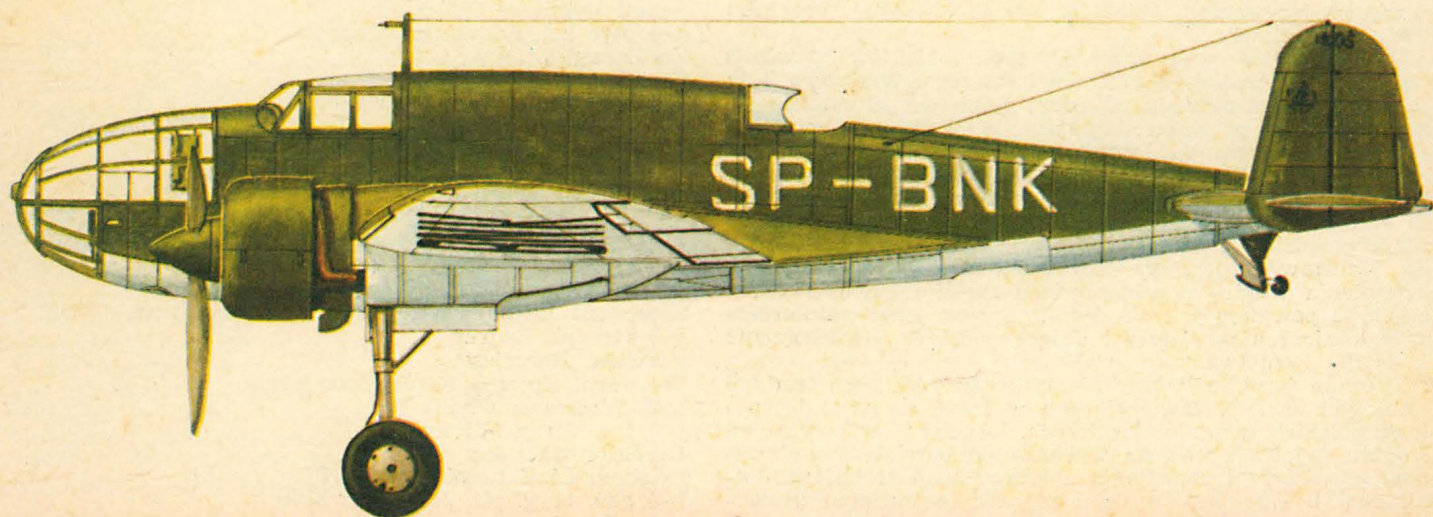
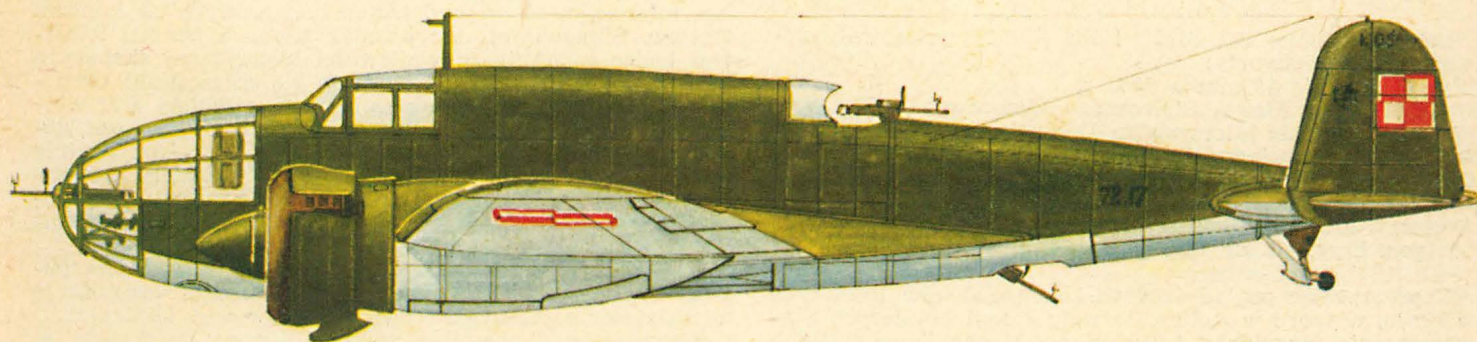
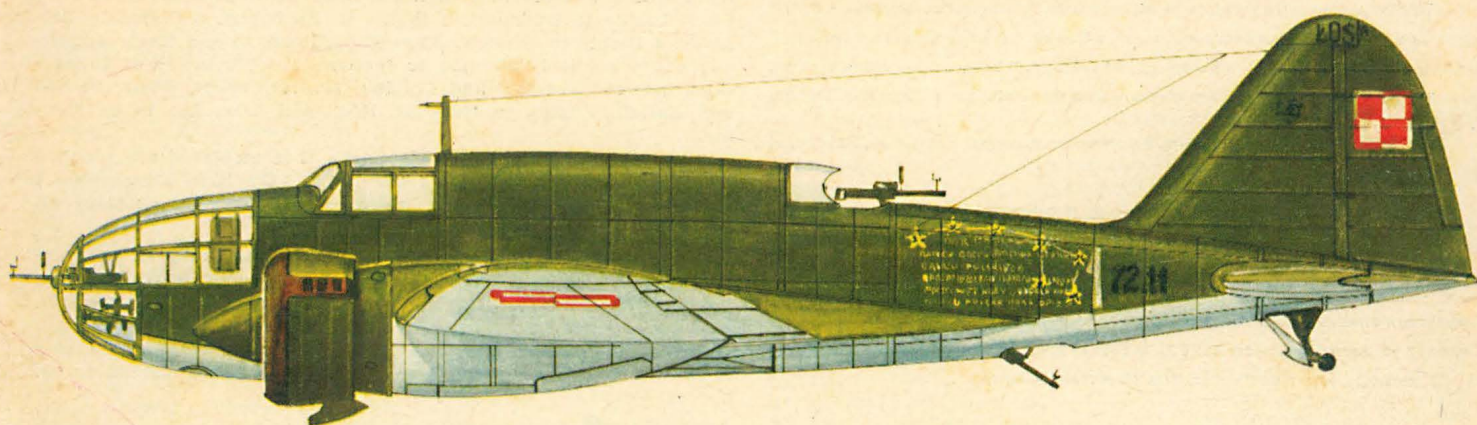


TECHNIKA

4'83

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





● В октябре пр. года на заводе ВСК ПЗЛ-Мелец состоялся первый полет сверхлегкого учебного самолета KR-02A. Это любительский самолет сконструированный инженерами С. Кустроном и Е. Кравчиком. Самолет имеет трехколесное шасси, двухцилиндровый двигатель мощностью в 44 кВт (60 лс), длину 4,95 м, размах 8,8 м, высоту 1,35 м. Предполагаемая максимальная скорость 288 км/ч, крейсерская 163 км/ч.

Самолет успешно завершил наземные испытания.

● На заводе ВСК ПЗЛ-Мелец было принято решение о продолжении производства самолета Ан-2 до 1990 г. Первоначальные планы предполагали производство этого самолета только до 1980 г, поэтому в последние годы выпуск стал снижаться.

● Польские Авиалинии ЛЕТ в 1983 г. предусматривают совершенствование самолетного парка и увеличение числа транзитных рейсов.

— Предусматривается увеличение перевозок на 56% путем повышения частоты полетов в социалистические страны, м. др. в Софию 4 рейса в неделю, в Берлин 3 в Будапешт 5, в Бухарест 2, в Белград 2, в Москву 4. В капиталистические страны, увеличение числа полетов будет иметь место по маршрутам: Варшава-Лондон,

— Мадрид-Рим, — Виена и Цюрих. Будут восстановлены полеты в Хельсинки, Кёльн и Лион.

— Предусматривается замена самолетов ИЛ-62 самолетами ИЛ-62М. ЛЕТ имеет уже 5 таких машин, следующие 2 получит в конце 1983 или в начале 1984 г.

● Планы продажи завода ВСК ПЗЛ-Мелец за 1982 г. перевыполнены. Продана продукция стоимостью в 18 миллиардов злотых, т.е. на 9% выше, чем за 1981 г. Экспорт увеличен более чем на 10%. В 1983 г. предполагается выпуск самолетов Ан-28, которые будут поставляться в Советский Союз.

● The first flight of the KR-02A ultra-light training aircraft took place at WSK-Mielec in October last year. This amateur-built two-seat light aircraft is designed by engineers S. Kustron and J. Krawczyk. It is provided with three-wheeled undercarriage and two-cylinder 44 kW (60 hp) engine, and its dimensions are: overall length — 4.95 m, wing span — 8.8 m, overall height — 1.35 m. The aircraft is expected to achieve the maximum speed of 288 km/h and the cruising speed of 163 km/h.

It has successfully passed the ground tests.

● The decision to extend the production of the An-2 aircraft till 1990 has been taken at WSK PZL-Mielec. Originally this aircraft was planned to be manufactured till 1980 only, hence its production was being reduced during recent years.

● The Polish Airlines LOT are planning to exchange their fleet and to increase the amount of flights to and from abroad in 1983. In particular:

— It is planned to achieve increase in the transport amount by 58% through raising the frequency of flights to socialistic countries, which will reach: 4 flights a week to Sofia, 3 flights to Berlin, 5 flights to Budapest, 2 flights to Bucharest, 2 flights to Belgrade, 4 flights to Moscow. As regards flights to and from capitalistic countries, it is planned to increase the frequency of connections between Warsaw and London, Madrid, Milan, Rome, Vienna and Zurich. Flights to Helsinki, Köln and Lyon are to be resumed.

— As regards the aircraft fleet, the Il-62 airplanes are planned to be replaced by the Il-62M ones. The LOT have already got 5 airplanes of that type and two next ones will be obtained on the turn of 1983.

● The actual sales achieved at WSK PZL-Mielec in 1982 exceeded the sales plan. The total worth of the sold product amounted to 18 milliards zł, i.e. by 9% more than that figure for 1981. The exports increased as well, and that by a dozen or so per cent. For 1983 the multipurpose An-28 airplanes, which are known to sell well in the Soviet Union, are planned to be manufactured.

## Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK

### LIST OTWARTY SEKCJI LOTNICZYCH

Sekcje Lotnicze ZG SIMP i ZG SITK wystosowały następujący list otwarty:

Warszawa, dnia 18 marca 1983 r.  
Do Prezydenta Miasta Stołecznego Warszawy  
Ob. gen. dyw. dr Mieczysława Dębickiego  
Dyrektora Centralnego Zarządu Lotnictwa  
Cywilnego — Ministerstwa Komunikacji  
Ob. gen. bryg. pil. Jerzego Rakowskiego  
Prezesa Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej  
Ob. gen. bryg. pil. dr Władysława Hermaszewskiego

Reprezentując pogląd środowiska specjalistów lotniczych w kraju, w tym i w stolicy, Zarządy Sekcji Lotniczych Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich i Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Komunikacji oraz Zarząd Klubu Seniorów Lotnictwa Aeroklubu Warszawskiego zwracają się z uprzejmą prośbą o rozpatrzenie zawartych w niniejszym wystąpieniu propozycji związanych z zagospodarowaniem obiektów byłego lotniska Aeroklubu PRL na Gocławiu.

Uważamy, że wykorzystanie tych obiektów powinno uwzględniać lokalizację muzeum lotniczego. Warszawa była zawsze centrum rozwoju polskiego lotnictwa od zarania jego dziejów aż po dzień dzisiejszy. W Warszawie mieszczą się zakłady przemysłu lotniczego, instytuty lotnicze, uczelnie lotnicze. W Warszawie, bądź w jej pobliżu, stacjonowały i stacjonują sztabowe jednostki lotnictwa wojskowego. W stolicy mają siedzibę naczelne władze wszystkich instytucji, przedsiębiorstw i organizacji lotniczych. Dlatego też na Warszawie spoczywa obowiązek zachowania tradycji, krzewienia wiedzy o osiągnięciach myśli i czynach twórczych, zapewniające rozbudzenie i rozwijanie zainteresowań lotniczych młodzieży i dające podstawę do tworzenia kadr dla lotnictwa.

Muzeum lotnicze byłoby nie tylko świadectwem tradycji lotniczych stolicy, zawierających w sobie co najmniej połowę polskich osiągnięć lotniczych, lecz także w poważnym stopniu byłoby ośrodkiem wychowania patriotyczno-obronnego młodzieży i rozwijania zainteresowań techniczno-lotniczych. Byłoby ono zarazem pierwszym muzeum prawobrzeżnej Warszawy.

Zaczątkiem muzeum powinno stać się archiwum lotnictwa mieszczące się w budynkach hangarowych na lotnisku Gocław. Stanowiłoby ono ośrodek badań z historii lotnictwa będąc rekwizytem prawidłowości historycznej ekspozycji w muzeum. W Warszawie znajduje się spora liczba eksponatów lotniczych. Część z nich, jak np. samoloty z II wojny światowej przechowywane w Muzeum Wojska pod gołym niebem, podlega nieodwracalnym zniszczeniom. Według posiadanych informacji Muzeum Wojska Polskiego jest zainteresowane umieszczeniem tych eksponatów w odpowiednio przechowywanych zbiorach lotniczych w Warszawie.

Przy organizacji muzeum lotniczego chętnie udzieli pomocy wymienione niżej instytucje lotnicze i organizacje młodzieżowe popierające rozwój zainteresowań lotniczych.

Przedstawiając powyższy wniosek liczymy na decyzję, w wyniku której obiekty byłego lotniska aeroklubowego na Gocławiu będą wykorzystane także i na potrzeby muzeum lotnictwa.

Za zarząd  
Sekcji Lotniczej SIMP  
(—) mgr inż. Aureliusz Misiorek  
Za Zarząd  
Sekcji Lotniczej SITK  
(—) mgr inż. Ryszard Zaremba  
Za zarząd  
Klubu Seniorów Lotnictwa AW  
(—) płk. pil. w st. sp. Kazimierz Wierzbicki  
Popierający prośbę:  
Sekretarz Generalny SITK  
(—) mgr inż. Zdzisław Hyla  
b. rektor Politechniki Warszawskiej  
(—) prof. zwyczaj. Władysław Araszkiewicz  
Kierownik Ośrodka Informacji Naukowej Lotn. Cywil.  
(—) Henryk Żwirko  
Dyrektor Naczelny  
Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego  
PZL-Warszawa Okęcie  
(—) inż. Jerzy Milczarek  
Dyrektor Naczelny  
Polskich Linii Lotniczych LOT  
(—) gen. bryg. pil. Józef Kowalski  
(—) płk pil. w st. sp. Stanisław Skalski



MIESIĘCZNIK SEKcji LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH,

XXXVIII KWIECIEŃ 1983

TECHNIKA

4'83

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

## Na czym i jak szkolić pilotów szybowcowych

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

### Sytuacja w szybownictwie

Tytuł spotkania zorganizowanego przez Sekcję Lotniczą SIMP „Czy upadek polskich szybowców i szybownictwa” \*) nie był optymistyczny. Skąd ten alarmistyczny ton? Pod jakim względem nasze szybownictwo jest zagrożone? Zestawmy fakty, a wówczas diagnoza będzie łatwiejsza.

Co znaczy zagrożone szybownictwo? Szkolenie, trening, czy wyczyn. Podstawą jest szkolenie, więc nim się zajmijmy. A co warunkuje skuteczne szkolenie? Sprawny system szkolenia i selekcji pilotów, szybowce, metody startu, lotniska, instruktorzy oraz koszty.

**Sprawność systemu szkolenia.** Często padają zarzuty, że nie mamy przemyślanego systemu szkolenia szybowcowego, że realizowany system został ukształtowany zupełnie przypadkowo. Zaczniemy od zasadniczego jego sprawdzianu, tj. sprawności szkolenia, czyli liczby pilotów wyszkolonych podstawowo, którzy przechodzą na dalsze etapy szkolenia. W ostatnim pięcioleciu była ona rzędu 20%, a były lata, gdy spadała i do 12%. Przy stosowanym sprzęcie i systemie startu, które są dość drogie, odsiew 80% już wyszkolonych, to 5-krotne zwiększenie faktycznych kosztów wyszkolonego pilota. Jest to chyba dostateczny powód, aby zastanowić się nad przyczynami tak małej efektywności szkolenia. A przyczyn może być wiele. Po pierwsze system rozbudzania zainteresowań lotnictwem uległ tak poważnemu zahamowaniu, że trudno mówić o jego skuteczności. Czy koła lotnicze i modelarnie kierują entuzjastów lotnictwa na szkolenie szybowcowe? Nie! Nie istnieje tzw. „piramida lotnicza”. Droga „od modelu na szybowiec, z szybowca na samolot” jest po pierwszym ogniwie odcięta. Następna sprawa: psychologia dowiodła, że rozbudzanie zainteresowań odbywa się najpóźniej w wieku 14-15 lat. My zaś rozpoczynamy szkolenie 16-latków. Natomiast kraje prowadzące masowe szkolenie szybowcowe jak RFN i NRD dawno obniżyły dolną granicę wieku do 14 lat. Dziś rzadko się zdarza, że instruktorzy szybowcowi potrafią rozbudzić entuzjazm do lotnictwa. A organizacja treningu w aeroklubach dla nowo wyszkolonych szybowców jest taka, że trzeba kilkakrotnie przyjść na lotnisko (w wyznaczonych na loty terminach), aby wykonać jeden lot. Jeśli przez cały rok pilot wykona tylko kilka lotów, to rezygnuje z dalszego latania. A może powinny być letnie kursy treningowe, np. do II klasy wyszkolenia? Czy zostało spreycyzowane po co szkolimy pilotów szybowcowych, czyli dla kogo (wyczynu, treningu czy lotnictwa zawodowego) i w związku z tym czy jest ustalone co oni mają umieć i jak ich trzeba szkolić? Wniosek: trzeba przemyśleć cel, zadania i środki szkolenia szybowcowego oraz problem rozbudzania zainteresowań, „piramidy lotniczej”, wieku rozpoczynania szkolenia i metod selekcji kandydatów i szkolonych pilotów. Wówczas można ułożyć logiczny system szkolenia.

