzenia skorupowego w górnej części kokili. Rdzeń skorupowy jest podwieszany na trzech wypychaczach, które mają specjalne zaczepy. Przy wysuniętych wypychaczach rdzeń zakłada się nasuwając go (ma on odpowiednie wneki w rdzenniku) na zaczepy wypychaczy. Przy wycyfowaniu wypychaczy rdzeń wchodzi w gniazdo w górnej części kokili. Otrzymuje się pewne mocowanie rdzenia z wymaganą dokładnością położenia.

### Wykonanie rdzeni skorupowych

W celu zapewnienia wymaganej gładkości powierzchni i dokładności wymiarowej kanału przepływowego odlewu, przy wykonywaniu odlewów stosuje się rdzenie skorupowe. Rdzenie wykonuje się z piasku powlekanego Zębic kl. 2 lub 3 na maszynie do wykonywania rdzeni skorupowych typu KMAG-40 produkcji NRD. Konstrukcja i działanie maszyny KMAG-40 są oparte na maszynie typu U-190 firmy Shalco.

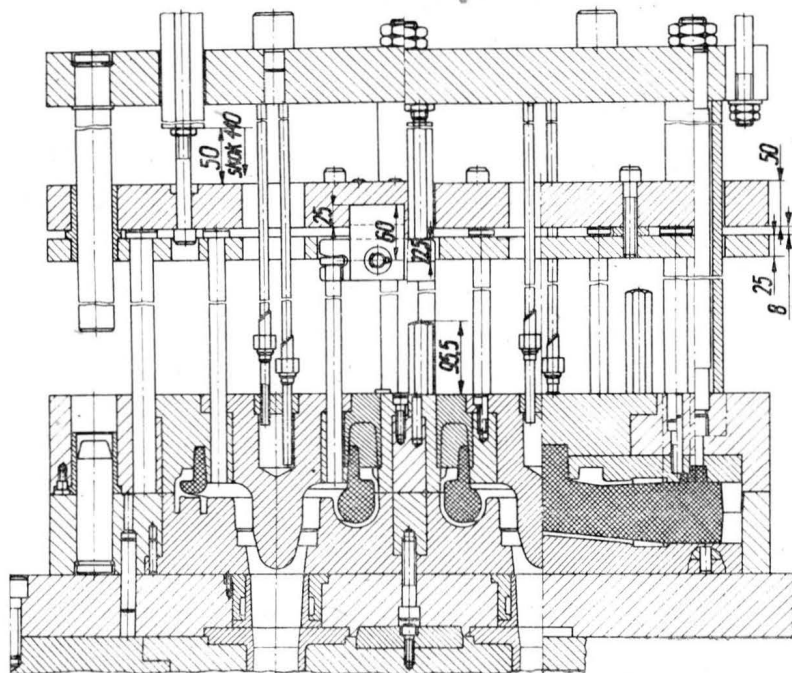
Rdzennica jest ogrzewana palnikami gazowymi dostosowanymi do gazu ziemnego. Przy stosowaniu parametrów pracy: czasu dmuchu 5÷8 s, czasu wstępnego utwardzania 10 s, czasu kołysania 10 s, czasu utwardzania 150 s, temperatury rdzennicy 503÷523 K (230÷250°C) otrzymuje się rdzenie ze ścianką o grubości 5÷7 mm (rys. 5).

Jako środek oddzielający stosuje się olej Polsil. Po odcięciu od rdzenia pozostałości masy rdzeniowej po otworach dmuchowych i zczyszczeniu rdzenia, powierzchnia rdzenia odtwarzająca kanał kadłuba sprężarki jest malowana pastą do pokrywania rdzeni. Po malowaniu rdzenie umieszcza się w suszarce elektrycznej, gdzie są poduszane w temp. 423÷453 K (150÷180°C) w czasie 0,5÷1 h. Poduszane rdzenie wygładza się filcem.

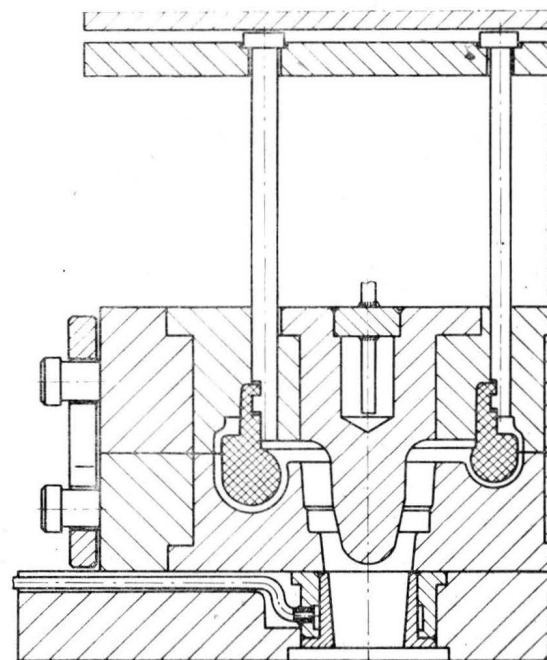
### Konstrukcja rdzennicy

Rdzennica do wykonywania rdzeni skorupowych do odlewania kadłuba sprężarki, podobnie jak kokila, jest dwugniazdowa. Zasadnicze części kokili, tj. połówka prawa i lewa, są wykonane jako odlewy z żeliwa sferoidalnego. Pozostałe części wykonane są ze stali węglowej.

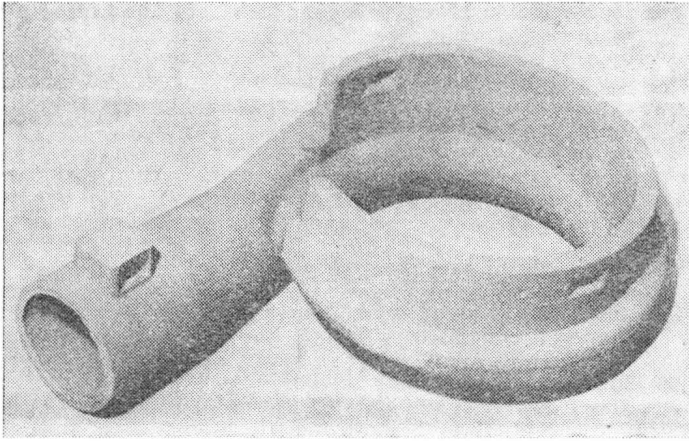
Wneki w rdzenniku, które służą do mocowania rdzenia w górnej części kokili, są odtwarzane przez ruchome wkładki. Ruch wkładek odbywa się za pomocą skośnych kołków (patrz rys. 6b). Ze względu na konieczność dobrego odpowietrzenia wnętrza rdzennicy, zastosowano dużą liczbę odpowietrzników samooczyszczających się, głównie na powierzchni odtwarzającej czoło rdzennika. Natomiast na powierzchni podziału rdzennicy wykonano wiele kanałów odpowietrzających. Podczas pierwszych prób wykonywania rdzeni nie zachodziło całkowite napełnienie rdzennicy. Stosowany był tylko jeden otwór napełniający, widoczny na rys. 6b. Przez wykonanie dodatkowego otworu napełnia-



Rys. 3. Przekrój kokili



Rys. 4. Sposób mocowania rdzenia



Rys. 5. Rdzeń skorupowy

jącego na początku spirali kanału kadłuba uzyskano prawidłowe zapełnienie rdzennicy.