**Szybowce.** Dotychczas do szkolenia używano Czaple i Bociany. Czaple, o doskonałości 17 produkowane w latach 1955-1960, przez lata sześćdziesiąte trzymały się dobrze. Na początku lat siedemdziesiątych było ich ponad sto, lecz w ostatnim dziesięcioleciu stopniowo były wycofywane z powodu zużycia. Ostatnie kilka egzemplarzy po dwudziesto-

paroletniej służbie dziś już kończy swój żywot i praktycznie biorąc tego typu szybowca nie mamy. Bociany, o doskonałości 26, których produkcja trwała 25 lat (od 1952 do 1977 r.), już w 1970 r. stanowiły przeważającą część naszych szybowców szkolnych, a w połowie lat siedemdziesiątych ich liczba wzrosła i ostatnio stały się zasadniczym typem szkolnym. Kilkanaście Ogarów i kilkanaście Puchaczy stanowi zbyt małą liczbę, aby mogły przejąć rolę Bocianów. A dławczego Bociany nie mogą służyć dalej? Otóż ich tzw. mosty centralne, czyli spawane części dźwigara skrzydłowego znajdujące się w kałużbie, mają zbyt krótki żywot. Ulegają pęknięciom zmęczeniowym i kolejne ich kontrole wciąż skazują następne szybowce na kasację. Liczba skasowanych w tym roku Bocianów może być tak duża, że za rok będzie brakowało szybowców do szkolenia, nie mówiąc o tym co będzie za dwa lata. Szybko trzeba szukać dróg wyjścia z tej sytuacji. Na obecnie posiadanych szybowcach wyczynowych można jeszcze latać przez wiele lat, lecz szkolenie jest poważnie zagrożone.

**Metody startu.** Start za wyciągarką jest co najmniej o 30%, jeśli nie o 50%, tańszy od startu na holu za samolotem. W 1970 r. 80% startów szkolnych na szybowcach dwumiejscowych wykonywano u nas za wyciągarką, w 1981 r. tylko 10% — dlaczego? W 1970 r. mieliśmy 126 wyciągarek, dziś działa z nich tylko kilkanaście. Sprzęt się zużył, nowego nie kupowano. Czy może na świecie zarzucono już starty za wyciągarką i szybowce startują za samolotem? Nic podobnego. W RFN w 1981 r. starty za samolotem wynosiły tylko 9,7% startów szkolnych. Dominowała wyciągarka (76%), zaś pewien udział miały motoszybowce (14,3%). Wniosek: przeszliśmy na zbyt drogą metodę startu przy szkoleniu.

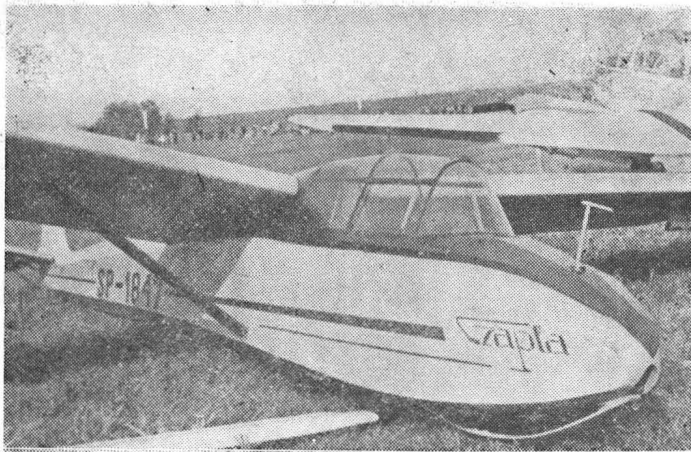
**Lotniska.** Na masowość szkolenia szybowcowego ma zasadniczy wpływ rozproszenie lotnisk aeroklubowych po całym terenie kraju. Realna odległość dojazdu na treningi szybowcowe to 30, maks. 40 km. Weźmy mapę Polski, spis aeroklubów i z miejscowości, w których są aerokluby zakreślmy kółka o średnicy 30 km. Okazuje się, że przeważająca część kraju nie jest nimi objęta, a są połacie kraju, gdzie odległość od aeroklubu jest bardzo duża. Stąd większość polskiej młodzieży nie ma dostępu do latania. Był okres, gdy likwidowano lotniska trawiaste jako zbędne, a nowych nie tworzy się od lat. Były też takie lata w naszym kraju, gdy szybowisk było ponad sto. Wniosek: sieć lotnisk sportowych jest u nas za rzadka.

**Instruktorzy.** Szkolenie szybowcowe jest jednym z fragmentów wychowania młodzieży. Ma wychować ludzi zamiłowanych do lotnictwa — lecz wychowywać można tylko własnym, dobrym przykładem. A jaki procent instruktorów jest dziś wychowawcami z prawdziwego zdarzenia? Była niegdyś w Bielsku Centralna Szkoła Instruktorów Szybowcowych. Dziś duży procent instruktorów to ludzie przypadkowi. A wysoka jakość szkolenia, zaszczepianie uczniom zamiłowania do lotnictwa, poczucia obowiązku itp. możliwe są tylko wówczas, gdy instruktorzy sami są ludźmi godnymi naśladowania i potrafią nawiązać wychowawczy kontakt z uczniem. Wniosek: nie najlepsza jakość szkolenia i słaba jego wydajność ma swe korzenie też w kadrcie. Może trzeba wyszkolić nową kadrcę.

**Koszt szkolenia** zależy zarówno od sprawności przyjęte-

\*) Niniejszy artykuł powstał pod wpływem dyskusji na ww. VII spotkaniu „okrągłego stołu” w dniu 7.12.1982 r. w Warszawie.



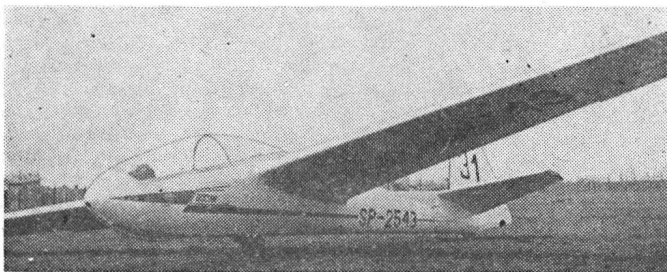


Rys. 1. Szybowiec Czapla o doskonałości 17. Fot. A. Glass

go systemu szkolenia i systemu selekcji pilotów oraz od sprawności funkcjonowania aeroklubów, jakości instruktorów, jak też kosztu zakupu i użytkowania szybowców oraz kosztu wybranej metody startu. Uzdrawienie tylko jednego z tych czynników daje częściową poprawę. Poważny spadek kosztów da dopiero optymalne rozwiązanie wszystkich tych problemów.

### Drogi wyjścia z kryzysu szkoleniowego

W Polsce na 10 tys. mieszkańców przypada 0,9 pilota szybowcowego i 0,4 samolotowego pilota sportowego. Są to wskaźniki trzykrotnie niższe niż średnia europejska, a zrazem jest to jeden z najniższych wskaźników w Europie. A uważamy się za kraj z ambicjami lotniczymi. Niedorozwój popularyzacji lotnictwa i aeroklubowego szkolenia lotniczego spowodował, że rozwijające się lotnictwo zawodowe (komunikacyjne, wojskowe, rolnicze, sanitarne itd.) działało jak pompa ssąca (i słusznie) przejmując pilotów z aeroklubów, a wobec niedoboru młodych pilotów lotnictwo zawodowe wyciągnęło z aeroklubów wielu zawodowych instruktorów. Skutki tego są oczywiste. W 1948 r. plan szkolenia szybowcowego obejmował u nas 4500 osób, a dziś dużo mniej. U podstaw szkolenia lotniczego znajduje się



Rys. 2. Szybowiec Bocian o doskonałości 26

szybownictwo. Dlatego szkolenie szybowcowe należy rozpatrywać jako ważny element całego procesu szkolenia lotniczego. Zagrożenie szkolenia szybowcowego rzutuje na przyszłość całego naszego lotnictwa. Natomiast rozwój szkolenia szybowcowego wiąże się wyraźnie ze skutecznością masowej popularyzacji lotnictwa. Dlatego tych spraw nie należy rozpatrywać w oderwaniu od siebie. Spróbujmy zestawić najważniejsze czynniki, które mogą pomóc wyjść z sytuacji kryzysowej.

**Popularyzacja lotnictwa wśród młodzieży** — to podstawa „piramidy lotniczej”. Służą do tego trzy drogi: masowe wydawnictwa, telewizja i imprezy lotnicze (organizowane przez lotnictwo i organizacje współpracujące). Jest to odcinek więcej niż zaniedbany. (Propozycje na temat różnych form popularyzacji — patrz TLiA nr 12/80). Rozwój popularyzacji możliwy będzie jedynie pod warunkiem koordynacji tej działalności np. przez utworzenie przy APRL Komisji Popularyzacji Lotnictwa, działalności organizatorskiej w zakresie imprez lotniczych oraz szkolenia instruktorów popularyzacji lotnictwa.

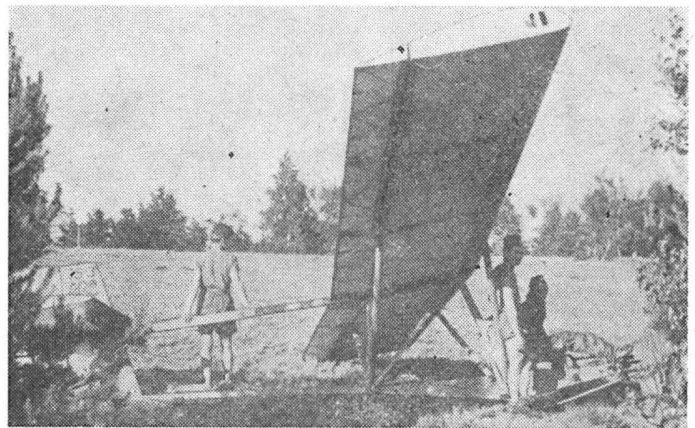
**System szkolenia szybowcowego.** Aby móc odpowiedzieć na pytanie jak należy szkolić pilotów i jakie mają uzyskać umiejętności musimy najpierw odpowiedzieć na pytanie do czego ma służyć szkolenie szybowcowe. Musimy wiedzieć czy pilota szybowcowego szkolimy dla:

- szybownictwa wyczynowego,
- lotnictwa zawodowego,

— treningu w aeroklubach (czyli dla uzyskania grupy rezerwowej dla lotnictwa zawodowego, lecz także i dla lotnictwa przyjemnościowego, tj. rekreacyjnego oraz dla selekcji pilotów).

Czasy, gdy latanie dla przyjemności, sport wyczynowy i przygotowanie do lotnictwa zawodowego to było jedno i to samo i nie wpływało na system szkolenia — dawno już minęły. Dziś, w zależności od tego kto finansuje szybownictwo, ten określa wymagania stawiane szkoleniu. Jeśli są to organizacje sportów obronnych — to celem jest przygotowanie pilotów dla lotnictwa zawodowego. Jeśli organizacje czy kluby sportowe — to celem jest wyczyn sportowy. Jeśli czynią to zrzeszenia indywidualnych amatorów latania — celem jest latanie rekreacyjne. Oczywiście często się zdarza, że aerokluby w poszczególnych krajach realizują te wszystkie trzy zadania równocześnie, lecz wówczas zasadniczą sprawą jest ustalenie proporcji, czyli jaki procent pilotów szkoli się dla kogo.

Spróbujmy odpowiedzieć na to ostatnie pytanie. Do wyczynu dochodzi najwyżej 10% (a może 5%) szkolonych pilotów. Stąd wniosek, że nastawienie szkolenia podstawowego na potrzeby przygotowania pilotów wyczynowych jest swego rodzaju przesadą. Nie ma takiej potrzeby, aby pilot rozpoczynający dziś szkolenie za dwa lata był zawodni-



Rys. 3. Jednomiejscowy szybowiec szkolny ABC. Fot. A. Glass

kiem. Dlatego szkolenie na dwumiejscowych szybowcach laminatowych o doskonałości 30 do 38 i cenie ponad 2 mln zł nie wydaje się najszluszniejszym rozwiązaniem problemu. Może zamiast szkolenia na drogim sprzęcie wystarczy umożliwienie przesiadania się na szybowce treningowe, a z nich na wyczynowe.

Należy założyć, że 50% szkolonych powinno trafiać do lotnictwa zawodowego. W takim przypadku do tego lotnictwa powinien być dostosowany zasadniczy program szkolenia szybowcowego. A na jaki samolot ma się przesiąść wyszkolony pilot szybowcowy? Czy na samolot o doskonałości rzędu 30? Nie ma takich samolotów. Samoloty szkolne i treningowe, bojowe i pasażerskie, sportowe i rolnicze najczęściej mają doskonałość rzędu 8 do 14. Czy więc szybowiec szkolny musi mieć dużą doskonałość? Duża doskonałość (powyżej 20) ułatwia wykonywanie przelotów, lecz szkolenie szybowcowe nie polega na przelotach. O czasie



Rys. 4. Tzw. „piramida lotnicza”. A które jej części dziś funkcjonują?

lotu szkolnego decyduje wysokość wyczepienia (np. z wyciągarki) przy starcie i opadanie szybowca. Więc może

c.d. na s. 4



# Prognoza rozwoju lotnictwa lekkiego w USA 1982 ÷ 1987

## STATYSTYKA LOTNICZA



Samoloty w użyciu w tys.	1982	1983	1984	1985	1986	1987
<b>Samoloty</b>						
łokowe jednosilnikowe	169,5	171,9	175,9	181,7	189,2	198,0
łokowe wielosilnikowe	25,4	26,0	26,8	27,8	29,0	30,2
turbośmigłowe	4,5	4,9	5,3	5,8	6,3	6,8
odrzuutowe	3,1	3,2	3,3	3,4	3,7	3,9
<b>Śmigłowce</b>						
łokowe	3,1	3,2	3,3	3,4	3,6	3,8
odrzuutowe	3,4	3,6	3,8	4,0	4,4	4,7
<b>Balony, szybowce i sterowce</b>	5,0	5,2	5,5	5,8	6,2	6,5
<b>Razem</b>	<b>214,0</b>	<b>218,1</b>	<b>223,9</b>	<b>231,9</b>	<b>242,4</b>	<b>253,9</b>
<b>Piloci czynni (w tys.)</b>						
szkolący się	192,6	200,4	201,1	207,6	217,7	227,1
prywatni	361,3	369,7	378,2	386,7	395,1	403,6
zawodowi	184,4	184,1	184,0	183,2	182,4	182,2
transportowi	74,1	78,6	82,1	87,7	92,2	96,7
śmigłowcowi	6,6	7,1	7,5	7,8	8,2	8,5
szybowcowi	7,4	7,9	8,3	8,7	9,2	9,6
inni	3,8	4,0	4,1	4,3	4,5	4,6
w tym IFR	272,9	285,3	297,5	309,5	321,6	333,6
<b>Razem</b>	<b>630,2</b>	<b>651,8</b>	<b>665,3</b>	<b>686,0</b>	<b>709,3</b>	<b>732,3</b>
<b>Zużycie paliwa w tys. USgal***)</b>						
<b>Benzyzna lotnicza</b>						
lotnictwo lekkie	54	54	57	59	62	64
lotnictwo komunikacyjne	9	7	6	5	5	4
<b>Razem</b>	<b>550</b>	<b>561</b>	<b>577</b>	<b>600</b>	<b>629</b>	<b>653</b>
<b>Paliwo odrzutowe</b>						
lotnictwo lekkie	1 013	1 040	1 098	1 187	2 218	1 299
lotnictwo komunikacyjne	8 537	8 640	9 057	9 447	9 794	10 044
<b>Razem</b>	<b>9 550</b>	<b>9 680</b>	<b>10 155</b>	<b>10 634</b>	<b>11 012</b>	<b>11 343</b>
<b>Razem paliwa</b>	<b>10 100</b>	<b>10 241</b>	<b>10 732</b>	<b>11 234</b>	<b>11 641</b>	<b>11 996</b>
<b>Operacja kontroli ruchu w mln**)</b>						
miejscowe	15,3	18,5	21,7	24,9	27,2	29,1
przeloty	37,3	41,3	45,1	48,7	51,8	54,4
<b>Razem</b>	<b>52,6</b>	<b>59,8</b>	<b>66,8</b>	<b>73,6</b>	<b>79,0</b>	<b>83,5</b>
<b>Liczba wież kontroli</b>	367	389	411	433	435	437
<b>Operacje IFR na przyrządy w mln**)</b>						
lotnictwo lekkie	16,4	20,2	21,8	22,9	23,9	24,8
lotnictwo komunikacyjne	9,1	9,6	10,2	10,4	10,6	10,7
kommunikacja lokalna	4,6	5,1	5,5	5,9	6,4	6,8
wojskowe	3,9	3,9	3,9	3,9	3,9	3,9
<b>Razem</b>	<b>34,0</b>	<b>38,8</b>	<b>41,4</b>	<b>43,1</b>	<b>44,8</b>	<b>46,2</b>
<b>Operacje nie IFR w mln**)</b>	8,5	11,2	11,7	11,7	12,0	12,1

\*) starty i lądowania,\*\*) starty, lądowania i przeloty,\*\*) USgal = 3,78 l

Źródła: Business Aircraft Statistical Data 1980 Flight 28.08.1982 r.

A.G.

## Samoloty lekkie w USA w 1980 r.

Rodzaj samolotów		Samoloty						samoloty razem	Śmigłowce	Razem
		łokowe			turbinowe					
		jednosilnikowe	wielosilnikowe	razem	turbośmigłowe	odrzu-towe	razem			
Instytucji	szt.	3 202	5 642	8 844	2600	2350	4 950	13 794	947	14 741
	h*)	1 078	1 635	2 713	1172	1071	2 243	4 956	380	5 336
Przedsiębiorstw	szt.	38 374	9 342	47 716	420	110	530	48 246	749	48 995
	h*)	6 180	1 784	7 964	189	41	230	8 194	257	8 451
Służbowe	szt.	41 576	14 984	56 560	3020	2460	5 480	62 040	1696	63 736
	h*)	7 258	3 419	10 677	1361	1112	2 473	13 150	637	13 787
Prywatne	szt.	89 250	3 050	92 300	10	3	13	92 313	592	92 905
	h*)	8 255	421	8 676	2	—	2+	8 678	34	8 712
Rolnicze	szt.	6 160	386	6 546	58	—	58	6 604	684	7 288
	h*)	1 711	41	1 752	32	—	32	1 784	239	2 023
Szkolne	szt.	13 357	577	13 934	1	52	53	13 987	274	14 261
	h*)	5 343	181	5 524	—	25	25+	5 549	69	5 618
Lokalnej kom.	szt.	105	566	671	256	9	265	936	1	937
	h*)	66	492	558	395	5	400	958	1	959
Taksówki pow.	szt.	2 945	3 192	6 137	501	197	698	6 835	785	7 620
	h*)	1 292	1 416	2 708	319	82	401	3 109	439	3 548
Fabryczne	szt.	1 483	341	1 824	9	23	32	1 856	956	2 812
	h*)	45	86	131	4	14	18	149	496	645
Wynajmowane	szt.	10 718	510	11 228	70	44	114	11 342	260	11 602
	h*)	3 477	178	3 655	30	22	52	3 707	195	3 902
Inne	szt.	2 837	963	3 800	161	205	366	4 166	749	4 915
	h*)	514	137	651	65	66	131	782	203	985
Razem	szt.	210 007	39 553	249 561	7106	5453	12 559	262 119	7693	269 812
	h*)	35 219	9 790	45 009	3569	2438	6 007	51 016	2950	53 966

\*) w tys.

E.L



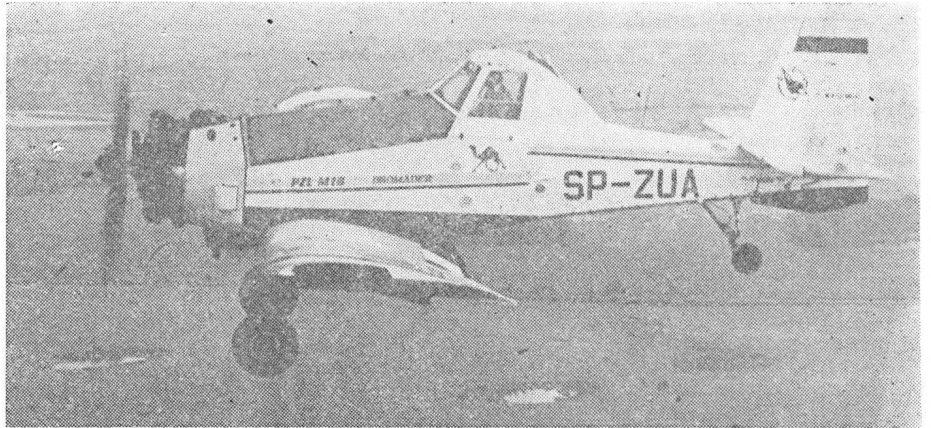


POLSKA

● W październiku ub. roku w WSK PZL-Mielec odbył się pierwszy lot ultralekkiego samolotu szkolnego KR-02A. Jest to konstrukcja amatorska, skonstruowana przez inżynierów S. Kustronia i J. Krawczyka. Samolot ma: trójkołowe podwozie, dwucylindrowy silnik o mocy 44 kW (60 KM), długość 4,95 m, rozpiętość 8,3 m, wysokość 1,35 m. Przewiduje się, że może on osiągnąć prędkości: maks. 288 km/h, przelotową 163 km/h.

Samolot przeszedł cykl prób naziemnych pomyślnie. (*Skrzydłata Polska* 28/82).

● W WSK PZL-Mielec zapadła decyzja o przedłużeniu produkcji samolotu An-2 do 1990 r. Pierwotne plany zakładały, że będzie



Samolot rolniczy PZL-M18 Dromader w służbie polskiego lotnictwa rolniczego. Fot. L. Zieliński

c.d. ze s. 2

ważniejsze jest małe opadanie. Wysoka doskonałość co prawda zmniejsza zapotrzebowanie mocy wyciągarki czy samolotu holującego, lecz również ważna jest mała masa szybowca, która dla szybowca o mniejszej doskonałości jest mniejsza.

Skoro drogi szkolenia dla wyczynu i dla lotnictwa zawodowego rozeszły się, to trzeba znaleźć rozwiązanie kompromisowe, lecz z pierwszeństwem potrzeb lotnictwa zawodowego. A lotnictwo zawodowe nie wymaga, aby kandydat na pilota samolotowego opanował pilotaż na szybowcach o doskonałości powyżej 30.

Wbrew marzeniom szkoleniowców tylko część szybowników przechodzi do lotnictwa zawodowego. Wbrew marzeniom trenerów tylko część szybowników zostaje pilotami wyczynowymi. Część się wykrusza z latania, lecz część pozostaje w klubach i uprawia trening. Wbrew krytycznym ocenom nie są oni zbyt cennym balastem. Zarówno stanowią rezerwę dla lotnictwa zawodowego, jak też mogą służyć rozwojowi szkolenia lotniczego, popularyzacji lotnictwa i techniki lotniczej (np. pracownicy lotniczych biur konstrukcyjnych).

Trzeba też zauważyć nowy nurt lotnictwa na świecie, a w tym i szybownictwa — latanie rekreacyjne (amatorskie). Objęło już ono lotniarstwo i samoloty ultralekkie. Lotniarstwo jako najtańsze będzie najpowszechniejsze. Lecz lotnie nie są najbezpieczniejsze i nie zaspokajają potrzeb latania szybowcowego. Stąd oprócz samolotów ultralekkich będą powstawały szybowce rekreacyjne, głównie ultralekkie. Ten rodzaj szybownictwa też można wykorzystać na potrzeby rozwoju całego szybownictwa i znaleźć dla niego miejsce w systemie szkolenia. W szczególności, że ma on wiele wspólnego z problemem wstępnego szkolenia szybowcowego młodzieży.

**System selekcji pilotów** i rozwijania zamiłowania do lotnictwa. Jak już wyżej było powiedziane, psychologia wykazała, że ostatni moment na rozbudzenie zainteresowań to wiek 14÷15 lat. Rozbudzanie zainteresowań odbywa się przez przeżycia lotnicze. Może się to stać przez popularyzację (np. zawodu modelarskie itp.), lecz rozwijanie i utrwalanie zainteresowań wymaga dalszych przeżyć, a do tego nadaje się szczególnie wstępne szkolenie szybowcowe, obejmujące Teoretyczny Kurs Szybowcowy i krótkie loty samodzielne. Trzeba wyraźnie sobie powiedzieć, że głównym celem takiego szkolenia (np. w zakresie dawnej kategorii A i B pilota szybowcowego) jest rozwinięcie zainteresowań, wyrobienie cech charakteru potrzebnych pilotowi oraz selekcja kandydatów na pilotów. Natomiast nie należy uważać, że wstępne loty szybowcowe mają być szybką metodą szkolenia. Skoro ma być to tylko wstępne szkolenie młodzieży, to wystarczy do tego jednodniowy szybowiec szkolny wyposażony ewentualnie w radiotelefon. Skoro ma latać młodzież w wieku 14÷16 lat o wadze 40 do 75 kg — to powinien to być młodzieżowy mini-szybowiec, a nie zwykły szybowiec szkolny. Metodą startu powinny być liny gumowe i lekka wyciągarka o mocy rzędu 30 kW. Oczywiście nie można kandydatom do wstępnego szkolenia szybowcowego stawiać wymagań zdrowotnych jak dla pilotów odrzutowych, gdyż są w wieku gdy ich organizm dopiero się rozwija. Wstępne szkolenie szybowcowe połączone z działalnością entuzjastów latania amatorskiego (re-

kreacyjnego) na szybowcach ultralekkich — mogłoby dać w efekcie prężny ruch szybownictwa lekkiego dający dużo pożytku całemu szkoleniu szybowcowemu.

**Szybowce.** Do utrzymania szkolenia na dotychczasowym poziomie potrzeba kilkuset szybowców. Skąd je szybko wziąć? Chyba jedyną drogą pozwalającą na nieredukowanie szkolenia jest znalezienie sposobu na remont spawanego mostu dźwigarowego Bocianów. Parę lat temu we Francji podobny problem wystąpił na szybowcach szkolnych Bijave, których ok. 120 wyremontowano. Oczywiście jest to rozwiązanie tymczasowe, w celu załatwienia dziury na najbliższe parę lat.

Jaki szybowiec jest potrzebny do szkolenia? Dwumiejscowy o doskonałości rzędu 22 i opadaniu poniżej 1 m/s. Zakłady szybowcowe w Bielsku, nastawione na szybowce laminatowe i eksport, takiego szybowca nie zbudują, zaś ich możliwość dostaw dla aeroklubów wynosząca 20 szt. rocznie nie zaspokoi potrzeb. Natomiast produkcji takich szybowców podejmuje się PZL-Krosno. Jest to zakład dostosowany do produkcji metalowej z duralu. Ze względu na brak w tym zakładzie zespołu doświadczonych konstruktorów — projekt musi powstać we współpracy z bardziej doświadczonymi zespołami.

Problem budowy jednodniowego młodzieżowego mini-szybowca szkolnego o doskonałości co najmniej 16 i minimalnej prędkości lotu rzędu 30 km/h — to temat godny konkursu zespołów studenckich i konstruktorów amatorów.

Po rozwiązaniu problemu szybowców szkolnych pojawi się zapotrzebowanie na szybowce klubowe do masowego treningu, gdyż szybowce Mucha 100 i Mucha Standard już niedługo skończą swój żywot, a Piraty choć dziś młode i dość liczne też nie będą wieczne.

**Wyciągarki.** Przez przeróbkę wyciągarek Tur wg wzoru opracowanego przez inż. A. Bachmana można uzyskać 50 wyciągarek o mocy rzędu 140 kW. Ponieważ rzeczywiste potrzeby są dwu- lub trzykrotnie większe, nie obejdzie się bez uruchomienia ich produkcji. Dla szybowców młodzieżowych będą natomiast potrzebne małe wyciągarki o mocy 30 kW. Można też wykonywać starty za traktorem (z bloczkiem). Do latania z lin gumowych będą potrzebne liny, których się obecnie u nas nie produkuje. Powstanie problem ich zakupu lub uruchomienia produkcji.

**Instruktorzy.** Niezbędne będzie rozważenie zorganizowania kursów dla instruktorów szybowcowych, którzy będą wychowawcami stanowiącymi dla młodzieży wzór godny naśladowania. Do szkolenia na szybowcach młodzieżowych będzie ponadto potrzebne przeszkolenie w nowej metodzie.

**Zmiana przepisów.** Obniżenie wieku pilotów do lat 14 wymaga zmiany przepisów prawnych i wymagań zdrowotnych. Potrzebna będzie zgoda na odstąpienie od obowiązujących przepisów budowy szybowców (choćby sprawa wymaganej wagi pilota — dziś 100 kg). Latanie młodzieżowe i starty z liny gumowej wymagają zmiany przepisu wykonywania lotów, gdyż dziś nie wolno wykonać zakrętu poniżej wysokości 40 m.

**Wniosek końcowy.** Niezbędna jest koncepcja szkolenia lotniczego, obejmująca „piramidę lotniczą” i cel szkolenia szybowcowego. Z niej wynikną potrzeby sprzętowe. Zaś produkcja szybowców będzie wynikiem przeznaczonych na ten cel środków.



on produkowany tylko do 1980 r., stąd w ostatnich latach malejąca jego produkcja. (*Głos Załogi 15 listop. 1982*).

● **PLL LOT** w 1983 r. zamierza wymianę taboru oraz zwiększenie lotów zagranicznych. I tak:

— w zakresie zwiększenia przewozów przewiduje się osiągnąć 58% wzrost przez zwiększenie częstotliwości lotów do KDL. Do Sofii 4 połączenia tygodniowo, do Berlina 3, Budapesztu 5, Bukaresztu 2, Belgradu 2, Moskwy 4. Do krajów kapitalistycznych wzrost połączeń nastąpi na trasach z Warszawy do: Londynu, Madrytu, Mediolanu, Rzymu, Wiednia i Zurichu. Wznówione mają być loty do Helsinek, Kolonii i Lyonu;

— w zakresie sprzętu latającego planuje się wymianę samolotów II-62 na II-62M. LOT ma obecnie już 5 egz. tych maszyn, następne 2 egz. otrzyma na przełomie 1983/84.

● W WSK PZL-Mielec plany sprzedaży w 1982 r. wykonano z nadwyżką. Sprzedano wyroby wartości 18 mld zł, tj. o 9% więcej niż w 1981 r. Wzrósł także o kilkanaście procent eksport. W 1983 r. planowana jest produkcja wielozadaniowych samolotów An-28, które mają zapewniony zbyt w Związku Radzieckim. (*Z.W. 30.XII.1982 r.*)

● W 1982 r. WSK PZL-Mielec importowała następujące materiały oraz wyroby lotnicze z I obszaru płatniczego: agregaty (wyroby gotowe i kompletujące), zespoły (podzespoły), łożyska, półfabrykaty (odkrywki i odlewy), wyroby metalowe, materiały tytanowe, materiały niemetalowe (tekstylia, gumy). Stanowi to 1700 pozycji materiałowych, z czego ponad 90% jest dostarczanych przez ZSRR. Reszta zamawiana jest z krajów socjalistycznych, np. 80 pozycji agregatów z CSRS. Natomiast Węgry i NRD dostarczają nam wyroby nietypowe.

Z II obszaru płatniczego sprowadza się ponad 700 pozycji materiałowych oraz wyrobów gotowych, części zamiennych do maszyn, narzędzi i urządzeń. Do Mi8 Dromader importuje się obecnie 2 agregaty, pulpity do systemu Agro, wskaźniki paliwa (w 1983 r. będą one produkowane w kraju) oraz uszczelniacze. Z wymienionych 700 pozycji importowanych z II obszaru płatniczego część z nich przeznaczona jest do produkcji wózka golfowego. (*Głos Załogi 15 listop. 1982 r.*)



## BELGIA

● Wytwórnia Sabca rozważa możliwość produkcji samolotu rolniczego będącego wersją rozwojową samolotu Rutan Predator, którego płat o skosie do tyłu zbiega się z końcami usterzenia o skosie do przodu. (Av. Mag. 840)



## FRANCJA

● Wytwórnia Reims-Aviation, zatrudniająca 550 pracowników, zbudowała w 1982 r. tylko 157 samolotów Cessna (o 100 mniej niż w 1981 r.). W dziesięciolecie 1968-1978 wytwórnia wyeksportowała 4500 samolotów, tj. 70% swej produkcji. W produkcji znajdują się samoloty Cessna F-152, F-172 i F-406. W opracowaniu znajduje się proto-

typ lekkiego ekonomicznego samolotu sportowego RA-110. (Av. Mag. 840)

● Wytwórnia Robin wiosną br. przewiduje oblatanie prototypu bardzo lekkiego samolotu sportowego ATL z silnikiem 44 kW (60 KM) oraz opracowuje projekt samolotu ultralekkiego UAL o obciążeniu powierzchni 15 kg/m<sup>2</sup>, napędzanego silnikiem o mocy 33 kW (45 KM). (Av. Mag. 840)

● Do końca 1982 r. wytwórnia Aerospaiale uzyskała zamówienia z 36 krajów na 1072 śmigłowce Gazelle, z których już większość dostarczono. (GIFAS-1342)

● Dwumiejscowy samolot sportowy Robin R2160 uzyskał certyfikat w USA. Samolot jest napędzany silnikiem 128 kW (160 KM) i uzyskuje prędkość przelotową 242 km/h oraz jest dopuszczony do akrobacji. 18 szt. R2160 zamówiły francuskie ośrodki szkolenia lotniczego. Samolot jest również budowany w filii wytwórni Robin w Kanadzie. (GIFAS-1341)

● Wytwórnia Dassault-Breguet opracowuje samolot myśliwski Mirage III NG (nowej generacji), który będzie rozwinięciem samolotu Mirage 50 z zamontowanym silnikiem Atar 9K50 o ciągu 7060 daN. Prototyp ma być gotowy na przełomie lat 1983 i 1984. (GIFAS-1342)

● 10 listopada 1982 r. wykonał pierwszy lot prototyp samolotu myśliwsko-rozpoznawczego Dassault-Breguet Mirage F1/CR, który ma być następcą samolotu Mirage III RD. (Av. Mag. 840)

● Wytwórnia Microjet, w której powstał mały odrzutowy samolot szkolno-treningowy Microjet 200, zatrudnia 20 pracowników. (Av. Mag. 840)

● Wytwórnia Mudry, produkująca samoloty akrobacyjne CAP-10, -20 i -21, zatrudnia 99 pracowników. Samolotów CAP-21 sprzedano 10 szt. do 5 krajów. Tempo produkcji w 1982 r. wynosiło 4 samoloty CAP miesięcznie. Wytwórnia otrzymała zamówienie na 100 samolotów CAP-10 i w 1983 r. podnosi tempo produkcji do 8 samolotów miesięcznie. W próbach znajduje się prototyp ekonomicznego samolotu klubowego CAP-X, zaś w zamierzeniach jest uruchomienie produkcji samolotu ultralekkiego Wonder. (Av. Mag. 840)

● W projektowaniu znajduje się we Francji kilka szybowców dwumiejscowych. Centrair projektuje szybowiec Marianne o rozpiętości 18,5 m (wersja I bez klap, o doskonałości 40, wersja II z klapami, o doskonałości 42 i wersja III o rozpiętości 20,9 m i doskonałości 44,5). Kadłub szybowca jest wzorowany na kadłubie ASK-21. Wytwórnia Stralpes proponuje zbudowanie szybowca Syntax o doskonałości 35, wytwórnia Issoire wysunęła propozycję wykonania nowego kadłuba do skrzydeł szybowca Silene o rozpiętości zmniejszonej do 17,5 m, zaś Astair proponuje szybowiec z kadłubem od Astira Twin II z nowymi skrzydłami. Francuska Federacja Szybnictwa zamówiła budowę prototypu Marianne. (Av. Mag. 48), 481)

● W sierpniu 1982 r. wykonał pierwszy lot laminatowy szybowiec klubowy Stralpes ST-11 Minimus o rozpiętości 11,55 m, masie własnej 110 kg i o doskonałości 35. (Av. Mag. 841)

● Wytwórnia Issoire przejęła od CARMAN prace nad szybowcem laminatowym JP-15-38 (prototyp zbudowano w 1979 r.) i zbudowała prototyp wersji seryjnej oznaczając go Issoire C 38. Szybowiec ma doskonałość 39 przy rozpiętości 15 m. (Av. Mag. 840)

● Wytwórnia Centrair produkuje serię 30 szybowców laminatowych C-101 Pégase.