#### Proces odlewania kadłuba sprężarki na maszynie VP-1000

Stop AK-7, przeznaczony do wykonania odlewów, jest topiony w piecu płomiennym przechylnym typu Selas i podgrzewany do temp. 730÷740°C. Obróbka ciekłego stopu jest przeprowadzana w kadzi odlewniczej, do której jest przelewany roztopiony stop. W kadzi przeprowadza się rafinację stopu preparatem Rafal 1 w ilości 0,5% wag. od masy stopu, wprowadzonym pod zanurzeniem porcjami po trzy tabletki à 50 g. Po usunięciu produktów rafinacji z powierzchni stopu, przeprowadza się modyfikację preparatem Nucleant 2 w ilości 0,1% od masy stopu. Po zakończeniu modyfikacji i dokładnym wymieszaniu oraz oczy-

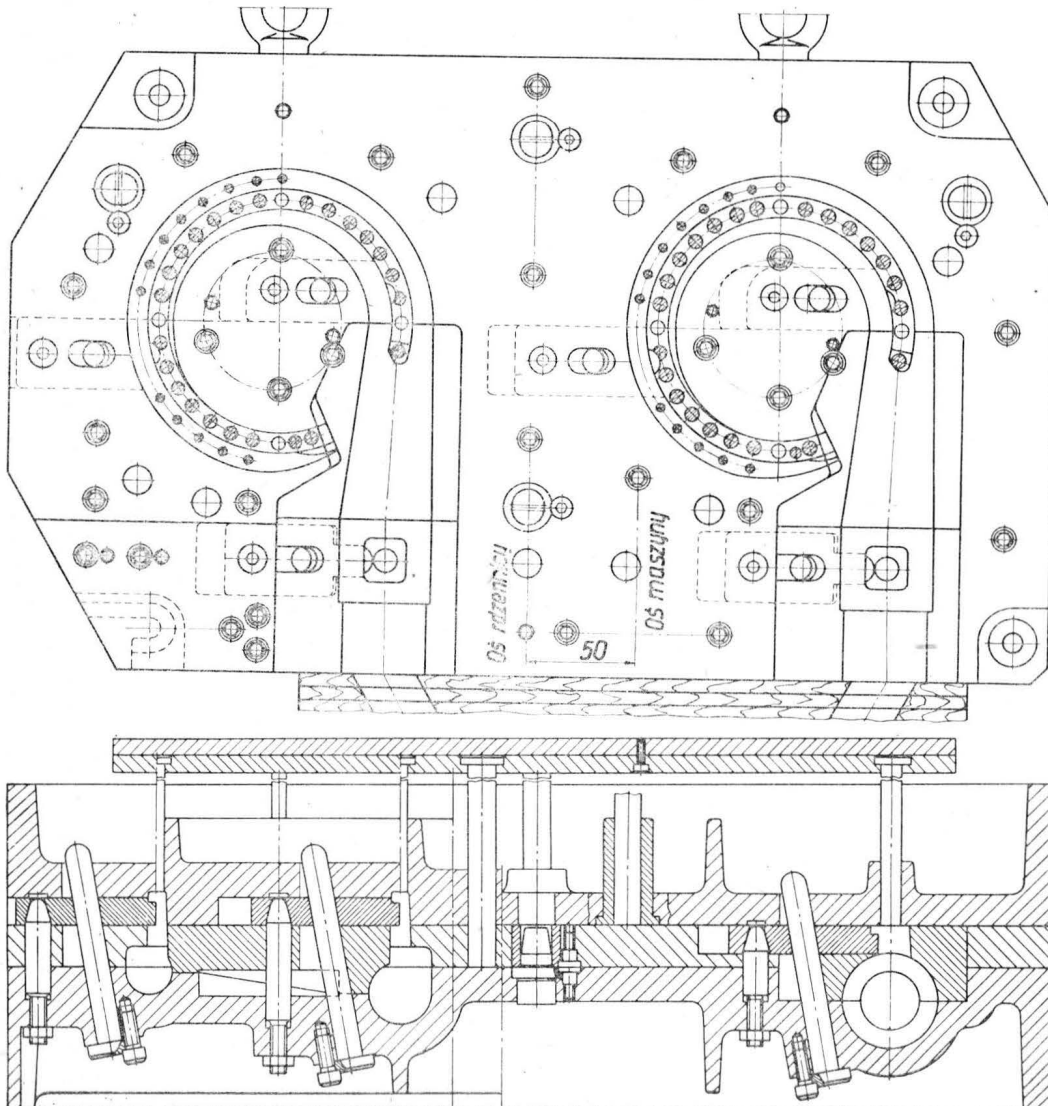
szczeniu stopu, odlewa się próbki do badania składu chemicznego oraz właściwości wytrzymałościowych. Tak przygotowany stop przelewa się do pieca maszyny w sposób opisany powyżej.

Powierzchnie robocze kokili oraz rur zasilających przed odlewaniem są pokrywane pastą ochronną, zawierającą: kredę, talk, szkło wodne i wodę. Pokrycie to nanosi się na podgrzane do temp. ok. 150°C powierzchnie kokili i rur zasilających. Wszystkie elementy trące kokili, jak kołki ustalające, wypychacze itp., pokrywa się roztworem grafitu koloidalnego. Przystępując do odlewania kadłuba sprężarki, należy sprawdzić nastawy wskaźników temperatur kokili i stopu, wskaźników ciśnienia roboczego i zaworu iglicowego oraz nastawy czasomierzy.

Optymalne parametry odlewania kadłuba sprężarki są następujące:

- temp. stopu 700°C,
- temp. dolnej części kokili 280°C,
- temp. górnej części kokili 250°C,
- temp. podgrzewaczy rur zasilających 400°C,
- ciśnienie robocze  $p_{rob} = 0,4$  MPa,
- ciśnienie wody chłodzącej maszynę i górną część kokili 0,15 MPa,
- różnica ciśnień  $\Delta p = 0,02 \div 0,05$  MPa,
- czas wytwarzania różnicy ciśnień  $\tau_{\Delta p} = 20 \div 40$  s,
- czas krystalizacji pod różnicą ciśnień  $\tau_{\Delta p}$  krystaliz. = 40÷90 s,
- czas stygnięcia pod ciśnieniem  $\tau_{p1} = 10$  s,
- czas stygnięcia bez ciśnienia  $\tau_{p0} = 60 \div 90$  s,
- liczba rur zasilających 2,
- średnica wewnętrzna rury zasilającej  $\phi 60$ ,
- kokila dwugniazdowa.

Odlewy kadłubów sprężarki, ze względu na ciekłą ściankę, wyjmowane są z kokili z rdzeniami, które w nieznacznym stopniu uległy przepaleniu. Dlatego w celu usunięcia rdzeni są wygrzewane w piecu elektrycznym w temp. ok. 450°C w czasie 2÷4 h. W efekcie tego wygrzewania rdze-



Rys. 6. Konstrukcja rdzennicy: a) widok ogólny, b) przekrój przez jedno gniazdo

cd. na s. 29

# Ruch oporu i wywiad lotniczy w przemyśle lotniczym na ziemiach polskich podczas okupacji hitlerowskiej

Dr PIOTR MATUSAK

Dzieje polskich wytwórni lotniczych podczas okupacji hitlerowskiej należy rozpatrywać w dwóch zasadniczych aspektach. Pierwszy z nich dotyczy grabieżczej eksploatacji fabryk na potrzeby wojenne III Rzeszy, drugi zaś stanowi o oporze i walce załóg polskich zakładów, która była potwierdzeniem ich nieprzejednanej antyhitlerowskiej postawy i wyrazem ogromnego patriotyzmu i umiłowania wolności. Aby pełniej poznać ten stosunkowo krótki, ale jednocześnie niezwykle tragiczny odcinek dziejów ludzi przemysłu lotniczego należy, jak się wydaje, pokazać go na tle całej produkcji lotniczej prowadzonej przez przemysł przejęty przez hitlerowców. Spełnia to nie tylko aspekt całościowego ujęcia problemu, ale także daje obraz niemieckiego systemu rozkooperowania produkcji samolotów.

Lotnictwo było przez Niemców intensywnie rozwijane w przekonaniu o jego decydującej roli w wojnie błyskawicznej. W okresie II wojny światowej bez udziału lotnictwa nie można było osiągnąć sukcesu w skali strategicznej. W III Rzeszy Luftwaffe stanowiła rodzaj sił zbrojnych, liczyła milion żołnierzy (wraz z wojskami obrony przeciwlotniczej) i miała w dniu wybuchu wojny 4500 samolotów bojowych, nie licząc szkolnych i innych pomocniczych. W drugiej połowie 1939 r. Niemcy produkowali 1000 samolotów miesięcznie.