Jest to odmiana szybowca ASW-20F o zmodyfikowanym profilu skrzydła. (Av. Mag. 840)



## JAPONIA

● W sierpniu br. ma wykonać pierwszy lot wersja odrzutowego samolotu treningowego Mitsubishi T-2 wyposażona w system sterowania aktywnego. (Av. Mag. 841)

● Do napędu samolotu treningowego Kawasaki XT-4 został wybrany japoński silnik odrzutowy XF-3 uznany za lepszy od francuskiego silnika Larzac. Przewidywana jest produkcja 500 silników XF-3. (Av. Mag. 841)



## JUGOSŁAWIA

● W 1971 r. Jugosławia zawarła z Francją umowę licencyjno-kooperacyjną na śmigłowce SA341H Gazelle. W grudniu 1982 r. został zawarty nowy kontrakt na licencyjno-kooperacyjną budowę śmigłowców SA342L Gazelle i silników Astazou XIVH do nich. Wykonawcami są wytwórnie: SOKO w Mostarze i 21 Maj w Belgradzie.



## RFR

● W dniach 19-27 marca 1983 r. w Friedrichshafen nad Jeziorem Bodeńskim odbyła się wystawa lotnicza Aero 83 w 200-lecie pierwszego lotu balonowego braci Montgolfier.

● W grudniu 1982 r. wykonała pierwszy lot motoszybowca wersja szybowca ASW-22. (Av. Mag. 841)



## RUMUNIA

● Wytwórnia IAV w Bukareszcie wyposażyła prototyp samolotu rolniczego IAR-827 (napędzany silnikiem PZL-3S) w silnik turbośmigłowy PT6A-15AG o mocy 507 kW (680 KM). Samolot otrzymał oznaczenie IAR-827TP. Pierwszy lot wykonał 29.8.1981 r.

● Wytwórnia IAV w Bacau w 1978 r. rozpoczęła przygotowania do produkcji samolotów szkolno-sportowych Jak-52. W 1979 r. zbudowano pierwsze 4 egz. serii informacyjnej, a od 1980 r. samoloty te są produkowane seryjnie. Biuro konstrukcyjne IAV wprowadziło wiele modyfikacji do licencyjnej dokumentacji samolotu.

● Wytwórnia ICA w Braszowie w 1974 r. rozpoczęła produkcję czteromiejscowego samolotu sportowego IAR-823. Do jesieni 1982 r. wyprodukowano 87 samolotów dla aeroklubów i lotnictwa wojskowego Rumunii.

● W wytwórni ICA w Braszowie powstał prototyp dwumiejscowego samolotu szkolno-treningowego IAR-825TP Triumf napędzanego silnikiem turbośmigłowym PT6A-15AG o mocy 507 kW (680 KM). Miejsca załogi są jedno za drugim. Do samolotu wykorzystano wiele elementów od samolotu IAR-823.



# Nowoczesne turbinowe silniki śmigłowe

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

W ostatnich latach w dziedzinie napędów lotniczych zaznaczył się wzrost zainteresowania turbinowymi silnikami śmigłowymi, które pod względem jednostkowego zużycia paliwa dorównują silnikom tłokowym. Obliczenia wykazują, że wyposażenie samolotu DC-9-30 w silniki turbinowe z 8-łopatowymi śmigłami Hamilton-Standard SR-3 o średnicy 6,22 m przyniesie oszczędność w paliwie rzędu 30% w porównaniu z obecnie używanymi silnikami odrzutowymi JT8D-7. Jeśli jako płaszczyznę odniesienia przyjąć samoloty A300B i śmigłowe DC-9-30 na tych samych trasach, to oszczędność w paliwie może osiągnąć prawie 40%.

Ponowne zwrócenie uwagi na turbinowe silniki śmigłowe wiąże się również i z tym, że opracowuje się nowe śmigła o większej sprawności i niższym poziomie hałasu. Firma Hamilton wspólnie z NASA pracuje nad nowym 10-łopatowym śmigłem, które umożliwi uzyskanie prędkości przelotowej odpowiadającej  $Ma=0,8$  na wysokości 10 500 m. Równoległe nad tymi zagadnieniami pracuje firma Lockheed, która zamierza zastosować cztery turbinowe silniki śmigłowe na swoim samolocie szerokokadłubowym.

Tego rodzaju śmigło o średnicy 3,4 m opracowano również w Związku Radzieckim. Silniki AI-24 napędzające samolot komunikacyjny An-24 wyposażono w eksperymentalne 8-łopatowe śmigło CB-24 o większej sprawności i masie 296 kg.

Podstawowe zalety nowoczesnych turbinowych silników śmigłowych to: małe jednostkowe zużycie paliwa, niewysokie koszty eksploatacji i prosta obsługa. Ostatnie lata wykazały, że zbyt wcześnie zrezygnowano z tej klasy silników w dużych samolotach pasażerskich, gdyż można jeszcze znacznie je ulepszyć i uzyskać duże oszczędności paliwa.

Turbinowe silniki śmigłowe są powszechnie stosowane w napędzie samolotów lokalnego transportu, wyróżniają się niskim zużyciem paliwa oraz znacznie obniżonym w ostatnim czasie poziomem hałasu. Poniżej przedstawiono przegląd niektórych turbinowych silników śmigłowych. Podstawowe dane techniczne tych silników przytoczone są w tabelicy.

## Garrett TPE331

Firma Garrett dysponuje 97 autoryzowanymi zakładami w świecie, które dokonują przeglądów i napraw silników TFE731 (dwuprzepływowy) i TPE331 (śmigłowy).

Protoplasta rodziny TPE otrzymał certyfikat w 1965 r. Od tego czasu wyprodukowano do połowy 1980 r. ponad 8000 silników TPE, które są zamontowane na ponad 3000 samolotów i wylatały ponad 21 mln godzin. Trwałość międzynaprawcza silnika TPE331 wynosi 3000 h. Służy on jako napęd samolotów British Aerospace Jetstream 31, Dornier 228, Swearigen Metro, CASA C212, Beech King Air B-100, Cessna Conquest itd. Istnieje ok. 15 wersji sil-

ników TPE331 o mocy od 376 do 1215 kW (od 500 do 1650 KM). Wojskowa wersja silnika -T76- napędza samolot North American Rockwell OV-10.

Pracując nad polepszeniem jego parametrów i rozszerzeniem zakresu zastosowań, firma Garrett wprowadziła do eksploatacji wiele silników o szerokim zakresie mocy. Np. w lutym 1978 r. uzyskano certyfikat dla silnika TPE331-10 o mocy startowej 746 kW (1014 KM), który znalazł zastosowanie do napędu samolotów Mu-2, Merlin III B, Jetstream, CASA 212 i innych.

Najnowszymi wersjami silnika są odmiany oznaczone jako TPE331-14/-15 o mocy 920 i 1215 kW (1250 i 1650 KM). Próby silników rozpoczęły się w maju 1981 r. na hamowni. Po kilku miesiącach rozpoczęto również próby w locie na latającej hamowni, rolę której spełnia samolot bombowy B-26. Certyfikacja silników przez Federal Aviation Administration spodziewana jest w 1983 r. Silniki te przeznaczone są do napędu nowej generacji samolotów służbowych i lokalnego transportu.

TPE331 jest silnikiem jednowałowym o prostej technologii. Układ jednowałowy, o stałej prędkości obrotowej, wyróżnia się prostotą konstrukcyjną i technologiczną oraz niskim kosztem. Ponadto silnik w tym układzie umożliwia szybką zmianę mocy: przejście od biegu jałowego do mocy startowej odbywa się w czasie ok. 1 s.

Sprężarka jest 2-stopniowa odśrodkowa o sprężu 10:1. Wirniki sprężarki wykonane są z tytanu i połączone z wałem wielowypustami. Dyfuzor sprężarki pierwszego stopnia wraz z kanałem międzystopniowym wykonany jest jako odlew precyzyjny ze stopów lekkich. Przed wlotem na wirnik drugiego stopnia w kanale umieszczone są integralne kierownice. Zastosowanie sprężarki odśrodkowej czyni silnik odpornym na zanieczyszczenia powietrza, które w sprężarce osiowej powoduje erozję oraz odkładanie się zanieczyszczeń na łopatkach. Ma to szczególnie istotne znaczenie w silnikach przeznaczonych do napędu śmigłowców (start, lądowanie, zawis, lot na małej wysokości).

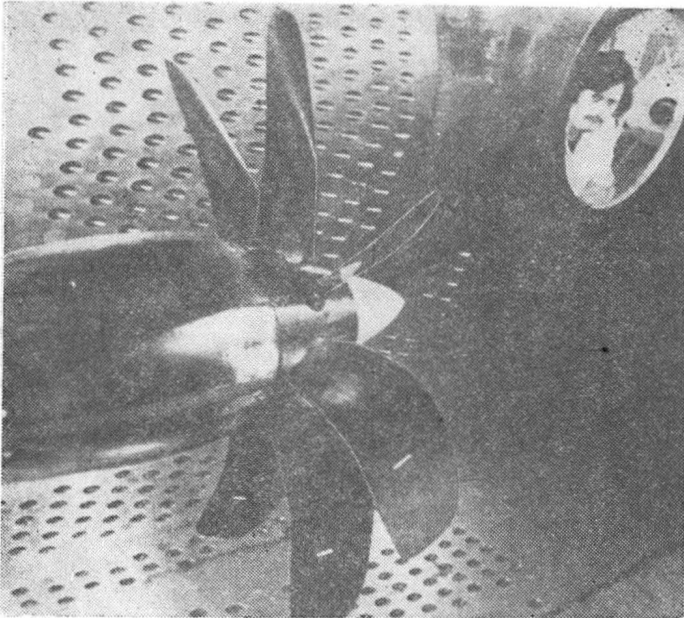
Komora spalania jest pierścieniowa o przepływie zwrotnym z bezpośrednim współprądowym wtryskiem paliwa. Paliwo do komory doprowadzane jest przez pięć wtryskiwaczy promieniowych o działaniu ciągłym oraz 10 wtryskiwaczy typu Simplex ustawionych osiowo i dostarczających paliwo przy większym obciążeniu silnika. Komora spalania znajduje się na zewnątrz turbiny, nie przekracza jednak obrysu sprężarki.

Turbina osiowa trzystopniowa o niechłodzonych i niebandażowanych łopatkach, odlewanych łącznie z tarczami. Wszystkie stopnie wykonywane są w tej samej formie, przy czym długość łopatek we wszystkich stopniach odpowiada łopatom najdłuższym, tj. w trzecim stopniu. Konstrukcja taka, chociaż pozwala na znaczne uproszczenie technologii i obniżenie kosztów produkcji turbin, prowadzi jednak do zmniejszenia sprawności dwóch stopni turbin.

TABLICA. Niektóre dane techniczne najnowszych turbinowych silników śmigłowych

Oznaczenie silnika (firma)	PW115 (PW of Canada)	PW120 (PW of Canada)	CT7-5 (GE)	AR-318 (Alfa Romeo)	TPE331 (Garrett)
Moc startowa, kW (KM)	1178 (1580)	1411 (1892)	1250 (1699)	580 (785)	1045 (1420)
Jednostkowe zużycie paliwa, kg/kWh (kg/KMh)	0,335 (0,246)	0,317 (0,233)	0,280 (0,207)	0,395 (0,292)	0,328 (0,240)
Moc trwała, kW (KM)	1160 (1580)	1315 (1787)	1230 (1668)	540 (403)	
Jednostkowe zużycie paliwa, kg/kWh (kg/KMh)	0,311 (0,228)	0,306 (0,225)	0,284 (0,209)	0,408 (0,300)	0,301 (0,222)
Prędkość obrotowa śmigła, obr/min	1300	1200		2000	2000 lub 1590
Spręż sprężarki	11,12 : 1	11,38 : 1	15:1		10,31:1
Natężenie przepływu powietrza, kg/s	6,60	6,65	4,5		3,54
Wymiary silnika dłg. × szer. × wys., um	2057 × 635 × 787	2134 × 635 × 787	2330 × 790	1061 × 534 × 658	1333 × 533 × 660
Masa silnika suchego, kg	381	417	340	140	247





Rys. 1. Nowe śmigła firmy Hamilton przechodzą intensywne próby

Kanał wylotowy turbiny jest prostoliniowy, rozbieżny. Wewnątrz stożka centralnego usytuowany jest tylny węzeł łożyskowy turbiny. Dwustopniowy reduktor śmigła ma dwa możliwe do wyboru przełożenia, dające prędkość obrotową 1590 lub 2000 obr/min. Skrzynka napędów usytuowana jest za reduktorem nad lub pod kanałem wlotowym i na tylnej ścianie ma gniazda napędu przeznaczone do zabudowy agregatów.

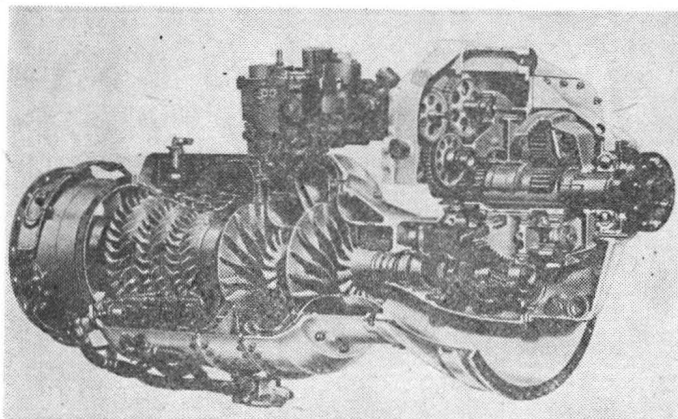
#### Alfa Romeo AR-318

Włoska firma Alfa Romeo Aviatone opracowała nowoczesny silnik śmigłowy AR-318 o prostej konstrukcji. Podstawowe zespoły silnika to jednostopniowa sprężarka odśrodkowa, pierścieniowa komora spalania o zwrotnym przepływie i z odparowaniem paliwa oraz dwustopniowa turbina osiowa. Łopatkę turbiny odlane są razem z tarczą. Przedłużony do przodu wał sprężarki przez przekładnię zębatą napędza wał śmigła oraz skrzynkę napędów. Prędkość obrotowa śmigła wynosi 2000 obr/min. Pod względem hałasu silnik spełnia amerykańskie normy FAA. Komora spalania, turbina, tylne łożysko oraz dyfuzor mieszczą się we wspólnej niedzielonej obudowie. Na obudowie znajdują się otwory, przez które można wprowadzić światłowodowy (bóroskopy) do kontroli gorącej części silnika.

Jest to silnik małej mocy rozwijający w warunkach startowych moc 433 kW (580 KM) i ciąg szczytkowy 40 daN (40 kG). Zalecana moc przelotowa wynosi 380 kW (510 KM). Ciąg szczytkowy w tych warunkach nie przekracza 37 daN (37 kG).

W stosunku do innych silników AR-318 wyróżnia się mniejszą liczbą części, niskimi kosztami obsługi oraz małą liczbą wymaganych narzędzi. Trwałość międzynaoprawcza ma wynosić 3000 h. W grudniu 1979 r. rozpoczęto próby w locie tego silnika.

W trakcie prac rozwojowych moc silnika ma wzrosnąć do 493 kW (670 KM) pod koniec 1983 r., a jednostkowe zu-



Rys. 2. Widok perspektywiczny silnika Garrett TPE331

życie paliwa osiągnie wartość 0,350 kg/kWh (0,258 kg/KMh) i zmaleje do 0,319 kg/kWh (0,235 kg/KMh) w połowie 1985 r.

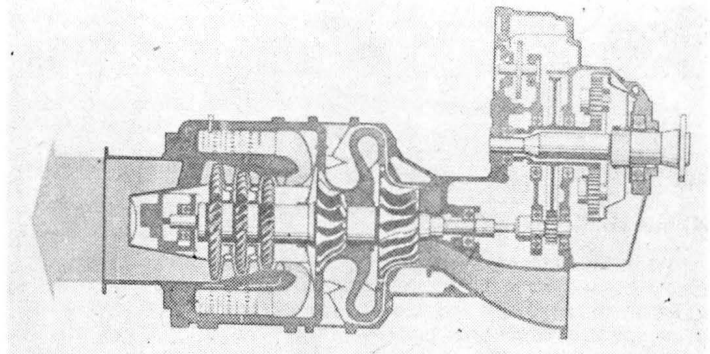
Opracowano również wersję AR-318-T o „płaskiej” charakterystyce i mocy 294 kW (400 KM). Maksymalna moc, czyli 294 kW, rozwijana jest na poziomie morza w temperaturze otoczenia do 30°C i taka sama moc jest osiągana na wysokości 3000 m (temp. otoczenia 30°C). Taka charakterystyka silnika jest bardzo korzystna dla samolotów operujących z lotnisk położonych wysoko w górach i w warunkach tropikalnych.

Silnik AR-318 przewidywany jest do napędu dwusilnikowych samolotów służbowych przewożących od 6 do 12 pasażerów w warunkach zwiększonego komfortu, wielozadaniowych samolotów typu STOL, samolotów lokalnej komunikacji, rolniczych oraz szkolno-treningowych.

#### Pratt and Whitney of Canada PW100

Firma Pratt and Whitney Aircraft of Canada jest jednym z największych producentów turbinowych silników śmigłowych. Ponad 15 tys. silników PT6A wylatało 42 mln h. W ciągu ostatnich 20 lat moc startowa tych silników wzrosła ponad dwukrotnie — do ok. 735 kW (1200 KM)\*. Możliwości modernizacji tych silników zostały praktycznie wyczerpane. W związku z tym firma w 1979 r. rozpoczęła prace nad nowym silnikiem PT7A, który obecnie ma oznaczenie PW100, o mocy rzędu 1500 kW (2000 KM). Dostawy silników zaplanowano na 1984 r. Przewiduje się, że silniki serii PT7A będą używane do napędu samolotów pasażerskich lokalnego transportu DHC-8 (kanadyjski) i EMB-120 (brazylijski).