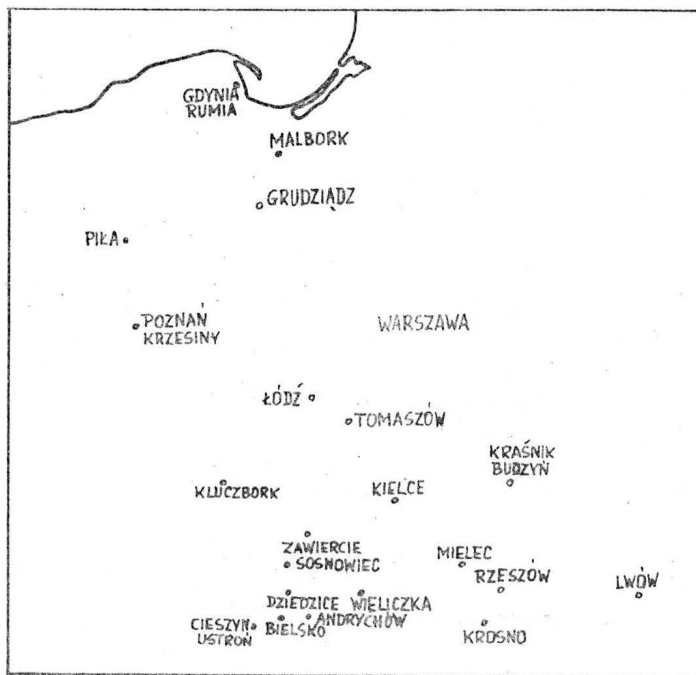
Miesięczną wysokość produkcji samolotów w czasie wojny ilustruje sprawozdanie Wirtschaftsgruppe-Luftfahrt Industrie, z którego wynika, że np. w maju 1942 r. wyprodukowano 1977 samolotów (w tym: Arado — 105 szt., Dornier — 242, Focke Wulf — 391, Heinkel — 262, Henschel — 291, Junkers — 401, Messerschmitt — 205, inne — 180), w czerwcu zaś 1878 egz., czyli o 5% mniej niż w maju. Zasadniczy wzrost produkcji samolotów nastąpił w latach 1943÷1944.

## Informacje wywiadu lotniczego o produkcji lotniczej na ziemiach polskich

Polskie fabryki samolotów w zasadzie nie były zniszczone przez Niemców we wrześniu 1939 r., a Luftwaffe wykorzystwała potem nie tylko fabryki i bazę remontową, ale również wiele innych zakładów przestawiła na produkcję lotniczą. Przemysł lotniczy na ziemiach polskich nabierał znaczenia w miarę narastania niepowodzeń na froncie

wschodnim i ataków lotnictwa alianckiego na ośrodki przemysłowe Niemiec. Np. naloty angielskie 20÷25 lutego 1944 r. na wytwórnie lotnicze w Rzeszy spowodowały, że produkcja lotnicza w marcu 1944 r. spadła do poziomu sierpnia 1942 r. [1].

Wywiad lotniczy ZWZ—AK miał pełną informację o tym, co było produkowane na naszych ziemiach. Niemal cały polski przemysł lotniczy przejął okupant, wykorzystując go do rozbudowy niemieckiego potencjału lotniczego, który zwłaszcza w początkowym okresie był bardzo intensywnie rozwijany zgodnie z założeniami o jego decydującej roli



Rys. Rozmieszczenie zakładów niemieckiego przemysłu lotniczego na ziemiach polskich objętych działalnością polskiego wywiadu lotniczego podczas II wojny światowej

cd. ze s. 28

nie rozsypują się całkowicie, należy tylko wysypać piasek, który jest wykorzystany do produkcji mas formierskich.

Podstawowym kryterium przydatności odlewów kadłubów sprężarki jest gładkość kanału wewnętrzznego oraz szczelność odlewu. Zatem w celu określenia zgodności odlewów z wymaganiami warunków technicznych prowadzi się szczegółowe oględziny kanału przepływowego oraz próbę szczelności całego kadłuba. Szczelność bada się wodą pod ciśnieniem 0,3 MPa w czasie 3 min. Odlewy nieszczelne podlegają uszczelnianiu żywicami.

Ponadto z każdego wytopu odlewów sprawdza się skład chemiczny stopu, właściwości wytrzymałościowe, a okresowo, w ramach kontroli technologicznej, badania radiograficzne, przełomu i właściwości wytrzymałościowych na próbkach wyciętych z odlewu.

## Efekty ekonomiczne zastosowania metody odlewania z przeciwcisnieniem do produkcji kadłubów sprężarki

● Porównując efekty zastosowania metody odlewania kadłubów sprężarki z przeciwcisnieniem z efektami odlewania kadłuba sprężarki o bardzo zbliżonym kształcie i wymiarach metodą grawitacyjną w kokili uzyskano następujące wskaźniki:

- obniżenie zużycia piasku powlekanego żywicą o 60%,
- zwiększenie uzysku stopu z 60% do 75%,
- wzrost wydajności o 40%.

● Wykorzystanie technologii odlewania z przeciwcisnieniem do produkcji odlewów kadłuba sprężarki gwarantuje pełną powtarzalność parametrów technologicznych, co ma znaczny wpływ na utrzymanie wysokiej jakości odlewów.

● Zastosowane rozwiązania konstrukcyjno-technologiczne, jak wynika z powyższych wskaźników, obniżyły koszty produkcji odlewów, a ponadto w zasadniczy sposób poprawiły warunki pracy.



TABLICA 1. Produkcja sprzętu lotniczego w CG w I kwartale 1943 r.a)

Rodzaj produktu	Mie-sięcznie	Zakłady
<b>Produkt kompletnie wykonywany</b>		
Śmigła drewniane dwułopatowe $\varnothing$ 2 m	125b)	W. Szomański, Warszawa
Śmigła dwułopatowe $\varnothing$ 2,8 m	65	W. Szomański, Warszawa
Śmigła czterłopatowe $\varnothing$ 2,8 m	20	W. Szomański, Warszawa
Świece lotnicze Vem F 250, A 38 GN 9/40869	25 000	Wawrzyniak, Kielce
Przewody giętkie Elex	2 500	Ava, Warszawa
Przełącznik ruchu Dyplo	2 000	Ava, Warszawa
<b>Produkt niekompletnie wykonywany</b>		
<b>Płatowiec He 111 (zespoły)c):</b>		
— ster wysokości	35	PZL WP 2 Mielec
— ster kierunkowy	35	PZL WP 2 Mielec
— statecznik pionowy	35	PZL WP 2 Mielec
— kabina	10	PZL WP 2 Mielec
— łoża silnikowe	30	PZL WP 2 Mielec
<b>Płatowiec He 177 (zespoły)d):</b>		
— ster wysokości	40	PZL WP 2 Mielec
— ster kierunkowy	40	PZL WP 2 Mielec
— statecznik pionowy	40	PZL WP 2 Mielec
<b>Silnik DB 601e):</b>		
— bloki cylindrowe	20	PZL WS 2 Rzeszów
— komory tylne	20	PZL WS 2 Rzeszów
— korbowody	20	PZL WS 2 Rzeszów
— sprzężarki	20	PZL WS 2 Rzeszów
— pompy wodne	20	PZL WS 2 Rzeszów
— pompy smarowe	20	PZL WS 2 Rzeszów
— inne drobne części	20	PZL WS 2 Rzeszów
<b>Elementy — części</b>		
Produkcja pojedynczych części do różnych typów samolotów	b.d.	wiele małych wytwórni i warsztatów produkujących pojedyncze części lub ich elementy
<b>Remonty (części z niewielkimi wy-jatkami dostarczone z Rzeszy)</b>		
<b>Płatowce</b>	30	zakłady remontowe w b. hangarach wojskowych i cywilnych portu lotn. na Okęciu (możliwość remontu 150 szt. Zatrudniano 55% Polaków oraz Niemców i Belgów)
— skrzydła He 111	20	PZL Mielec (możliwość 30 szt.)
<b>Silniki</b>		
— DB 601	200	PZL WP 1 Okęcie (możliwość przeglądu i remontu pierwszego — 600 szt.)
— Jumo 211	100	PZL WP 1 Okęcie (możliwość przeglądu i remontu pierwszego — 600 szt.)
— BMW	150	PZL WP 1 Okęcie (możliwość przeglądu i remontu pierwszego — 600 szt.)
— Argus	1 500	warsztaty szkoły Wawelberga w Warszawie, ul. Boboli i w szkole podstawowej na Okęciu (sprawdzenia, regulacja, wymiana części, kapitalnych remontów nie robiono)
Regeneracja świec	600	Wawrzyniak, Kielce
Remonty iskrowników	600	
Remonty pomp wtryskowych	200	
Remonty prądnic	150	
Remonty rozruszników	400	

a) raport „Mikołaja” z 22.IV.1943 r. Możliwości produkcji sprzętu wojennego przez przemysł wojenny AK, AWIH, III/28/2, k. 42

b) produkowano zamiennie śmigła dwułopatowe  $\varnothing$  2 m i 2,8 m lub czterłopatowe  $\varnothing$  2,8 m

c) z Rzeszy sprowadzono: kadłub, skrzydła, gondole, podwozie i cały osprzęt płatowca, silnik, śmigła, instalacje: paliwową, smarowania, chłodzenia, elektro i radio, przyrządy, uzbrojenie

d) brak części, podobnie jak w He 111, i dodatkowo kabin i łoż silnika

e) z Rzeszy sprowadzono: wał korbowy, karter, wałki rozrządowe, zawory, tłoki, pierścienie tłokowe, panewki z brązu ołowiowego, części osprzętu: rozrusznik, iskrowniki, pompę wtryskową, automatyzację obsługi

Uwaga: b.d. — brak danych

w wojnie błyskawicznej. Na terenie okupowanych ziem polskich Niemcy nie tylko wykorzystali polskie fabryki lotnicze, zakłady remontowe, ale również wiele zakładów metalowych przestawili na produkcję dla przemysłu lotniczego lub uczynili z nich bazy remontowe. Tworzono również w Polsce nowe fabryki lotnicze. Polski przemysł lotniczy przejęty przez okupanta dzielił się na trzy zasadnicze grupy:

● zakłady produkcji silników:

— PZL WS 1 Okęcie w Warszawie przestawiono na remonty jako Frontreparaturbetrieb i podzielono na cztery zakłady: Junkers, BMW, Daimler i Nestler (Argus),

— PZL WS 2 w Rzeszowie — zakład nowoczesny, dobrze wyposażony — przestawiono na produkcję części i zespołów do silników Daimler Benz,

— Avia w Warszawie — przestawiono (po wywiezieniu nowoczesnych maszyn) na produkcję rozruszników i przewodów giętkich;

● zakłady produkcji płatowców:

— PZL WP 1 Warszawa-Paluch (Brandenburgische Werke) — z fabryki na początku 1940 r. Niemcy wywieźli obrabiarki i urządzenia oraz podzielił ją między niemieckie wytwórnie samolotów, które uruchomiły tu warsztaty remontowe,

— PZL WP 2 w Mielcu jako Flugzeugwerk Mielec (FWM), będącą filią Heinkel Werke — uruchomiono pro-

dukcję zespołów samolotów He 111 i He 177, później He 219.

— DWL (RWD) — Okęcie — zamieniono na warsztat pomocniczy i magazyny;

TABLICA 2. Eksploatacja polskiego przemysłu lotniczego przez okupanta w pierwszym półroczu 1944 r.

Zakłady	Stan zatrudnienia	Rodzaj produkcji	Rozmiary produkcji, remonty
PZL 2 Mielec	5 060	— montaż He 111 — naprawa skrzydeł He 111 — produkcja części He 111 — usterzenie He 111 — usterzenie He 177 — montaż zespołów He 219b)	7a) 40 70 100 40 40
PZL 3 Budzyna	1 250	— zakład w budowie (prace przzerwano — nie został uruchomiony)	
PZL WS Rzeszów	3 877	— produkcja cylindrów silników lotn. DB 605, 600, 601	1 000
PZL WS 1 Okęcie (FRB)	1 300	— remont silników Jumo — remont silników Argus — remont silników BMW — remont śmigieł	70 140 160 10
FRB Daimler Benz w Tomaszowie (wydział przeniesiony w 1944 r. z Okęcia)		— remont silników DB	30
FRB Nestler — Warszawa, ul. Boboli (wydział w 1944 r. przeniesiony z Okęcia)		— remont silników Argus	b.d.
FRB BMW Łódź		— remont silników BMW	b.d.
Zakłady Focke Wulf, Poznań	6 000	— usterzenie FW 190 D — montaż kadłubów — naprawy silników — montaż skrzydeł — montaż podwozia — montaż urządzeń elektrycznych	60 30 b.d. 60 30 30
Transavia Garätenbau Grabów i Wilanów (d. Motoluks)	506	— drążki sterowe — przeguby silników — głowice przegubowe — wozdżki — nakrętki — nakrętki 6 kt	350 — 1 446 74 1 111 117
MNW (d.Ava — Warszawa)		— wyrzutniki bomb lotn. — sygnalizatory — łączniki wałów — drążki sterowe pilota — przełączniki ruchu E.D. 151 — zaczepy do holowania szybowców	6 238 11 300 1 100 7 000 3 400 2 200 25
Beru Werke — Wawrzyniak, Kielce		— świece lotn. ekranowe — podgrzewacze	50 000 3 000
Warsztaty spadochronowe we Lwowie, ul. Kętrzyńskiego		— naprawa i przewijanie spadochronów	750
Hans Möller, Zawiercie		— kabina obserwatora He 111 — kłapy regulacji chłodzenia silników FW 190 — skrzydła samolotu	b.d. 360 b.d.
Warsztaty D. Lufthansy w Krośnie		częściowy montaż aparatów pomiarowych EUSE-62	100
W. Szomański, Warszawa	277	— śmigła drewniane 2 m — śmigła dwułopatowe 2,8 m — śmigła czterłopatowe 2,8 m — narty lotnicze	125 65 20 600
Erge Motor, Poznań		— części do mechanizmów sterowania samolotem He 111	1 200
Bielany SA, Warszawa	400	— gaśnice	150
Döring, Warszawa	400	— skrzynki do baterii samolotowych — wyłączniki do wyrzutników bomb	1 500 80
Focke Wulf, Gdynia-Rumia	700	— montaż kadłubów — remont silników — wentylatory do silników lotniczych	b.d. b.d. b.d.
Flugzeugwerke Grudziądz		— montaż samolotów Ju 88, Me 109 — remont samolotów	30 b.d.
Bosch Okęcie, Warszawa	150	— montaż i remont pompek wtryskowych, magnet, kabli	b.d.

a) zmontowano serię próbną samolotu He 111 w 1944 r.

b) planowano montaż samolotu He 219

b.d. — brak danych

Źródła: Raporty i sprawozdania „Mikołaja” z 1944 r., AWIH, III/28/2 i III/28/6.

zakłady produkcji sprzętu pomocniczego:  
 — Fabryka Smigiel W. Szomański w Warszawie — rozbudowana przez okupanta — produkowała śmigła drewniane i remontowała metalowe,  
 — Berku Werke — produkowała części mechanizmów sterowania i uzbrojenia,  
 — PZ Inż. Ursus — produkowały olejowe pompki lotnicze,  
 — Beru Wawrzyniak w Kielcach — produkowała nadal świece i iskrowniki,  
 — PZO — produkowała nadal lotnicze przyrządy precyzyjne i optyczne,  
 — Wytwórnia Przedmiotów Tłoczonych z Blach na Biełanach (Warszawa) — części metalowe.

Ponadto okupant zbudował lub zmienił profil niektórych fabryk przestawiając je na produkcję lotniczą:

— filia Boscha na Okęciu produkowała lub montowała: bagnety, kable, pompki wtryskowe,

— filia Transavii na bazie b. Motoluxu w Warszawie rozpoczęła produkcję łoż silnikowych,

— w b. fabryce amunicji Dąbrowa-Bór k. Kraśnika (Budzyń) przygotowywano produkcję zespołów samolotu He 111 i He 177,

— w Grudziądzu utworzono fabrykę Flugzeugwerke, produkującą samoloty Ju 88 i Me 109,

— w warsztatach Miejskiego Towarzystwa Komunikacyjnego w Gdyni utworzono fabrykę montującą samoloty Focke Wulf,

— w Potulicach k. Nakła wybudowano fabrykę montującą silniki lotnicze,

— w Pile utworzono warsztat naprawy kadłubów i skrzydeł,

— w Poznaniu — zakłady Focke Wulf zlokalizowano na terenie: Targów Poznańskich oraz wytwórni karoserii samochodowej b. fabryki rowerów „Juventia” w Krzesinach.