Wlot doprowadzający powietrze do silnika znajduje się pod przekładnią. Jego dolna część połączona jest ze zbiornikiem olejowym i chłodnicą olejowo-paliwową. W warunkach statycznych na poziomie morza natężenie przepływu powietrza wynosi 6,6 kg/s. Powietrze doprowadzane jest do jednostopniowej sprężarki odśrodkowej niskiego ciśnienia, którą napędza jednostopniowa turbina niskiego ciśnienia. Dalej jest ono sprężane w odśrodkowej sprężarce wysokiego ciśnienia otrzymującej napęd od jednostopniowej turbiny wysokiego ciśnienia, która oprócz tego napędza również agregaty. W warunkach obliczeniowych (wysokość 7500 m i prędkość 555 km/h) spręż. wynosi 15:1. Ze sprężarki powietrze doprowadzane jest do pierścieniowej zwrotnej komory spalania. Kierownice i łopatki turbiny wysokiego ciśnienia chłodzone są powietrzem. Opisana część silnika stanowi wytwornicę gazu. Za wytwornicą usytuowana jest dwustopniowa turbina napędowa, która przez dwustopniową przekładnię napędza śmigło samolotu. Układ paliwo-



Rys. 3. Schemat silnika TPE331

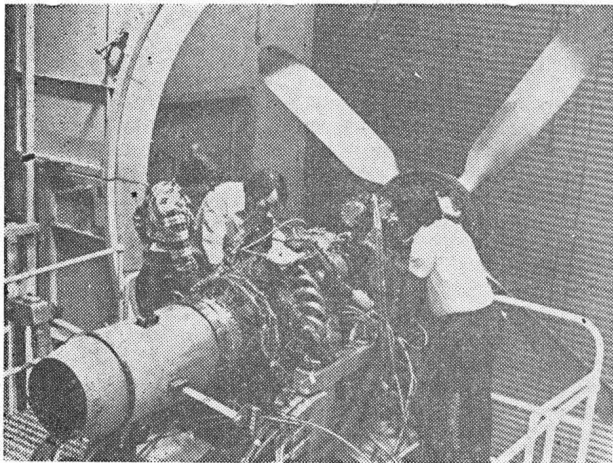
wo-regulacyjny silnika jest typu hydromechanicznego, którego pracę kontroluje blok elektroniczny. Silnik składa się z 9 modułów: korpus wlotu powietrza i wał turbiny napędowej, sprężarka niskiego ciśnienia, wał i łożyska wirników niskiego ciśnienia, sprężarka wysokiego ciśnienia, turbina niskiego ciśnienia i obudowa łożysk turbiny, rura żarowa komory spalania i pierścień kierownic turbiny wysokiego ciśnienia, turbina wysokiego ciśnienia, turbina napędowa oraz dyfuzor wylotowy. Instalacja olejowa jest wspólna dla silnika i przekładni.

Pod oznaczeniem PW100 kryją się dwa silniki: PW115 o mocy startowej równoważnej 1166 kW (1580 KM) w temperaturze otoczenia 37°C i PW120 o mocy 1544 kW (2100 KM), ale w temp. otaczającego powietrza 28°C. Prędkości obrotowe wału śmigła wynoszą odpowiednio 1300 i 1200

\* Najnowsza wersja PT6A-65 ma moc 1000 kW (1360 KM) — przyp. redakcji.

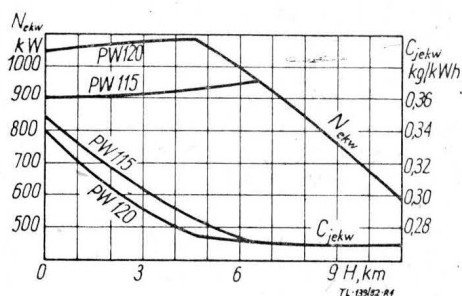
obr/min. Przy takich prędkościach obrotowych śmigło wytwarza optymalny ciąg i niski poziom hałasu.

Przy konstruowaniu silników rodziny PW100 założono 30% rezerwę rozwojową, dzięki której można będzie w przyszłości znacznie zwiększyć ich moc, nie zmieniając wymiarów silników.



Rys. 4. Pierwsze próby silnika PW100 na hamowni

Pełna gwarancja obejmuje 150 h lotu lub 1 rok eksploatacji silnika, w zależności od tego co nastąpi wcześniej. Trwałość zespołów i części, określaną ogólnie jako krytyczne w silnikach turbinowych, jest wydłużona w porównaniu z innymi silnikami. Tarcze turbin i sprężarek mają trwałość 30 000 cykli z elektroniczną kontrolą.



Rys. 5. Zależności mocy przelotowej i jednostkowego zużycia paliwa silników PW115 i PW120 od wysokości lotu (85% startowej prędkości obrotowej śmigła, prędkość lotu 555 km/h w warunkach atmosfery wzorcowej)

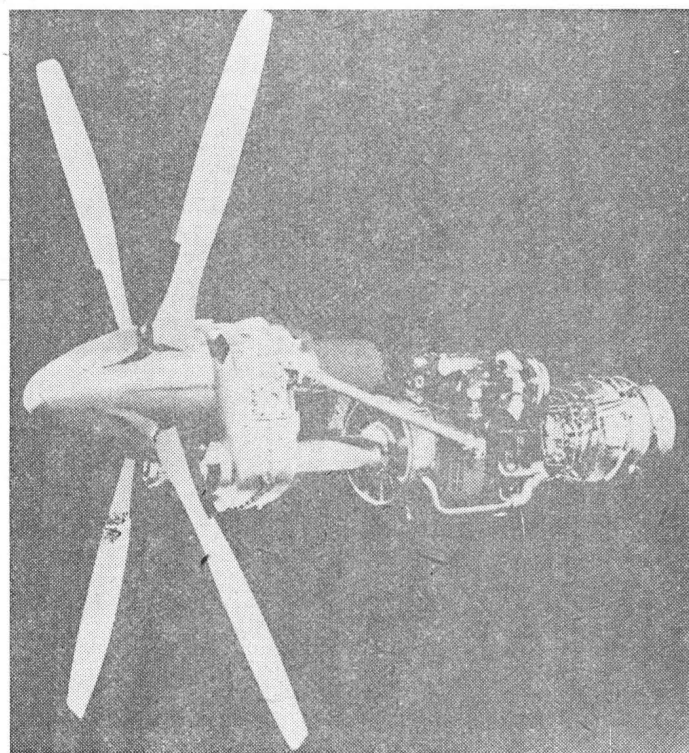
Pierwsze uruchomienie silnika PW100 na hamowni odbyło się w grudniu 1980 r., a próby w locie rozpoczęły się w 1981 r. Uzyskanie certyfikatów przewiduje się dla silnika PW115 w połowie 1983 r., a dla PW120 pod koniec 1983 r.

### General Electric CT7-5

Po kilku latach produkcji silnika T700 służącego do napędu śmigłowców wojskowych konstruktorzy firmy doszli do wniosku, że ten bardzo dobrze dopracowany pod względem konstrukcyjnym, produkcyjnym i eksploatacyjnym silnik nie wyczerpał swoich możliwości. Ponieważ w końcu lat siedemdziesiątych kilka firm lotniczych przystąpiło do opracowania samolotów przeznaczonych do obsługi linii lokalnych i małego zasięgu, firmy silnikowe, w tym General Electric, zaproponowały do napędu projektowanych samolotów silniki śmigłowe. Niektóre firmy, jak np. Alfa Romeo, Pratt and Whitney of Canada opracowały w tym celu nowe silniki, natomiast konstruktorzy General Electric poszli inną drogą, wykorzystując wprost silnik T700.

W oparciu o ten silnik opracowano wersję śmigłową CT7-5 dodając z przodu reduktor śmigła. Silnik CT7-5 o mocy 1251 kW (1700 KM) wyposażony w śmigło Dowty-Rotol z łopatkami wykonanymi z kompozytów węglowych będzie stanowił napęd samolotu lokalnego transportu SF 340 przeznaczony do przewozu 34 pasażerów.

Jest to praktycznie silnik śmigłowiec CT7-2 z nową przekładnią Hamilton Standard. Ciekawie jest rozwiązany w nim problem oczyszczania powietrza. Odpylacz jest zintegrowany z silnikiem, a w kanale filtrującym powietrze zamontowany jest nieduży wentylator, który usuwa znajdujące się w powietrzu cząsteczki na zewnątrz kanału. Wentylator pobiera 3% mocy silnika, a przyrost masy silnika w związku z takim sposobem filtrowania wynosi 13,5 kg. Sprężarka silnika mieszanej konstrukcji składa się z pięciu stopni osiowych i jednego odśrodkowego. Napędzają ją dwustopniowa turbina osiowa z chłodzonymi powietrzem łopatkami. Komora spalania — pierścieniowa z 12 wtryskiwaczami. Turbina napędowa dwustopniowa, bez chłodzenia łopatek. Temperatura gazu przed turbiną wysokiego ciśnienia wynosi 1100°C, natomiast temperatura na wlocie do pierwszego stopnia turbiny napędowej przy mocy startowej — 827°C (dla silnika T700). Moc startowa silnika 1180 kW (1600 KM), jednostkowe zużycie paliwa 0,288 kg/kWh (0,211 kg/KMh), moc przelotowa 1150 kW (1565 KM), a zużycie paliwa 0,290 kg/kWh (0,213 kg/KMh).



Rys. 6. Silnik CT7-5 ma napędzać w połowie lat osiemdziesiątych trzy nowe typy samolotów lokalnego transportu

### LITERATURA

1. F. W. ARMSTRONG: The aero engines and its progress-fifty years after Griffith. *Aeronautical Journal*, December, 1976.
2. D. C. EMMERSON: An economic and technical perspective of the turboprop engine in Ag-aviation. *Canadian Aeronautics and Space Journal*, 2, March/April, 1978.
3. M. GRANGIER: Trends new-generation turboprop engines. *Interavia*, 5, 1980.
4. M. GRANGIER: Pratt and Whitney's PW100 prepares for the commuter market. *Interavia*, 4, 1981.
5. Jane's all the world's aircraft 1981-1982.
6. G. S. SKUBACZEWSKI: Awiacionnyje gazoturbinnyje dwigateli. Konstrukcja i rasczot dietalej. Moskwa, Maszinstrojenije, 1981.
7. Prospekty firm: Alfa Romeo Avia, General Electric, The Garrett AiResearch, Pratt and Whitney Aircraft of Canada Ltd.



# Współzależność konstruowania i obliczeń szybowca

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ

PZL-Bielsko

## Rola obliczeń w projektowaniu

Dokumentacja obliczeniowa odgrywa bardzo ważną rolę w procesie projektowania, szczególnie na obecnym etapie rozwoju techniki szybowcowej. Konstrukcje stają się coraz bardziej złożone wskutek doskonalenia aerodynamiki, stosowania nowych tworzyw konstrukcyjnych, stale wzbogacanego wyposażenia i wzrastających wymagań użytkowników powodowanych zmianami w przelotowej taktyce zawodniczej [5].

Dążenie konstruktora do uzyskania optymalnego układu finalnego [3] było w przeszłości niejednokrotnie dokonywane metodą prób i błędów, natomiast dzisiaj musi opierać się na szczegółowych i wyczerpujących analizach. Konstruktor dysponuje maszynami cyfrowymi. Elektronowa technika obliczeniowa sprawiła, iż problem skomplikowanych i czasochłonnych rachunków rozwiązany został w sposób zapewniający sprawne i efektywne prowadzenie różnych analiz w możliwie szerokim zakresie i w technicznie rozsądnym czasie. Możliwość rozpatrywania wielu wariantów rozwiązań technicznych problemu projektowego pozwala na selekcję wyników i dobór układu najbardziej zbliżonego do optimum [2]. Ułatwiło to znacznie podejmowanie decyzji dotyczących przyjęcia podstawowych rozwiązań konstrukcyjnych struktury szybowca i spowodowało, że decyzje podejmowane w oparciu o wyniki konkretnych obliczeń są trafniejsze od decyzji podejmowanych w latach dawniejszych, dla których zasadniczą przesłankę stanowiły praktyka i tzw. „wyczucie” konstruktora. Wszelstrosniejsze rozpatrywanie cech przyszłej konstrukcji ułatwia pracę zespołową typową dla dzisiejszego sposobu prowadzenia działalności konstrukcyjnej [1].

## Konstruowanie

Proces powstawania nowej konstrukcji przebiega wieloetapowo. Poszczególne stadia charakteryzujące proces powstawania konstrukcji tworzą system sekwencji i wzajemnych sprzężeń. Wycinek tego systemu, w którym zajął się prac konstrukcyjnych i obliczeniowych występuje najwyraźniej, przedstawiono na rys. 1. Oczywiście obliczenia są konieczne także i na innych etapach, ale rola ich nie jest już dominująca. Wiadomo, że nadzór nad budową prototypu w warsztacie, opracowanie dokumentacji eksploatacyjnej, procedura certyfikacyjna, wprowadzanie zmian w trakcie produkcji seryjnej i w trakcie użytkowania sprzętu wiążą się ze znacznymi pracami obliczeniowymi, spełniają one jednak tutaj tylko rolę działań usługowych, a nie współdziałających twórczo w procesie tworzenia nowej techniki.

Konstruowanie i obliczenia powiązane są ze sobą w sposób charakterystyczny dla każdego ze stadiów realizacji zadania projektowego i poszczególnych etapów w każdym stadium. Związki te są omówione w dalszej części artykułu [4].

## Sposoby projektowania

Przy opracowywaniu konstrukcyjnym szybowców stosuje się dwa sposoby projektowania: projektowanie graficzne i modelowanie.

Projektowanie graficzne, historycznie starsze, stosowane było od zarania rozwoju techniki szybowcowej. Polega ono na wykonaniu kompletu rysunków lub szkiców, wyobrażających graficznie koncepcję konstrukcyjną poszczególnych elementów i zespołów, dających w całości obraz opracowywanego szybowca. Projektowanie to może być więcej lub mniej szczegółowe w zależności od adresata, jakim jest konkretny zakład produkcyjny ze swym wyposażeniem i doświadczeniem kadry wykonawczej.

Modelowanie jest nowszą metodą projektowania. Rozwinięto się wówczas, gdy zaistniały do tego warunki — wyposażenie pomiarowe i cyfrowa technika obliczeniowa. W procesie projektowania stosuje się dwie formy modelowania: fizyczne i matematyczne.

Modelowanie fizyczne polega na wiernym wykonaniu wzorca zespołu konstrukcyjnego czy elementu, albo na celowym jego zniekształceniu w celu uwypuklenia cech będących w danym modelu obiektem zainteresowania. Modelowanie fizyczne wierne znajduje zastosowanie w metodzie makietowej, gdzie w skali 1:1 sprawdza się funkcjonalne cechy przyszłej konstrukcji bądź wykonuje się bezpośrednio wzorce w celu sporządzenia negatywów produkcyjnych (metoda szczególnie rozwinięta w przypadku struktur kompozytowych). Modelowanie fizyczne skażone znajduje zastosowanie tam, gdzie chodzi o zbadanie nowej koncepcji konstrukcyjnej lub technologicznej w warunkach odpowiadających rzeczywistości lub symulujących ją w sposób wystarczający. W modelu skażonym pewne elementy struktury mogą być pominięte, jak również mogą być dodane pewne elementy w rzeczywistym szybowcu nie występujące, a wprowadzone do symulowania różnorodnych warunków pracy.

Modelowanie matematyczne jest narzędziem natury abstrakcyjnej. Cecha lub zespół cech płatowca zostaje zastąpiony funkcją matematyczną, która cechą tę opisuje w oderwaniu od materialnej postaci obiektu modelowanego. Problem reprezentowany przez model matematyczny rozwiązuje się analitycznie, często przy zastosowaniu metod numerycznych.

Każdy model matematyczny opisuje badaną cechę konstrukcji rzeczywistej w sposób przybliżony. Przybliżenie to może być lepsze lub gorsze w zależności od stopnia komplikacji układu fizycznego opisywanego modelem matematycznym.

Stosowanie modeli matematycznych jest podstawą współpracy konstrukcja-obliczenia. Aby ta współpraca była efektywna, model musi spełniać stawiane mu wymagania:

— możliwie wierne odtwarzanie cech fizycznych konstrukcji,

— unikanie zbytnich uproszczeń lub zbyt dużych komplikacji w doborze funkcji opisujących zjawisko fizyczne.

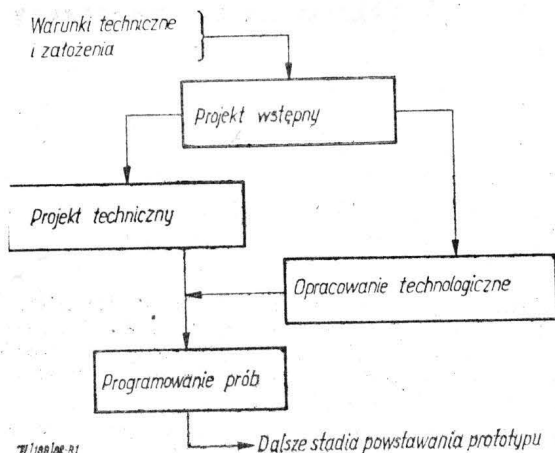
## Projekt wstępny

Projekt wstępny szybowca wykonywany jest w kilku etapach: od zebrania rozszerzonych informacji na temat zadania projektowego, przez dobór parametrów konstrukcyjnych, propozycję zasadniczych rozwiązań konstrukcyjnych, analizę osiągow i właściwości lotnych do selekcji wariantów i wyboru rozwiązania optymalnego [7].

TABLICA 1. Zestawienie działań konstrukcyjnych i obliczeń w projekcie technicznym

Konstrukcja	Obliczenia
Geometrie, plany warstwiczne, kinematyki układów sterowania	Charakterystyka aerodynamiczna płatowca Równowaga podłużna, stateczność Osiągi i właściwości lotne
Ustalenie masy własnej szybowca i ładunku użytecznego	Krzywa obciążeń sterowanych i od podmuchów Obciążenia: skrzydła, usterzeń, kadłuba, podwozia i układów sterowania
Projektowanie zespołów i elementów konstrukcyjnych	Obliczenia wytrzymałościowe zespołów i elementów
Rysunki zestawieniowe zasadniczej struktury nośnej	Dokumentacja właściwości aerosprężystości

Stadium projektu wstępnego najsilniej wiąże ze sobą prace obliczeniowe i konstrukcyjne, a niejednokrotnie rachun-



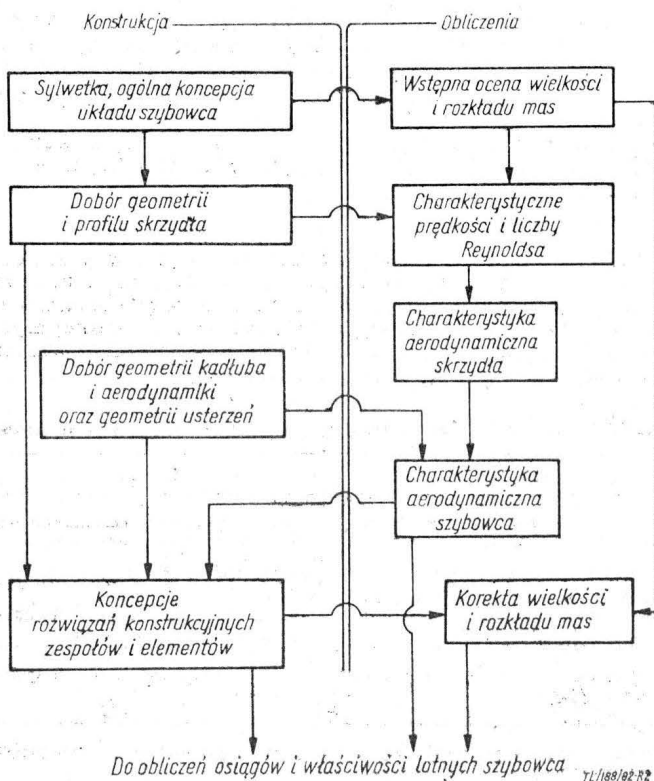
Rys. 1. Wycinek systemu projektowania szybowca, w którym obliczenia są bardzo istotne

nek wyprzedza działania kreślarskie. Ustalenie zasadniczego układu szybowca, ogólnych parametrów (rozpiętość płata, obrys i powierzchnia nośna, masa w locie, kształt i układ usterzeń, dobór profili płata i usterzeń, geometria kadłuba itp.) i przeznaczenia pozwalają na stworzenie modeli matematycznych umożliwiających analizę właściwości wielowariantowych propozycji rozwiązania zadania projektowego. Zakres tematyki obliczeniowej i jej korelację z tokiem konstruowania przedstawiono na rys. 2 (dla etapu doboru parametrów i rozwiązań konstrukcyjnych) oraz na rys. 3 (dla etapu obliczeń osiągow i właściwości lotnych). Jak widać z układów zależności w tych tablicach, przy opracowywaniu projektu wstępnego główne prace oparte są na obliczeniach [6].