Należy podkreślić, iż podobnie jak w innych działach produkcji wojennej, okupant nie podjął na terenie GG w zasadzie pełnego montażu samolotów, a przestawił cały Polski przemysł lotniczy na montaż częściowy i kooperację, a więc uzupełnianie produkcji fabryk niemieckich i remonty. Na remonty przestawiono wiele innych warsztatów metalowych. W zakresie produkcji silników w GG okupant prowadził jedynie:

— wyrób części do jednego typu silnika DB 601 w PZL Rzeszów,

— do innych typów silników niewiele części wytwarzały inne zakłady (nie wykonywano najważniejszych części, np. wałów korbowych, zaworów, karterów, iskrowników, pomp wtryskowych),

— remontowano miesięcznie 500 silników (maksymalne możliwości wynosiły 800).

W zakresie produkcji płatowców wytwarzano w okresie okupacji:

— usterzenia samolotów He 111 — 30 kompletów miesięcznie (w PZL w Mielcu) — nowych samolotów nie produkowano,

— remont samolotów Ju 88 — 100 szt. miesięcznie (na Okęciu) [2].

Inna sytuacja była na ziemiach polskich włączonych do Rzeszy, gdzie podejmowano produkcję kompletów zespołów i częściowy lub pełny montaż samolotów, m.in. w Grudziądzu, Poznaniu. By w sposób możliwie najpełniejszy wykorzystać polski przemysł lotniczy, okupant wprowadził do produkcji w Polsce własne typy samolotów, dążąc do jak największego znormalizowania ich elementów, ujednoczenia zespołów, części, metod produkcji i technologii. Wykorzystując przemysł na ziemiach polskich wprowadzano również najnowsze osiągnięcia techniczne.

W lutym 1944 r. w produkcji lotniczej priorytet uzyskał program budowy samolotów myśliwskich. Dokładniejsze dane o jego realizacji mamy w odniesieniu do terenów polskich wchodzących w skład niemieckiej Inspekcji VIII b. Włączono do programu 19 fabryk (Dziedzice, Huta Bismarcka, Baildon, Małapanew, Möller w Zawierciu, F. Böhm i Aero-Stal w Andrychowie, G. Joseph i Zakłady Produkcji Kotwicz w Bielsku, Saletz w Kluczborku, P. Niemietz w Cieszynie, Kuźnia Ustroń i in.). Produkowano tu blachy, opancerzenie, części silników, broń pokładową, anteny, skrzydła i in. Zespoły montowano w Andrychowie, Zawierciu, Sosnowcu.

#### Działalność ruchu oporu

Robotnicy i inżynierowie polscy podjęli od początku okupacji walkę z eksploatacją przemysłu lotniczego. Silną

TABLICA 3. Pracownicy przemysłu lotniczego w wywiadzie lotniczym AK w kwietniu 1943 r.\*)

Zakład	Zaprzyśięczeni	W dyspozycji	Razem
Kierownictwo Wydziału:	2	—	2
— szef po „Mikołaj”, zastępca „Jerzy”	2	—	2
— dział naukowy	10	25	35
— dział szkolny	1	—	1
— dział inwestycyjny	1	—	1
Grupa płatowców, kierownictwo:	1	—	1
— PZL Mielec	8	—	8
— PZL Paluch	7	20	27
— PZL Ava (Brunwerke)	2	—	2
— Fabryka Smigiel W. Szomański	2	6	8
— PZL Bielany	2	—	2
— PZL Firma Bosch	2	—	2
— PZL Beru (Wawrzyniak, Kielce)	0	0	0
— PZL Transavia (Motolux)	0	1	1
Grupa silników, kierownictwo:	1	—	1
— PZL Okęcie	4	6	10
— PZL Rzeszów	5	6	11
Grupa przemysłu pomocniczego	1	—	1
Razem	49	64	113
Grupa mechaników lotniczych (46 drużyn 6-osobowych)	45	252	297
Ogółem	94	316	410

\*) Sprawozdanie szefa Wydziału „L” KG AK „Mikołaja”, AWIH, III/28/6, k. 2.

siatką sabotażową w przemyśle lotniczym dysponował ZWZ-AK. Pion przemysłu lotniczego (należący do Oddziału II, czyli Wywiadu) współdziałał ściśle z wydziałem lotnictwa Komendy Głównej AK (należącym do Oddziału III, czyli Operacyjnego), na czele którego stał mjr Bernard Adamecki („Gozdawa”, „Dyrektor”), a następnie płk Roman Rudkowski („Rudy”) — skoczek z Anglii. Wydział lotnictwa organizował bazy i oddziały lotniskowe, warsztaty oraz powołał sieć referentów lotniczych w okręgach. Pionem operacyjnym kierował płk obs. Adam Kurowski („Artur”), wywiadem — mjr pil. Władysław Prochaska („Sojka”), sprawy organizacyjne prowadził kpt pil. Gustaw Sidorowicz („Wróbel”). Komórką zrzućową „Sirena” (w 1942 r. przekazana Komendzie Głównej AK) kierował kpt pil. Stanisław Wołkowiński („Lubicz”). Sprawy przemysłu lotniczego początkowo prowadził (w wydziale lotnictwa) płk Teofil Dziama. Wywiad ten dysponował 15 oficerami technicznymi, 15 inżynierami lotniczymi i 40 mechaniczami; siły te wystarczały na sformowanie 2÷3 eskadr [3].

Wywiad przemysłowy nosił nazwę Biuro Studiów Gospodarczych i Przemysłowych „Arka” i kierowany był od jesieni 1942 r. przez Jerzego Chmielewskiego („Jacek”), a następnie Adama Mickiewicza („Telesfor”). Referat Lotniczy i Pancerny (kryptonim „Motorowy”) prowadził konstruktor szybowcowy inż. Antoni Kocjan („Jankowski”, „Michał”, „Korona”), a jego zastępcą był inż. Stefan Waciorski („Stefan”, „Funio”). Oni organizowali lotniczy wywiad przemysłowy.

Biuro studiów Kedywu AK opracowywało różne formy sabotażu i dywersji lotniczej. Wydano szczegółową instrukcję „Niszczenie silników lotniczych i samochodowych”, która określała formy sabotażu na poszczególnych etapach ich produkcji. Wydano także wiele działowych instrukcji szczegółowych, np. dotyczących sabotażu technologicznego, skazania benzyny lotniczej itp.

Sabotaż w przemyśle lotniczym był szeroko rozwinięty i przybierał różnorodne formy, mimo iż zakłady te, podobnie jak i cały przemysł zbrojeniowy, były pod specjalną kontrolą okupanta. Podstawową część załogi stanowili w nich robotnicy polscy. Szerokie wpływy wśród załóg w przemyśle lotniczym miał ruch oporu. W zakładach lotniczych w pierwszym okresie wojny powstawały samorzutnie organizacje ruchu oporu lub ogniwa różnych organizacji (np. Związku Odwetu. Organizacji Orła Białego i in.), później większość z nich włączyła się do ZWZ (Związku Walki Zbrojnej) przekształconego w AK. Ze względu na to, że rozwój ruchu oporu w każdym zakładzie przebiegał inaczej, zostanie on przedstawiony w następnych artykułach pokazujących dzieje walki z okupantem w poszczególnych głównych wytwórniach przemysłu lotniczego na naszych ziemiach.

#### LITERATURA

1. P. MATUSAK: Ruch oporu w przemyśle wojennym na ziemiach polskich 1939-1945. Warszawa, 1983 r.
2. AWIH III/28/2.
3. Relacja G. Sidorowicza (w zbiorach autora).