Na etapie doboru parametrów i rozwiązań konstrukcyjnych zarysowuje się wyraźna równoległość prac konstrukcyjnych i obliczeniowych, natomiast na etapie wyznaczania osiągow i właściwości lotnych dominują obliczenia, a rola konstruktora sprowadza się do wprowadzania zmian lub korekt w rozwiązaniach konstrukcyjnych, podyktowanych wynikami obliczeń.

### Projekt techniczny

Zasadnicze parametry i koncepcje rozwiązania konstruk-

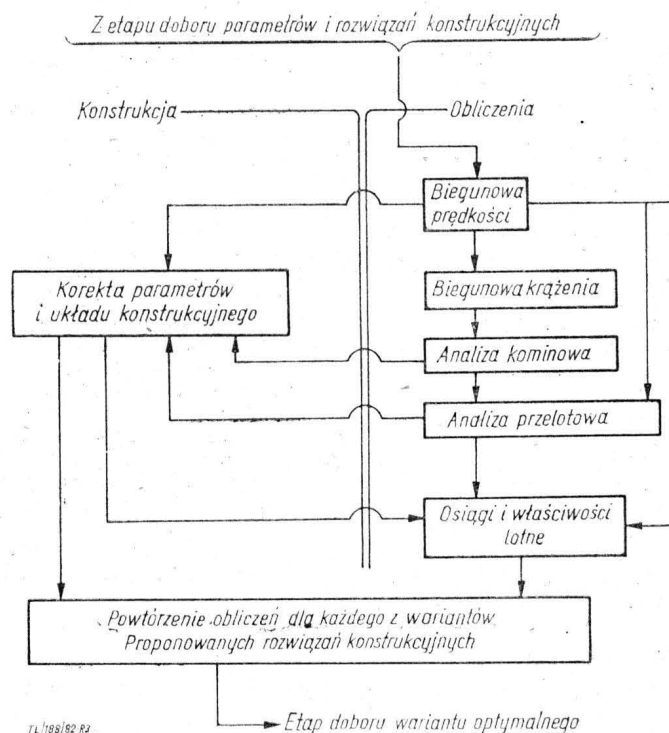


Rys. 2. Etap doboru parametrów i rozwiązań konstrukcyjnych

cyjnego szybowca powstają w stadium projektu wstępnego w wielu wariantach. Jeden z tych wariantów, uznany za optymalny, staje się tematem projektu technicznego. Zadanie projektowe w stadium projektu technicznego polega na wykonaniu szczegółowej dokumentacji rysunkowej całego szybowca. W stadium projektu wstępnego obliczenia odgrywały w stosunku do konstrukcji rolę partnerską, podczas gdy w stadium projektu technicznego spełniają rolę służebną, wspomagając prace projektowe. Tematykę prac obliczeniowych i ich zależności od awansu prac konstrukcyjnych zestawiono w tabl. 1.

### Opracowanie technologiczne

Opracowanie technologiczne w zasadzie nie wymaga wsparcia obliczeniowego. Jednakże czasami, w przypadku zastosowania zamienników materiałowych lub procesu technologicznego pociągającego za sobą zmianę charakterystyki wytrzymałościowej tworzywa konstrukcyjnego, współpraca technologa z zespołem obliczeniowym może okazać się konieczna.



Rys. 3. Analiza osiągow i właściwości lotnych

### Programowanie prób

Próby w technice szybowcowej są procesem złożonym zarówno w zakresie tematyki, jak i terminów realizacji w trakcie prac projektowych. Zestawienie prób i ich systematykę przedstawiono na rys. 4. Ogólny podział na próby preparacyjne, weryfikacyjne i kontrolne wynika z ich przeznaczenia.

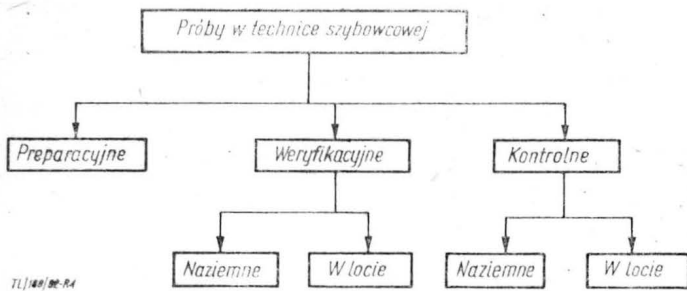
Próby preparacyjne muszą znacznie wyprzedzać w czasie stadium projektu wstępnego i projektu technicznego, albowiem dają one odpowiedź na pytanie czy dane tworzywo i dane rozwiązanie konstrukcyjne spełni zakładane w nim nadzieje i narzucone wymagania. Próby preparacyjne nazwane i w locie nie są więc związane z konkretnym opracowaniem typu szybowca, a służą wdrażaniu postępu technicznego i wytyczaniu dróg przyszłościowych. Zakres obliczeń, niezbędnych do realizacji prób preparacyjnych zakreśla tematyka tych prób. Nie da się więc wytyczyć ogólnych współzależności i powiązań z konstrukcją.

Próby weryfikacyjne i kontrolne mają na celu stwierdzenie, czy wykonany warsztatowo prototyp szybowca spełnia wymagania stawiane przez przepisy budowy, wymogi bezpieczeństwa użytkowania, postulaty z zakresu charakterystyki eksploatacyjnej itp. Opracowanie programów prób weryfikacyjnych polega głównie na wykonaniu obliczeń układów, za pomocą których symulowane są obciążenia rzeczywiste i przykładane do struktury płatowca. Obliczenia dotyczyć więc będą głównie prób naziemnych. Gdy próby w locie wykraczają poza obszar wyznaczony przez obciążenia, dla których dokumentowano dostateczną wytrzymałość struktury, wówczas konieczne jest rachunkowe udo-



kumentowanie wymaganego poziomu bezpieczeństwa do wykonania pomiarów w locie, przy których obciążenia mogłyby wyjść poza obszar dokumentowany.

Tematykę zagadnień obliczeniowych dla poszczególnych etapów prób naziemnych i w locie weryfikujących właściwości szybowca zestawiono w tabl. 2.



Rys. 4. Podział prób stosowanych w technice szybowcowej

### Wnioski

Jednym z podstawowych elementów wykorzystywanych przez konstruktora w procesie projektowania jest obliczeniowe wspomaganie procesu generacji rozwiązań konstrukcyjnych. Obliczenia te dotyczą zespołu istotnych cech proponowanych wariantowo rozwiązań, ułatwiają ich selekcję i wybór układu optymalnego w oparciu o kryteria oceny. W stadium projektu wstępnego obliczenia stanowią podstawowy instrument stymulujący proces generacji rozwiązań technicznych problemu postawionego w zadaniu projektowym. Wybrany wariant staje się tematem projektu technicznego. W tym stadium obliczenia spełniają rolę służebną względem rozwiązań konstrukcyjnych i służą głównie wyznaczeniu obciążeń elementów i zespołów i ustaleniu wymaganej wytrzymałości.

Bardzo istotne są obliczenia w stadium programowania prób weryfikacyjnych, naziemnych i w locie. Wszystkie naziemne układy symulujące obciążenia wymagają oblicze-

TABLICA 2. Prace obliczeniowe przy programowaniu i opracowaniu wyników prób weryfikacyjnych naziemnych i w locie

Rodzaj prób		Obliczenia
Próby naziemne	Próby wytrzymałościowe	Wyznaczenie obciążeń symulujących dla: skrzydła, usterzeń, kadłuba, podwozia, układów sterowania, ewentualnych wytypowanych szczegółów struktury płatowca
	Próby sztywnościowe	Wyznaczenie obciążeń pomiarowych Obliczenie kryteriów sztywnościowych
	Próby rezonansowe	Wyznaczenie kryteriów flatterowych i aeroelastycznych właściwości struktury
	Próby eksploatacyjne (zmęczenie)	Opracowanie widma obciążeń powtarzalnych w okresie żywotności szybowca Obliczanie symulujących układów obciążających
Próby w locie	Pomiar właściwości lotnych	Obliczenia wyników na podstawie mierzonych parametrów
	Pomiar osiągnięć	Obliczenia osiągnięć na podstawie wyników pomiarów w locie

niowego ich ustalenia. Próby w locie muszą być oparte na niezbędnych obliczeniach wstępnych, a szczególnie obliczeniach przy analizie uzyskanych wyników pomiarów.

Ponieważ prace obliczeniowe, szczególnie w stadium projektu wstępnego, są bardzo pracochłonne i czasochłonne, wykorzystanie cyfrowej techniki obliczeniowej staje się dzisiaj konieczne, gdy proces konstrukcji szybowca ma być efektywny i zawarty w technicznie rozsądnym czasie.

### LITERATURA

1. M. ASIMOW: Wprowadzenie do projektowania w technice. WNT, Warszawa, 1967 r.
2. C. BABIŃSKI: Elementy nauki o projektowaniu. WNT, Warszawa, 1972 r.
3. L. CRUM: Analiza wartości. PWE, Warszawa, 1973 r.
4. E. KRICK: Wprowadzenie do techniki i projektowania technicznego. WNT, Warszawa, 1975 r.
5. E. MAKUŁA, S. SKRZYDLEWSKI, S. WIELGUS: Przeloty szybowcowe. LPZ, Warszawa, 1953 r.
6. W. STAFIEJ: Metody obliczeniowe i badawcze stosowane w SZD. *Magazyn Racjonalizatora Lotnictwa*, nr 7 i 8, 1976 r.
7. W. STAFIEJ: Parametry uzupełniające ocenę właściwości szybowca. *TLiA*, nr 3, 1977 r.
8. W. STAFIEJ: Próby w technice szybowcowej. *TLiA*, nr 7, 1981 r.

## POCZTA LOTNICZA

### Jeszcze o tanim szkoleniu lotniczym

W związku z artykułem pt. „Problem taniego szkolenia lotniczego” zamieszczonym w nr 4/82 *TLiA* pozwalam sobie przesłać własne uwagi na ten temat.

Moim zdaniem koszty szkolenia lotniczego mogą być minimalne, jeśli tylko będzie się miało dobrą wolę i nie będzie się stawiać sztucznie wymyślonych przeszkód. Jako wzór należy wziąć olbrzymi rozwój lotnictwa sportowego w przedwojennej Polsce. Cały kraj był wówczas pokryty siecią szybowisk, a polskie samoloty sportowe należały do najlepszych na świecie! Niektóre z tych konstrukcji i dzisiaj byłyby aktualne.

Aby obniżyć koszty szkolenia, należy oczywiście zrezygnować z supernowoczesności, która jest bardzo kosztowna. Szybowiec do szkolenia wcale nie musi być „super” i wcale nie musi być zbudowany z laminatów. Wystarczą proste konstrukcje typu Wrona, zbudowane z krajowych, tanich materiałów. A wyciąganie wcale nie musi odbywać się za pomocą samolotu; wystarczą liny gumowe napinane przez szkolonych lub wyciągarki, które można m.in. zrobić ze starych samochodów. Szybowce może budować sama młodzież pod odpowiednim nadzorem, jak to miało miejsce przed wojną w Harcerskich Warsztatach Lotniczych. Sądzę, że także tą metodą można produkować proste samoloty względnie motoszybowce. Ze jest to możliwe, dowodzą osiągnięcia naszych konstruktorów amatorów takich jak Borzęcki lub Janowski. Konstrukcje tego typu są bardzo tanie i nie przekraczają, ani nawet nie osiągają, ceny samolotu. Sądzę, że można je skopiować i produkować seryjnie, oczywiście w porozumieniu z konstruktorami amatorami. Jak mi wiadomo, byłaby nawet możliwość ich eksportu!

Co do naboru kandydatów na szkolenie sądzą, że selekcja nie powinna być za surowa. Mamy wielu entuzjastów latania, choćby latania dla przyjemności i nie muszą oni spełniać warunków pilotów samolotów naddźwiękowych. Korzyści upatruję w tym, że mogą się tutaj wyłonić przyszli konstruktorzy, a ci nie muszą spełniać wygórowanych warunków zdrowotnych.

Należy też podkreślić, że mamy nadzwyczaj słabą propagandę lotnictwa. Brak jest filmów lotniczych tak fabularnych, jak i popularnonaukowych. Brak jest także książeczki popularnonaukowej dla młodzieży z odpowiednimi ilustracjami — na wzór książek tego rodzaju wydawanych np. w NRD. Liczba wydawnictw lotniczych, moim zdaniem, jest znikoma.

Można też i należy organizować wycieczki młodzieży na lotniska, aby rozbudzić zainteresowania lotnicze. Jako uczeń wiejskiej szkoły byłem przed wojną na takiej wycieczce na lotnisku w Śnieciskach, gdzie stacjonowały samoloty RWD-8 oraz PWS-26. Wycieczka ta wywarła na mnie bardzo duże wrażenie, takie że pamiętam je do dziś. Moje zainteresowanie lotnictwem sprawiło, że chciałem zostać konstruktorem lotniczym, lecz życie uniemożliwiło mi realizację moich marzeń.

Ostatnią sprawą jaką chcę poruszyć jest sprawa materiałów lotniczych, tak na modele, jak i na normalne konstrukcje, których powszechnie brak. Słyszałem, że cenę fabrycznie produkowanej lotni ustalono na ok. 140 tys. zł. Który z młodych ludzi może sobie na to pozwolić? Czy nie można np. uruchomić taniej, seryjnej produkcji silniczków modelarskich, których tak brak?

Krajewski Marian  
Luboń 3

# Problemy efektywności transportu lotniczego

## (polemika)

Chciałbym poruszyć parę spraw w związku z artykułem pt. „Efektywność ekonomiczna transportu lotniczego PRL” (TLiA nr 5/82).

*Technika Lotnicza i Astronautyczna*, jak każdy miesięcznik, nie jest najlepszym miejscem dla polemiki, a to ze względu na długi cykl produkcyjny. Pragnę jednak zakwestionować nie tyle tezy Autora, ile raczej niektóre użyte przez niego argumenty, ponieważ, jak sądzę, nie przynoszą one pożytku sprawie, o której Autor pisze.

Już na samym wstępie Autor pisząc o naszym kraju odwołuje się do „skrzyżowania wielkich szlaków tranzytowych Europy” oraz „wielkich tradycji lotniczych” tak, jakby za tymi sformułowaniami stała jakakolwiek istotna treść ekonomiczna. Dwadzieścia, trzydzieści lat temu Warszawa jako punkt tranzytowy mogła być potrzebna przy lotach z Zachodu do ZSRR lub ze Skandynawii na Bliski Wschód, ale dzisiaj lądowanie techniczne na Okęciu nie jest potrzebne. Może być interesujące tylko wówczas, jeżeli wsiądzie lub wysiądzie tu z każdego samolotu kilkudziesięciu pasażerów. Nie neguję znaczenia tradycji. Z pewnością m. in. one to właśnie skłaniają nas do zabiegania o rozwój polskiego lotnictwa, ale czy mają one jakieś znaczenie dla Polaka, który po prostu chce się dostać szybko za granicę, lub cudzoziemca, który chce szybko przybyć do Polski? Pytanie „nie umiemy czy nie chcemy wykorzystać lotnictwa transportowego?”, tezy o niedocenianiu roli i zadań tego transportu jako o przyczynach zepchnięcia nas na ostatnie miejsce w statystykach międzynarodowych, to ten sam nurt emocjonalny, mało przekonujący.

Podobnie brzmią m.in. sformułowania o „tak zwanej łatwości i własnej wygodzie” jako motywacji działania administracji. Taka argumentacja utwierdza ludzi niechętnych lotnictwu w przekonaniu, że jest ono domeną sfrustrowanych mitomanów, „patriotów” atrakcyjnej dziedziny technicznej, której nie można bronić argumentami merytorycznymi.

Nie da się zamazać podstawowa prawda, że lotnictwo transportowe jest funkcją stosunków gospodarczych, politycznych i kulturalnych danego kraju z zagranicą, rozwoju turystyki wyjazdowej i przyjazdowej i oczywiście ogólnego poziomu zamożności kraju. Najlepszą ilustracją tej tezy jest powojenna historia transportu lotniczego, łącznie z okresem lat siedemdziesiątych. Lotnictwo nie może rozwijać się inaczej niż rozwija się gospodarcze i społeczne życie kraju. Wyjątki od tych reguł są pozorne.

### „Mistyfikacja”...

Zgadzam się z Autorem, że wiele propozycji pozostało na papierze, że często kończyło się na deklaracjach i zapowiedziach, że nie wykorzystano wszystkich możliwości itp., ale i w tej sprawie Autor posługuje się argumentami zupełnie nieprzekonywującymi czytelnika.

Np. tablica 1 zawierająca porównanie wskaźnika liczby samolotów transportowych w Polsce i średniej przypadającej na jeden kraj członkowski ICAO. Cóż to za argument? Przecież tylko cztery państwa (USA, Kanada, RFN i Australia) miały w 1980 r. 56% światowej liczby handlowych statków powietrznych, w tym 45% statków o masie ponad 9000 kg. W każdym z tych krajów było, posługując się wskaźnikiem zastosowanym przez Autora, średnio 5200 samolotów. Co więc warta jest dla wnioskowania średnia ICAO?