# lotnicza

## I ASTRONAUTYCZNA

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Biała 4 skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

Tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Wydawca

**WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH  
SIGMA** Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

### SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Przyszłość motoszybowców . . . . .	1
ZE ŚWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Liczba zbudowanych silników odrzutowych przypadająca na samolot treningowy i szturmowy (do 1980 r.); Liczba szybowców w użyciu w 1981 r.; Szybowce w Kanadzie; Diamentowe odznaki szybowców (stan na koniec 1980 r.); Przewoźnicy lotniczy o największych przewozach w 1982 r. . . . .	3
A. Glass: Polskie samoloty i motoszybowce amatorskie . . . . .	4
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	7
Z. Sobolewski: Systemy i metody obsługi sprzętu lotniczego stosowane w PLL LOT . . . . .	8
Cz. Kaćki, A. Pięta, S. Szczeciński: Wpływ wysokości lotu na sprawn- ość napełnienia i parametry silnika tłokowego . . . . .	11
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Terminy lotnicze polskie, czeskie, serbochorwackie i bułgarskie (IV) . . . . .	14
KARTOTEKA TLiA: Lockheed SR-71 Blackbird . . . . .	15
Westland Lynx . . . . .	17
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Badania profili NACA 64-208 i 64-210 z kłapą 30%. Optimalizacja położenia kłapy . . . . .	19
T. Jacobi: Nowe kierunki rozwojowe polskich portów lotniczych (arty- kuł dyskusyjny) . . . . .	23
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	25
MAGAZYN TECHNOLOGA: W. Ptaszek, H. Piwowar, M. Błotnicki: Zastosowanie metody odlewania z przeciwcisnieniem do produkcji odlewów kadłuba sprężarki ze stopu AK-7 . . . . .	26
P. Matusak: Ruch oporu i wywiad lotniczy w przemyśle lotniczym na ziemiach polskich podczas okupacji hitlerowskiej (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	29
PROJEKTY: SIAI Marchetti S.226 . . . . .	II okł.
PROTOTYPY: AIDC AT-TC-3 . . . . .	II okł.
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	III okł.

Na okładce: Samoloty bombowe Żubr: PZL-30/BII, LWS-6, LWS-4A —  
rys. K. Cieślak

#### Redaktor naczelny:

mgr inż. **Andrzej Glass**

#### Sekretarz Redakcji:

**Emilia Łazarewicz**

#### Redaktorzy działowi:

mgr inż. **K. Dąbrowski**, doc. mgr inż. **M. Kwiatkowski**, mgr inż. **A. Kardymowicz**, mgr inż. **W. Kordziński**, dr inż. **J. Morawski**, inż. **K. Szumielewicz**

#### Rada programowa:

mgr inż. **W. Blaszczyk**, mgr inż. **Z. Góralski**, mgr inż. **A. Glass**, dr inż. **H. Grzegorzczak**, mgr inż. **J. Grzegorzewski** (wiceprzew.), mgr inż. **F. Gwiżdż**, dr inż. **B. Jancelewicz**, mgr inż. **E. Kołodziński**, doc. dr inż. **T. Kostia**, mgr inż. **J. Kowalczyk**, dr inż. **A. Kowalski**, mgr inż. **T. Krótkiewicz** (przewodniczący), mgr inż. **K. Kunachowicz**, doc. dr inż. **J. Lamparski**, mgr inż. **M. Mikluszka**, mgr inż. **A. Miśtorek**, mgr inż. **Z. Olszański**, mgr inż. **E. Pujszo**, mgr inż. **Z. Stankiewicz**, mgr inż. **S. Trębacz**, inż. **R. Woliński**, mgr inż. **M. Zawadzki**

NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA

WYDAWNICTWO  
CZASOPISM I KSIĄŻEK  
TECHNICZNYCH



**SIGMA**

00-950 Warszawa  
skrytka pocztowa 1004  
ul. Biała 4

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. nr 1, W-wa, Zam. 1129-1300/83. Nakład 6000 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. T-46.

Cena pojedynczego egz. zł 60.—

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37909

GLASS A.: Polskie samoloty i motoszybowce amatorskie. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 1, s. 4

Przedstawiono w zarysie rozwój konstrukcji amatorskich w Polsce od 1956 r. ze szczególnym uwzględnieniem samolotów i motoszybowców z kilku ostatnich lat. Podano główne dane techniczne konstrukcji, które wykonywały loty lub zostały ostatnio zbudowane.

SOBOLEWSKI Z.: Systemy i metody obsługi sprzętu lotniczego stosowane w PLL LOT. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 1, s. 8

Przedstawiono system obsługi samolotów An-24, Il-18 i Tu-134A.

KĄCKI C., PIĘTA A., SZCZECIŃSKI S.: Wpływ wysokości lotu na sprawność napełnienia i parametry silnika tłokowego. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 1, s. 11

W artykule omówiono model matematyczny procesu napełnienia cylindra silnika tłokowego, przy użyciu którego wyznaczono zmianę sprawności napełnienia silnika lotniczego w zależności od wysokości lotu. Moc silnika, obliczona dla różnych wysokości lotu przy uwzględnieniu wyznaczonych za pomocą modelu wartości sprawności napełnienia różni się tylko o 1÷3% od mocy obliczonej za pomocą stosowanych powszechnie wzorów empirycznych.

JACOBI T.: Nowe kierunki rozwojowe polskich portów lotniczych (artykuł dyskusyjny). TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 1, s. 23

Wskazano główne problemy związane z użytkowaniem portów lotniczych, ich tendencje rozwojowe oraz propozycje usprawnienia organizacyjnego ich funkcjonowania.

PTASZEK W., PIWOWAR H., BŁOTNICKI M.: Zastosowanie metody odlewania z przeciwcisnieniem do produkcji odlewów kadłuba sprężarki ze stopu AK-7. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 1, s. 26

W artykule przedstawiono przemysłową metodę odlewania złożonych odlewów o wysokich wymaganiach jakościowych. Omówiono pewne szczegóły rozwiązań konstrukcyjnych oprzyrządowania.

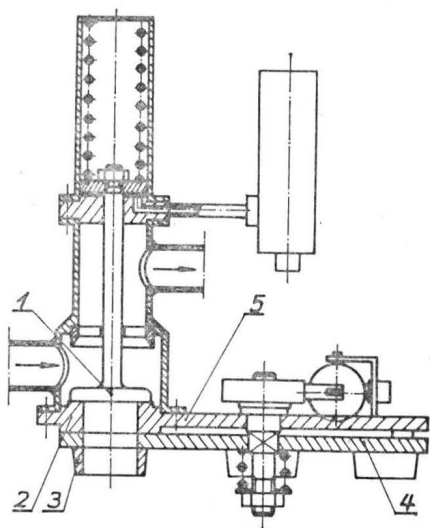
MATUSAK P.: Ruch oporu i wywiad lotniczy w przemyśle lotniczym na ziemiach polskich podczas okupacji hitlerowskiej. TLiA, t. XXXIX, 1984, nr 1, s. 29

Przedstawiono działalność polskiego wywiadu lotniczego w przemyśle lotniczym na ziemiach polskich w latach 1939÷1945 oraz produkcję lotniczą na podstawie raportów wywiadowczych. Działalność ruchu oporu wyrażała się w wywiadzie i sabotażu.

cd. na III s. okładki



● Instytut Lotnictwa i Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Swidnik zgłosiły do opatentowania

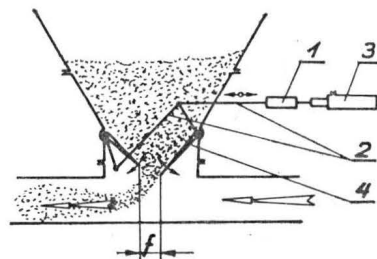


urządzenie do aplikacji cieczy, zwłaszcza insektycydów, ze statków latających (wynalazca J. Parafiniuk). Przedmiotem wynalazku jest urządzenie przeznaczone do dozowania cieczy zwartym strumieniem, np. insektycydów, ze statków latających do zwalczania larw owadów żyjących na obszarach wodnych. Wynalazek rozwiązuje zagadnienie zautomatyzowania zmiany wielkości dyszy między poszczególnymi cyklami pracy.

Urządzenie wg wynalazku, zawierające zawór 1, 2 zamykający i otwierający dyszę 3, charakteryzuje się tym, że ma płytę 4 osadzoną obrotowo w podstawie 5 i wyposażoną na obwodzie w dyszę 3 o różnej wielkości.