Wiemy przy tym, że ta średnia jest nie tylko wynikiem sumowania liczby samolotów w tak różnych pod względem rozwoju lotnictwa krajach, ale i to, że sumuje się bardzo różne samoloty: od dwudziestokiluosobowych DC-3 do kilkusetmiejsowych DC-10. Dodajmy, że w 1980 r., wg Civil Aviation Statistics of the World 1980 ICAO:

— w 146 państwach należących do ICAO było 37 420 handlowych statków powietrznych (samolotów i śmigłowców), a więc na każdy z 146 krajów wypada średnio 256 statków, a nie 280,

— w Polsce w tym czasie było 47, a nie 46 samolotów transportowych,

— w podanej wyżej liczbie statków powietrznych na świecie było tylko ok. 8790 (tj. ok. 23%) samolotów o maks. masie do startu 9000 kg i więcej. Reszta — to bardzo małe i małe samoloty, w tym ok. 17 000 (ok. 45% ogólnej liczby)

to samoloty jednosilnikowe. Część z nich obsługuje rejony podobne do warunków polskich, ale znaczna część obsługuje nie zaludnione lub rzadko zaludnione obszary, pracując w warunkach zupełnie nie spotykanych w innym kraju.

Tak więc biorąc pod uwagę porównywalne w jakiejś mierze warunki można ocenić, że w jednym kraju członka ICAO średnia liczba samolotów transportowych o masie startowej ponad 9000 kg wynosiła w 1980 r.: 8790:146=ok. 60 wobec 47 naszych. Nie jest to taka szokująca różnica, podkreślam jednak jeszcze raz, że niezależnie od liczb, jest to formalne zestawienie o niewielkiej wartości merytorycznej. Tylko porównanie potrzeb ze stanem rzeczywistym może stanowić punkt wyjścia do racjonalnych wniosków.

A co do przeciętnego rocznego wzrostu przewozów, to wg Autora wynosił on na świecie 8% w ruchu pasażerskim i 10% w ruchu towarowym, a odpowiednio w Polsce 0,5% i —2%. Nie wiem jak to było liczone, nasza różnica wskazuje bowiem, że w okresie lat 1975÷1980 tak mierzone polskie przewozy lotnicze rozwijały się w tempie 2,7% i —3,6%. Wielkość ładunku, tj. liczba osób i liczba ton towaru, jest jednak nie najlepszą miarą przewozów.

Oczywiście daje on pewną informację, jeżeli jednak mamy oceniać przewóz w kategoriach związanych z jego użytecznością i wartością, to lepiej posługiwać się miernikiem pracy przewozowej. Jest to, jak wiadomo, iloczyn wielkości ładunku i drogi jego przewozu, tj. liczba pasażerokilometrów i tonokilometrów. Pozostałymi przy przewozie osób: to nie wszystko jedno czy daną liczbę pasażerów przewozi się z Warszawy do Rzeszowa czy do N. Jorku. Otóż w okresie 1975÷1980 praca przewozowa wzrastała średnio w roku:

	Średnio w krajach członkowskich ICAO	W PRL
Praca przewozowa ogółem (tonokilometry)	8,2%	9,7%
Jw. z włączeniem lotów wynajętych, tj. tylko w lotach rozkładowych	9%	10%
Liczba pasażerokilometrów ogółem	8,1%	1,3%
Jw. tylko w lotach rozkładowych	9,3%	11,2%

### Wyniki finansowe

Do informacji Autora o wielkości przewozów światowych i o dużych zyskach osiągniętych z nich w USA i we Francji chciałbym dodać, że w państwach członkowskich ICAO osiągnięto w przewozach regularnych łącznie \*):

w 1978 r. — 2412 mln US dol. uzysku,

w 1979 r. — 588 mln US dol. zysku,

w 1980 r. — 919 mln US dol. strat.

Autor pisze, że w 1979 r. zyski w USA wynosiły 400 mln US dol., a we Francji 210 mln franków fr. (ok. 42 mln US dol.), jaka więc była sytuacja pozostałych linii?

Dodajmy, że w 1981 r. praca przewozowa wzrosła w krajach członkowskich ICAO zaledwie o ca 3%, a w grupie 95 przedsiębiorstw objętych statystyką IATA za 1981 r. \*\*) — 28 miało ujemny przyrost pracy przewozowej. Spadła praca przewozowa takich znanych linii jak m.in. Air Canada, Alitalia, American Airlines, Braniff INTL, British Airways, PAN AM i kilku innych linii amerykańskich. Wszystko to wskazuje, że najbliższa przyszłość wcale nie zapowiada się optymistycznie.

### Plany likwidacji?

W Polsce linie krajowe także są deficytowe i deficyt ten w 1982 r. powiększył się. Nie można więc mieć za złe, że zarówno władze jak i przedsiębiorstwo weryfikują celowość utrzymania niektórych linii. Ja także jestem za rozwojem lotnictwa, ale trudno być z tymi, którzy są za rozwojem dla rozwoju, bez konfrontacji jego kosztów z efektami gospodarczymi i społecznymi jakie przynosi. Nie jestem również zgodny z tymi, którzy powiadają, że

\*) Civil Aviation Statistics of the World 1981, ICAO

\*\*) World Air Transport Statistics 1981, nr 26, IATA



deficytowość linii krajowych jest wystarczającym powodem do ich likwidacji.

W związku z tym tematem należy pamiętać, że rachunek efektywności linii krajowych jest nadal uproszczony i bardzo trudny, a być może niemożliwy do uwiarygodnienia bez zorganizowania głębokiego rozrachunku wewnętrznego w naszym przedsiębiorstwie.

Jeżeli do tego wszystkiego dodać, że w 1982 r. w 10

miesiącach w ruchu międzynarodowym wykonaliśmy mniej niż 40% przewozów ogółem, to wydaje się, że wnioski dr Jana Lasonia, jakkolwiek słuszne, nie dotyczą spraw najważniejszych dla polskiego lotnictwa transportowego w obecnej jego sytuacji. Jakich — to byłby już temat do odrębnego artykułu.

mgr inż. Jan Zwierzyński

## OD AUTORA ARTYKUŁU

Dziękuję mgr inż. Janowi Zwierzyńskiemu za list, niektóre uwagi i uzupełnienia argumentami oraz danymi finansowymi mojego artykułu pt. „Efektywność ekonomiczna transportu lotniczego PRL”. Jestem usatysfakcjonowany, że ww. artykuł był nie tylko czytany, ale również szczegółowo analizowany i pobudził do dyskusji.

Zgadzam się z tezą, że lotnictwo transportowe jest funkcją stosunków gospodarczych, politycznych i kulturalnych danego kraju z zagranicą, rozwoju turystyki i oczywiście ogólnego poziomu zamożności kraju. Rzeczywiście w tym artykule zbyt mało uwagi poświęciłem temu zagadnieniu, które już omawiałem przy innej okazji (TLiA nr 6/80 i 6/81). Nie oponuję, że w 1980 r. PLL LOT dysponowały 47, a nie, jak wykazałem, 46 samolotami transportowymi, a także co do przeciętnej liczby samolotów przypadających na jeden kraj świata, co może wynikać ze zmiennej liczby państw ICAO i samolotów transportowych w poszczególnych miesiącach. Nie można kwestionować np. czy należy do ICAO 146 czy 150 krajów wykazanych w TLiA nr 7/82 s. 4. Dotyczy to również innych, nieco różniących się i kontrowersyjnych wskaźników i danych statystycznych, które wykorzystalem na podstawie literatury wykazanej na końcu artykułu.

Oczywiście, że lepszy i bardziej przekonujący byłby porównawczy wskaźnik nie liczby samolotów transportowych, lecz np. łączna liczba zaferowanych w nich miejsc pasażerskich w danym roku. Ponadto, jeśli jest ktoś w Polsce, kto dysponuje statystyką oferowanych miejsc pasażerskich łącznie wszystkich samolotów transportowych w danym kraju i na świecie, pozytywne byłoby zamieszczenie takiego opracowania na łamach TLiA lub *Skrzydlatej Polski*. Zgadzam się, że lepiej posługiwać się bardziej przekonującym miernikiem pracy przewozowej, który szczegółowo pokazałem na łamach TLiA nr 6/81, a więc nie było sensu do niego powracać.

Zakwestionowany aspekt ekonomiczny na tle polskich tradycji lotniczych będzie bardziej zrozumiany przez oponenta, jeśli do tego problemu podejście kompleksowo i w szerszym zakresie i dokładnie przestudiuje literaturę, m.in. wydawnictwo M. Mikulskiego i A. Glassa „Polski transport lotniczy 1918÷1978” (Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa, 1980). Trudno jest polemizować z autorem listu, który podważa zasadność i ekonomiczność lotniczych szlaków tranzytowych w Polsce i odnosi ten problem jedynie do obecnej chwili pisząc m.in. „...ale dzisiaj lądowanie techniczne na Okęciu nie jest potrzebne”. Żaden ekonomista nie zgodzi się z takim stwierdzeniem, ponieważ powinniśmy zrobić wszystko, aby na naszych lotniskach cywilnych lądowały wszelkie nowoczesne samoloty transportowe (w tym także i w tranzycie), do czego potrzebne są porty lotnicze z prawdziwego zdarzenia, a nie prowizorki. Np. W. Jorma m.in. pisze: „Otóż w wyniku tego, że Okęcie nie było w stanie przyjąć w 1979 r. określonej liczby szerokokadłubowych samolotów, PLL LOT musiały zrezyg-

nować z zawarcia pewnych porozumień z innymi przewoźnikami, a to równa się m.in. stratom LOT-u w wysokości ok. 0,5 mln dol. oraz ok. 1,4 mln dol. niedoboru w bilansie płatniczym” (*Skrzydlatej Polska* nr 43/79, s. 9).

Odnosnie do zdania „Tylko porównanie potrzeb ze stanem rzeczywistym może stanowić punkt wyjścia do racjonalnych wniosków” przytaczam wypowiedź oponenta: „Dla uzupełnienia braków w taborze latającym wypożyczaliśmy dwa samoloty: Il-62 i Il-18. Czynnymi staraniami o wcześniejszą dostawę, tj. jeszcze latem br., nowego Il-62M”. (*Trybuna Ludu* nr 142 z 1980 r., s. 4). Komentarz zbyteczny.

Nie można też zgodzić się z emocjonalnym zarzutem, że wnioski artykułu nie dotyczą spraw najważniejszych dla polskiego lotnictwa transportowego w obecnej jego sytuacji. Stwierdzenie to, jak wynika z treści zdania, dotyczy końca 1982 r., a opracowanie wysłałem do redakcji TLiA 6.11.1981 r. i znacznie je skróciłem na początku 1982 r. Problem jest też sporny merytorycznie, gdyż oponent w wielu przypadkach sprowadza zagadnienie do 1982 r., a także i formalnie, ponieważ na początku listu jest przekonany o długim cyklu wydawniczym czasopisma.

Nie można rozpatrywać rozwoju i ekonomiczności transportu lotniczego tylko z punktu widzenia dnia dzisiejszego. Jest to katastrofalne i w przyszłości za to trzeba będzie płacić wysoką cenę. Metody i argumenty każdy autor dobiera takie, jakie uważa za stosowne i na jakie pozwalają mu dostępne informacje i warunki pracy, a także zakres i stopień obostrzeń cenzuralnych. Konkludując, nie wiem co mój oponent pragnął udowodnić, czy kontrowersyjne dane liczbowe, które (jak sam stwierdza) są formalnym zestawieniem o niewielkiej wartości merytorycznej, czy też dotychczasową prawidłowość inwestycyjną — rozwoju transportu lotniczego PRL.

Celem artykułu pt. „Efektywność ekonomiczna transportu lotniczego PRL”, jak również wielu innych opracowań, było podjęcie próby stymulacji i intensyfikacji transportu lotniczego PRL, który — niestety — nie rozwija się efektywnie i proporcjonalnie do rozwoju społeczno-ekonomicznego naszego kraju. Dowodem na to są także inne krytyczne wypowiedzi i artykuły. W PRL nie zbudowaliśmy od podstaw ani jednego cywilnego portu lotniczego. Inwestycja w Rębiechowie to raczej prowizorki, które opisałem w *Skrzydlatej Polsce* nr 32/80. Nie mieliśmy i nadal nie mamy dostatecznej liczby samolotów transportowych i do tego właściwej jakości. Dotychczasowy tabor latający jest przestarzały i zużywa znacznie więcej dewizowego paliwa niż podobnego typu samoloty produkcji zachodniej. Społeczno-ekonomiczne oraz turystyczne i militarne aspekty tego rodzaju transportu dla Polski są oczywiste i nie podlegają dyskusji. Kwestią jest, jak te problemy rozwiązać. Częściową odpowiedź znajdujemy w artykułach dotyczących PLL LOT zawartych w *Przeglądzie Technicznym* nr 38/81 i innych.

dr Jan Lason

## KSIAŻKI LOTNICZE

SOŁTYK T.: *Polska myśl techniczna w lotnictwie 1919÷1939 i 1945÷1965*. Biblioteczka *Skrzydlatej Polski* nr 21. Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa 1983, s. 112, cena zł 60.—

Bezpośrednia relacja konstruktora, który uczestniczył przez kilkadziesiąt lat w rozwoju polskich konstrukcji lotniczych — to spojrzenie „od wewnątrz” na rozwój techniki lotniczej, jakie spotyka się bardzo rzadko. Dlatego książka jest niesłychanie

ciekawa dla tych, których interesuje konstrukcja samolotu. Zakres książki precyzuje jej tytuł. Mimo skromnej objętości bogactwo jej treści jest duże. Przedstawiono wiele mało dotychczas znanych problemów, które rozwiązała nasi konstruktorzy w okresie międzywojennym, jak i po II wojnie światowej.

Książka ma sporo błędów dotyczących pisowni obcych nazw, dat i niektórych fak-

tów (np. samoloty szkolne Bartla miały kadłuby drewniane, a dopiero prototyp BM-6 spawany). Nie wpływa to jednak na obraz przedstawionej problematyki. Wydaje się też, że zilustrowanie książki rysunkami z książek A. Morgały i A. Glassa (zresztą bez podania źródeł) nie jest najlepszym rozwiązaniem. Ciekawsze byłyby zdjęcia. Nie umniejsza to jednak wartości książki.

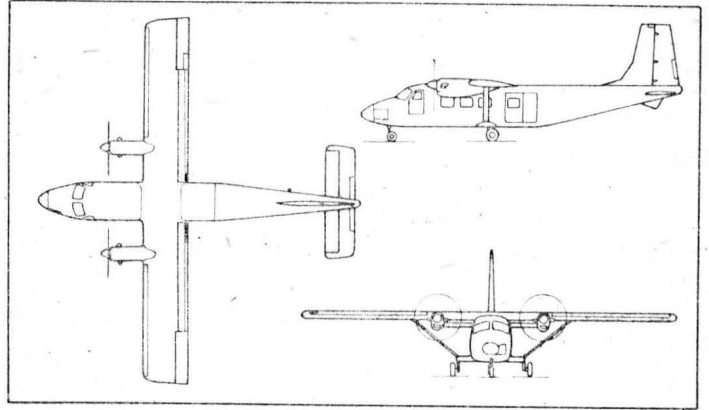
A.G.

# PROTOTYPY

## Harbin Y-11T Turbo Panda • Chiny •

### Lekki samolot wielozadaniowy

Latem 1981 r. rozpoczęto w Chinach próby w locie prototypu samolotu wielozadaniowego Harbin Y-11T Turbo Panda. Jest to przeróbka samolotu Y-11, którego gwiazdowe silniki tłokowe o mocy 213 kW (290 KM) (nie mogły one zapewnić wymaganych osiągnięć) zastąpiono turbinowymi silnikami śmigłowymi Pratt Whitney Canada PT6A-110 o mocy 354 kW (480 KM). Silniki te mają być produkowane z licencji w Chinach. Kadłub samolotu został przedłużony, a jego przekrój poprzeczny zaokrąglony. Płat otrzymał nowe, lepsze pod względem aerodynamiki, końcówki i udoskonalone klapy. Zmienione zostało również usterzenie kierunku. Podwójne koła głównych goleni podwozia

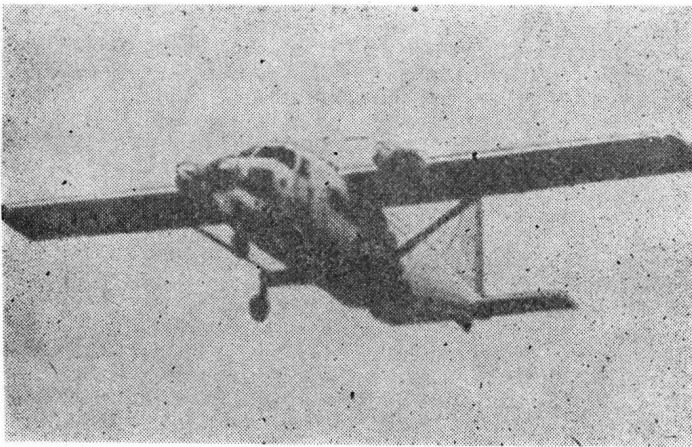


zastąpiono kołami pojedynczymi; podwozie samolotów seryjnych będzie wyposażone w hydrauliczne hamulce.