Skrót opisu wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 18/1981 r., w klasie B64D, pod nr P.222309.

● WSK PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania sposób równomiernego wysypu materiałów przez dozownik, zwłaszcza w agrolotniczej aparaturze opylającej (wynalazcy: M. Kopacz, M. J. Borowkowi, Z. Szczeciński, J. M. Gorbenko). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania sposobu równomiernego wysypu o wysokiej skuteczności przy zmniejszonej masie chemikaliów.



Sposób wg wynalazku polega na tym, że wywołuje się drgania kłapek 4 za pomocą generatora drgań 1, połączonego z kłapkami 4 dźwigniami napędowymi 2 oraz zablokowanego z tłoczkowym siłownikiem 3.

Skrót opisu wynalazku, chronionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 11/1981 r., w klasie B65B, pod nr P.223770T.

cd. ze s. 32

## CONTENTS

GLASS A.: Polish amateur-built airplanes and powered gliders. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 1, p. 4

The development of non-professional design in Poland since 1956 has been outlined, with special taking into consideration the airplanes and motor gliders built during the recent several years. Basic technical data of those designs which were flown or have been built recently, are given.

SOBOLEWSKI Z.: Aircraft maintenance and service systems and methods employed in Polish Airlines LOT. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 1, p. 8

The system of maintenance and service of airplanes An-24, Il-18 and Tu-134A has been presented.

KACKI C., PIĘTAK A., SZCZECIŃSKI S.: The influence of the flight altitude on volumetric efficiency and performance of the piston engine. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 1, p. 11

The mathematical model of the cylinder filling process in piston engines, used to determine the variations in volumetric efficiency of the aircraft engine versus the flight altitude, has been discussed in this article. The engine horse-power calculated for various flight altitudes with taking into consideration the values of volumetric efficiency which were determined by means of the model differs from that calculated from the commonly used empirical formulas by 1-3% only.

JACOBI T.: New trends in development of Polish airports (article for discussion). TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 1, p. 23

The main problems connected with the use of airports, airport development trends and proposals of organizational improvement of airport functioning have been presented.

PTASZEK W., PIWOWAR H., BŁOTNICKI M.: Application of the counterpressure casting method to production of compressor body castings of the AK-7 alloy. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 1, p. 26

An industrial method of casting complex bodies of high quality requirements has been presented in this article. Certain details of tooling design has been discussed.

MATUSAK P.: The Resistance and the Aviation Intelligence Service within the aircraft industry on the Polish territory during the Nazi occupation. TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 1, p. 29

The activity of the Polish Intelligence Service within the aircraft industry on the Polish territory in the years 1939-1945 and the aircraft production (based on Intelligence reports) have been described. The activity of the Resistance consisted in espionage and sabotage.

## ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: Von Amateuren gebaute polnische Flugzeuge und Siegfelflugzeuge. TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 1, S. 4

Es wird in umrissen die Entwicklung der Amateuerkonstruktionen in Polen seit 1956 mit besonderer Berücksichtigung der Flugzeuge und Siegfelflugzeuge aus den letzten Jahren dargestellt. Ausserden werden die technischen Daten von Konstruktionen angeführt, die Flüge ausgeführt haben bzw. in der letzten Zeit gebaut wurden.

SOBOLEWSKI Z.: In PLL LOT angewandte Systeme und Methoden bei der Wartung des Flugzeuggerätes. TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 1, S. 8

Es wird das Wartungssystem für die Flugzeuge An-24, Il-18 und Tu-134A dargestellt.

KACKI C., PIĘTAK A., SZCZECIŃSKI S.: Einfluss der Flughöhe auf die Füllleistung und die Parameter eines Kolbenmotors. TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 1, S. 11

In dem Beitrag wird ein mathematisches Modell für den Füllvorgang des Zylinders eines Kolbenmotors behandelt, mit dem die Änderung der Füllleistung eines Flugkolbenmotors in Abhängigkeit von der Flughöhe ermittelt wurde. Die für verschiedene Flughöhen, unter Berücksichtigung der mit Hilfe des Modells ermittelten Füllleistungswerte, errechnete Motorleistung, unterscheidet sich nur um 1-3% von den allgemein angewandten erfahrungsmässigen Formeln.

JACOBI T.: Neue Entwicklungsrichtungen polnischer Flughäfen (Diskussionsbeitrag). TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 1, S. 23

In dem Beitrag werden die Hauptprobleme hervorgehoben, die im Zusammenhang mit der Nutzung der Flughäfen stehen sowie die Entwicklungstendenzen und Vorschläge zur Verbesserung ihrer organisatorischen Funktion angedeutet.

PTASZEK W., PIWOWAR H., BŁOTNICKI M.: Die Anwendung des Giessverfahrens mit Gegenruck bei der Herstellung des Verdichtergehäuse-Gussstückes aus der AK-7 Legierung. TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 1, S. 26

In dem Beitrag wird das industriegemässe Giessverfahren komplizierter Gussstücke von hohen Qualitätsansprüchen dargestellt. Es werden einige Einzelheiten der Konstruktion von Werkzeug- und Vorrichtungsausrüstung behandelt.

MATUSAK P.: Widerstandsbewegung und Spionage in der Luftfahrtindustrie auf polnischen Gebieten während der Naziokkupation. TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 1, S. 29

Es wird die polnische Spionagetätigkeit in der Luftfahrtindustrie auf polnischen Gebieten während der Jahre 1939-1945 sowie die Luftfahrttechnische Produktion laut den Spionageberichten dargestellt. Die Tätigkeit der Widerstandsbewegung umfasste die Spionage und Sabotageakte.

## СОДЕРЖАНИЯ

ГЛЯСС А.: Польские любительские самолеты и мотопланеры. TLiA, т. 39, 1984 г., № 1, с. 4.

Представлено развитие любительских конструкций в Польше с 1956 г., особенно за период последних лет. Указаны главные технические данные конструкций которые совершили полеты или построились за последнее время.

СОБОЛЕВСКИ З.: Системы и методы обслуживания авиационной техники применяемые в Польских Авиалиниях ЛЕТ. TLiA, т. 39, 1984 г., № 1, с. 8.

Описывается система обслуживания самолетов Ан-24, Ил-18 и Ту-134А.

КОНЦИЙ С., ПИЕНТАК А., ШЕЦИНЬСКИ С.: Влияние высоты полета на эффективность наполнения и параметры поршневого двигателя. TLiA, т. 39, 1984 г., № 1, с. 11.

В статье описана математическая модель процесса наполнения цилиндра поршневого двигателя, которая позволила определить изменение эффективности наполнения авиационного поршневого двигателя в зависимости от высоты полета. Мощность двигателя, рассчитанная для разных высот полета, при использовании коэффициентов эффективности определенных на основе модели дает отклонение в пределах 1-3% от мощности рассчитанной с использованием широко применяемых эмпирических формул.

ЯКОБИ Т.: Новые направления развития польских аэропортов (Дискуссионная статья). TLiA, т. 39, 1984 г., № 1, с. 23.

Указаны главные проблемы, связанные с использованием аэропортов, их направления развития и предложения по улучшению организации их работы.

ПТАШЕК В., ПИВОВАР Х., БЛОТНИЦКИ М.: Применение метода литья с противодавлением для производства отливок корпуса компрессора из сплава АК-7. TLiA, т. 39, 1984 г., № 1, с. 26.

В статье описывается промышленный метод литья сложных отливок с высокими качественными требованиями. Описаны некоторые подробности конструктивных решений производственной оснастки.

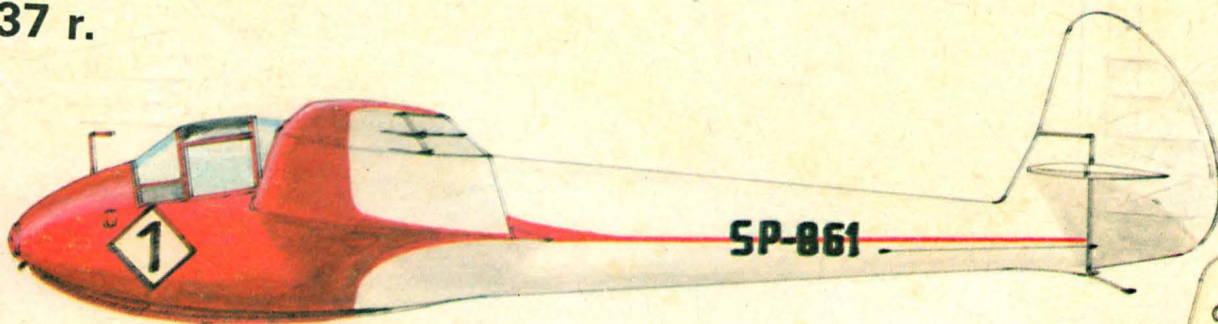
МАТУСАК П.: Подпольное движение и авиационная разведка в авиационной промышленности на землях Польши, во время гитлеровской оккупации. TLiA, т. 39, 1984, № 1, с. 29.

Описана деятельность польской авиационной разведки в авиационной промышленности на землях Польши в 1939-1945 г., а также производство этой промышленности — на основе данных этой разведки. Описана также активность в области саботажа производства оккупанта.

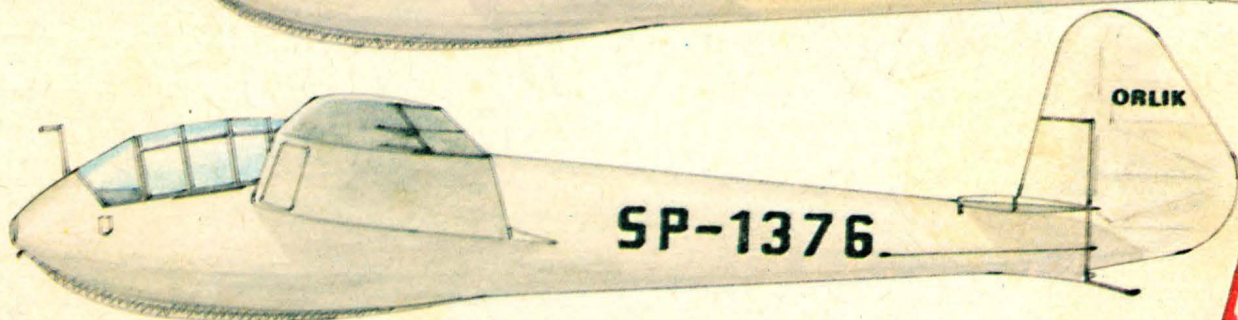
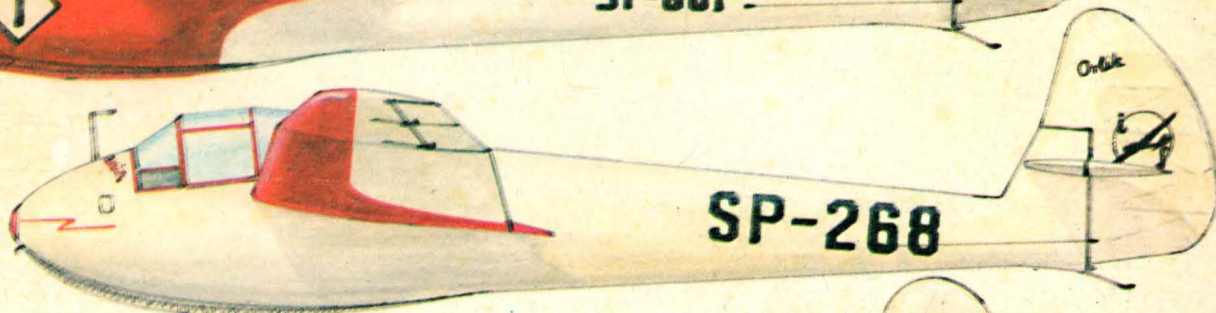


# Orlik I i II

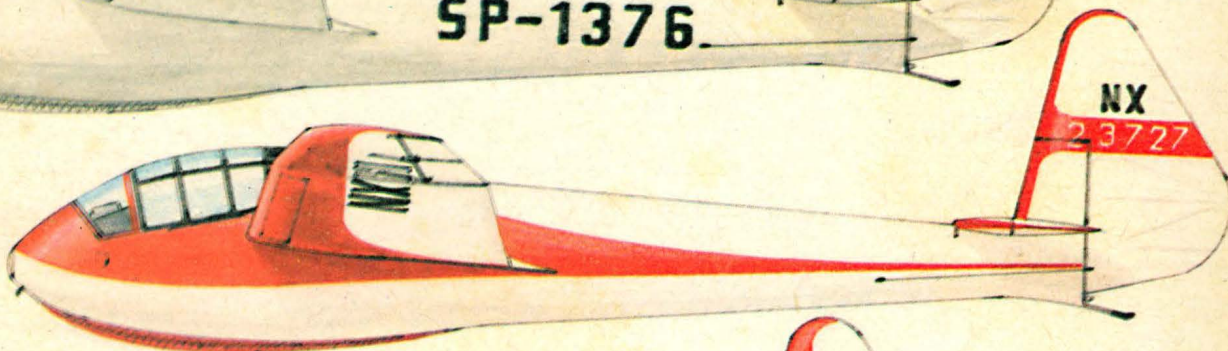
1937 r.



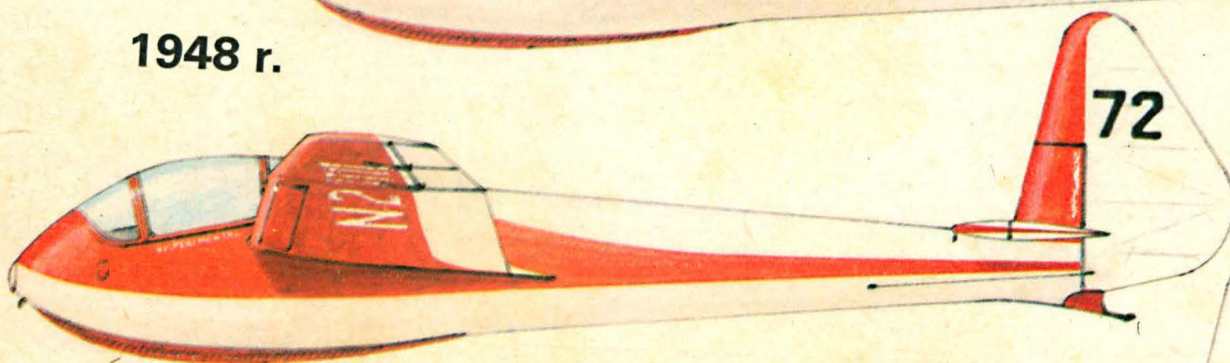
1946 r.



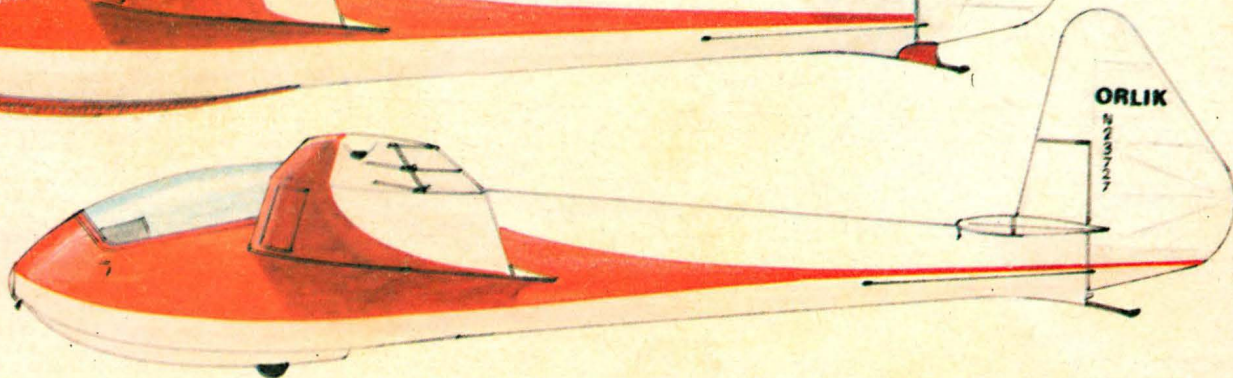
1939 r.



1948 r.



1965 r.



1981 r.