### Dane techniczne

Rozpiętość	17,23 m
Długość	14,86 m
Wysokość	5,87 m
Powierzchnia nośna	34,27 m <sup>2</sup>
Masa własna	2800 kg
Udźwig	1700 kg
Masa startowa maks.	5500 kg
Prędkość maks.	282 km/h
Prędkość przelotowa	180 km/h
Pułap praktyczny	7000 m
Zasięg	1410 km

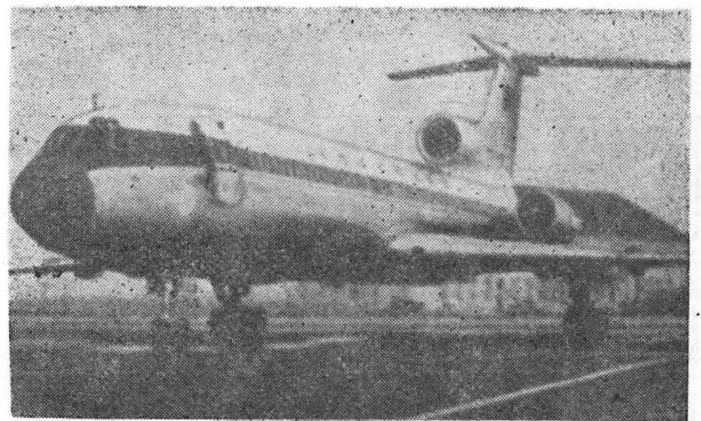
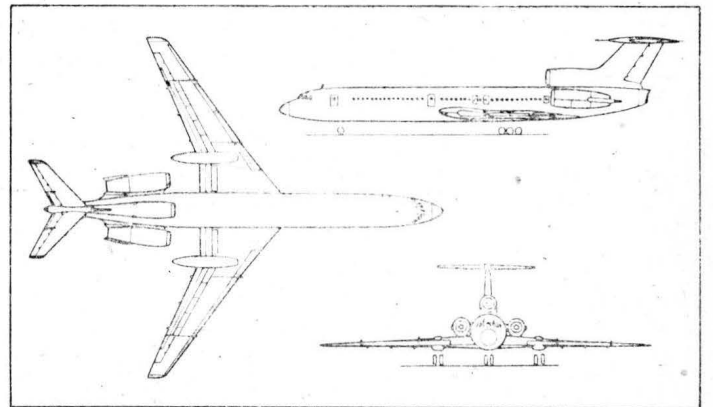
W.K.



## Tupolew Tu-164 • ZSRR •

### Trójsilnikowy samolot pasażerski na średnie trasy

Biuro konstrukcyjne Tupolewa zbudowało nową odmianę samolotu Tu-154, samolot Tu-164 z silnikami Solowiew D-30 KU o stosunku natężenia przepływu 2,3:1 i ciągu 10 400 daN, które zastąpiły silniki Kuzniecowa NK-8-2U o stosunku natężenia przepływu 1:1 i ciągu 10 300 daN. Do zewnętrznych silników zastosowano gondole, z odwracaczami ciągu, z samolotu Il-62M. Przekrój kanału doprowadzającego powietrze do środkowego silnika został zwiększony ze względu na większe natężenie przepływu powietrza, w związku z czym konieczna również była modyfikacja usterzenia kierunku. Pokładowy zespół napędowy TA-92, zabudowany dotychczas w pojemniku nad dyszą wylotową środkowego silnika, został przeniesiony do kadłuba. Poza tym zwiększono powierzchnię spoilerów i zmniejszono powierzchnię slotów. Seryjne samoloty Tu-164 będą miały kabinę na 180 pasażerów, w układzie standardowym, zamiast na 169 pasażerów, jak w samolocie Tu-154. Zwiększona liczba miejsc pasażerskich i zmniejszone — dzięki większemu stosunkowi natężenia przepływu — jednostkowe zużycie paliwa ma obniżyć koszty pasażerokilometra.



### Dane techniczne

Rozpiętość	37,55 m
Długość	47,90 m
Wysokość	11,40 m
Powierzchnia nośna	201,45 m <sup>2</sup>
Masa własna	54 000 kg
Udźwig	18 000 kg
Masa startowa maks.	100 000 kg
Prędkość przelotowa maks.	980 km/h
Prędkość przelotowa ekonomiczna	850 km/h
Pułap praktyczny	12 500 m
Zasięg	4000 km

W.K.



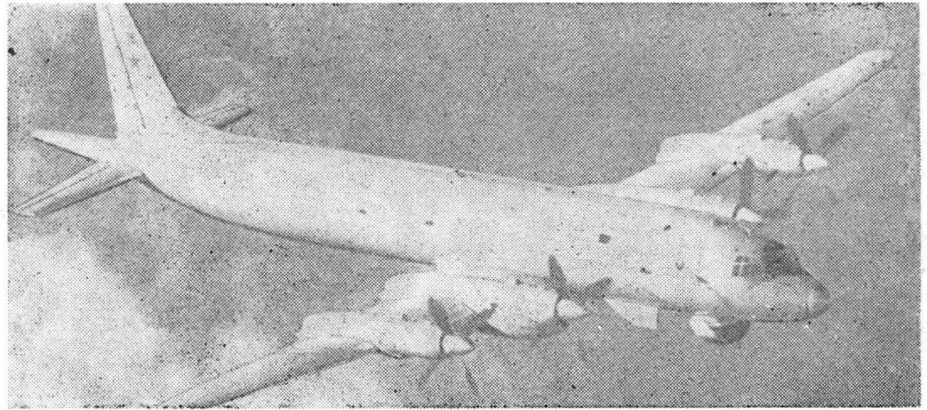
Samolot patrolowy i do zwalczania okrętów podwodnych

**KONSTRUKCJA.** Całkowicie metalowy, czterosilnikowy dolnopłat.

**Plat.** Obrys trapezowy, profil o grubości 14%, wznios 3°. Konstrukcja dwudzielna, półskorupowa, trójdzwigarowa, całkowicie metalowa. W kesonach między pierwszym i trzecim dźwigarem umieszczone są zbiorniki paliwowe. W strefie lotkowej skrzydło jest dwudźwigarowe (środkowy dźwigar zanika). Na każdym skrzydle znajdują się duże gondole silnikowe konstrukcji półskorupowej i gondola podwozia głównego połączona z gondolą silnika wewnętrznego. Kłapy dwuszczelinowe, metalowe, jednoczęściowe, zawieszane w czterech punktach. Lotki szczelinowe, metalowe, na każdym skrzydle po dwa segmenty lotkowe, każdy segment zawieszony w trzech punktach. Lotki wyważone masowo i aerodynamicznie. Prawy wewnętrzny segment lotki wyposażony w kłapkę wyważającą. Na noskach skrzydeł instalacja przeciwbłędzeniowa. Skrzydło jest adaptowane z samolotu Il-18.

**Kadłub.** Przekrój kołowy, klasyczna konstrukcja półskorupowa. W nosku kadłuba mieści się radar nawigacyjny, wyposażenie elektroniczne i wnęka podwozia przedniego. Kabina pilotów z miejscami załogi obok siebie, miejsce dla mechanika za pilotami. Za wnęką podwozia przedniego znajduje się radar poszukiwawczy z wybudowaną poza kadłub anteną osłoniętą owiewką z materiału dielektrycznego. Za radarem umieszczony jest luk uzbrojenia zamykany dwiema pokrywami; znajduje się on przed skrzydłem. Na górnym pokładzie wnętrza kadłuba znajduje się aparatura wykrywająca, wyposażenie elektroniczne i stanowiska operatorów wyposażenia. Tylna część kadłuba zbieżna stożkowo, zakończona wysięgnikiem anteny magnetometru. Konstrukcja kadłuba jest analogiczna do konstrukcji kadłuba samolotu Il-18. Nastąpiła jednak pewnego rodzaju zamiana kolejności segmentów, ponieważ skrzydło uległo znacznemu przesunięciu ku przodowi. Liczbę okien zredukowano do niezbędnego minimum. Wejście znajduje się z prawej strony kadłuba w tylnej jego części (jest to wejście obsługowe, w samolocie Il-18 umieszczone jest identycznie). W dolnej części kadłuba zbiorniki paliwowe.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym, obrisy usterzenia trapezowe. Statecznik pionowy dwudźwigarowy, półskorupowy, metalowy. Ster kierunku metalowy, zawieszony w czterech punktach, zaopatrzony w dwie kłapki wyważające, odciążony aerodynamicznie i wyważony masowo. Statecznik poziomy stanowiący jed-



ną całość jest konstrukcją trójdzwigarową skorupową. Ster wysokości złożony jest z dwóch jednakowych segmentów, każdy segment zawieszony w czterech punktach, zaopatrzony w kłapkę wyważającą, odciążony aerodynamicznie i wyważony masowo. Usterzenie adaptowane w całości z samolotu Il-18.

**Sterowanie.** Sterownice (wolanty i pedały) zdwojone. Układy sterowania linkowe ze wspomaganiami hydraulicznymi. Kłapki wyważające napędzane elektrycznie. Kłapy skrzydłowe wychylane hydraulicznie.

**Podwozie.** Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba i gondol pod wewnętrznymi silnikami. Podwozie przednie trójgoleniowe, amortyzator w goleni głównej, koła bliźniacze sterowane hydraulicznie (wychylane po 45° w obie strony). Podwozie główne trójgoleniowe, z amortyzatorem w goleni głównej, wózki czterokołowe, koła zaopatrzone w hamulce hydrauliczne. Konstrukcja podwozia adaptowanego z samolotu Il-18 została wzmocniona. Wymiary kół: główne — 0,93×0,305 m, przednie — 0,70×0,25 m.

**Zespół napędowy.** Cztery silniki turbośmigłowe Iwczenko AI-20M o mocy 3130 kW + 220 daN każdy, śmigła metalowe czterołopatowe przestawialne AW-68I z możliwością ustawiania w chorągiewkę i odwracania ciągu; krawędzie natarcia łopát odladane. Gondole i łoża zespołów napędowych identyczne jak w samolocie Il-18. Rozruch silników elektryczny. Wyloty spalin położone nad skrzydłem i skierowane do tyłu.

**Instalacje.** Paliwowa — gumowe zbiorniki skrzydłowe i kadłubowe o łącznej pojemności 30 000 l. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,7 MPa, instalacja wieloobwodowa, steruje siłownikami wychylającymi powierzchnie sterowe, kłapy, podwozie, pokrywę luku uzbrojenia, hamulce podwozia i anteny radarów. Elektryczna — napięcie 28 V prądu stałego i 115 V/400 Hz prądu zmiennego, prądnicę umieszczone parami

na silnikach, akumulatory i transformatory. Przeciwbłędzeniowa — typu elektrotermicznego. Klimatyzacyjna — zasilana ze sprzężarek silnika.

**Wyposażenie.** Zdwojony zestaw przyrządów do nawigacji w każdych warunkach meteorologicznych, radary, magnetometr, urządzenia łączności przystosowane do funkcji pełnionych przez samolot.

**Uzbrojenie.** Możliwość podwieszania w luku kadłubowym różnego rodzaju uzbrojenia do zwalczania okrętów podwodnych (bomby, bomby głębinowe, torpedy ewentualnie miny).

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Historia samolotu sięga 1946 r., kiedy to opracowano projekt czterosilnikowej maszyny pasażerskiej wyposażonej w silniki 14-cylindrowe w układzie podwójnej gwiazdy ASz 82-FN (moc 1360 kW). Prototyp samolotu oblatano w 1947 r., po czym prace przerwano. W 1956 r. konstrukcję zmodernizowano, zmieniając nieco kształt przedniej części kadłuba i zabudowując silniki turbośmigłowe (początkowo NK-4, a następnie AI-20). Samolot oznaczony Il-18 był produkowany w kilku wersjach różniących się wnętrzem kabiny pasażerskiej i wyposażeniem radionawigacyjnym oraz silnikami. W latach sześćdziesiątych pewną liczbę samolotów Il-18D dostosowano do zadań patrolowych w lotnictwie morskim. Dopiero w latach siedemdziesiątych weszły do służby samoloty Il-38 będące rozwinięciem swych poprzedników. Z samolotów Il-18 adaptowano (z niewielkimi modyfikacjami) skrzydło, podwozie, usterzenie i zespoły napędowe, przekonstruowano poważnie kadłub, przesuwaając skrzydło do przodu. Samolot przystosowany jest do długich lotów patrolowych i zwalczania okrętów podwodnych — zastąpił on starsze i mniej ekonomiczne samoloty Tu-20. Samoloty Il-38 znajdują się w uzbrojeniu lotnictwa Egiptu i Indii. Il-38 jest odpowiednikiem samolotu P-3 Orion (patrz TLiA nr 11/80).

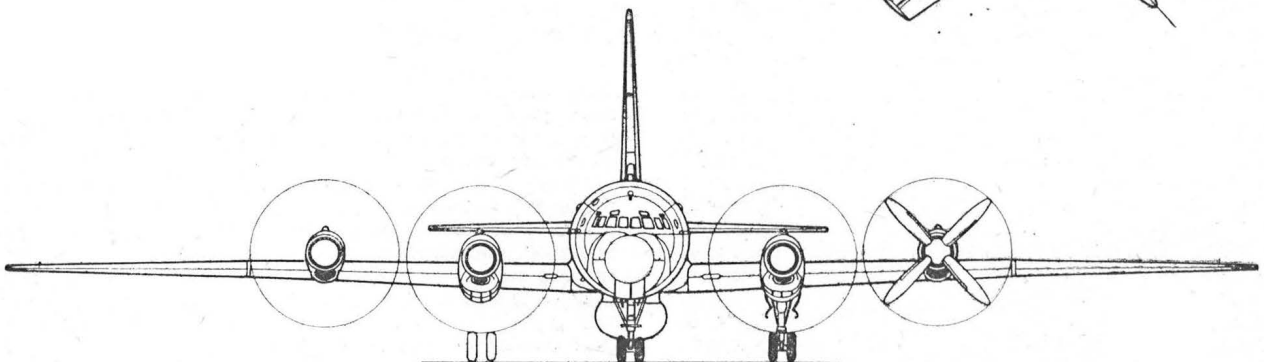
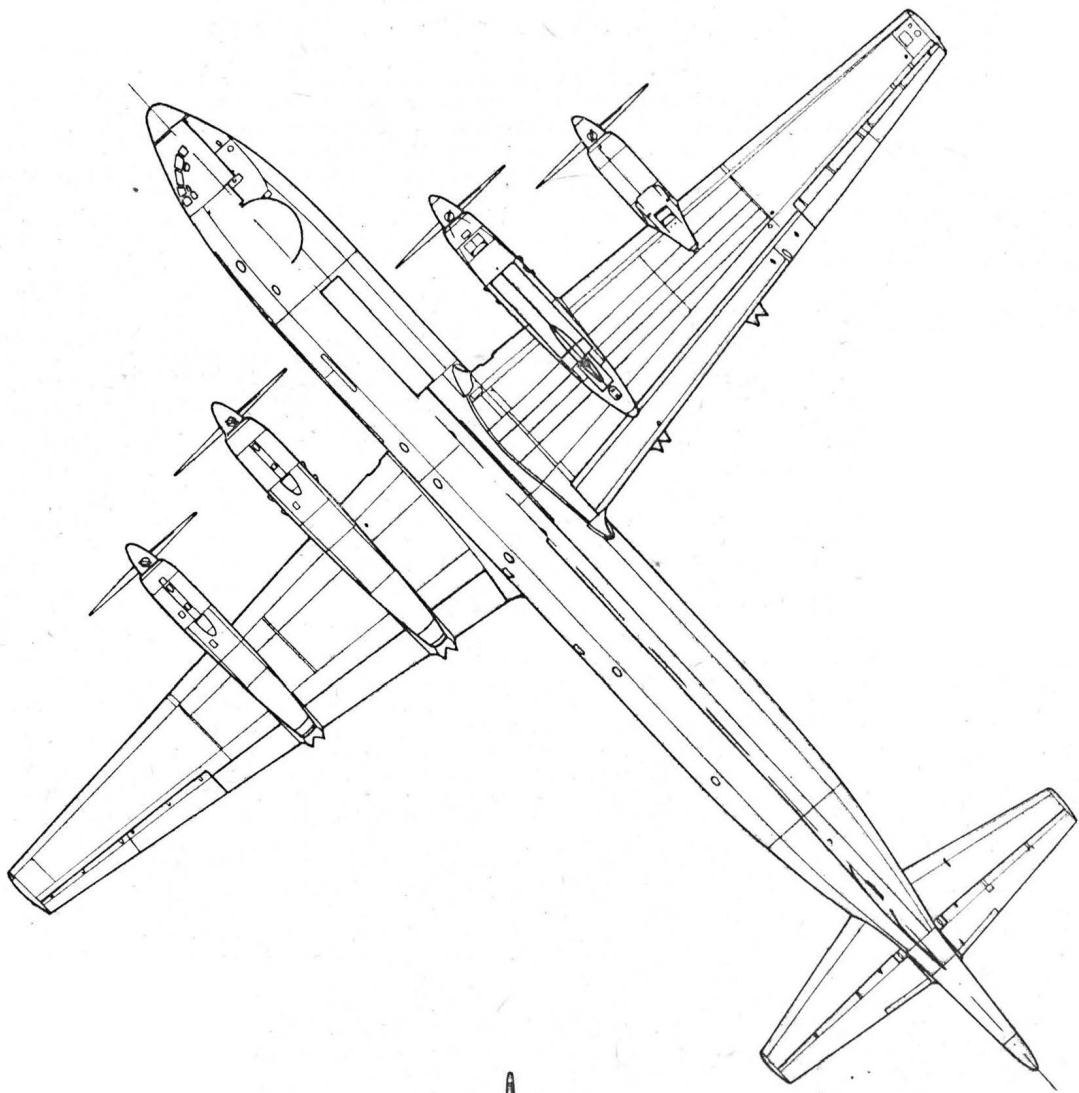
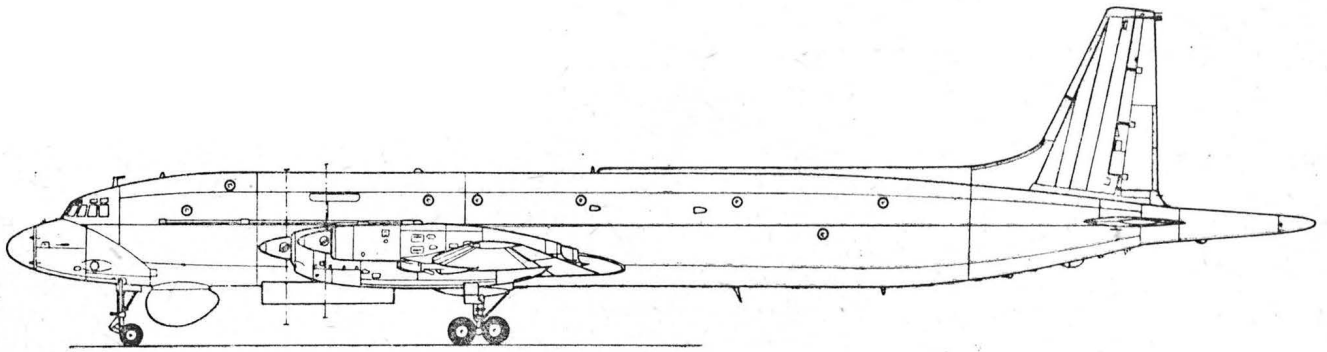
**DANE TECHNICZNE**

Rozpiętość	37,42 m
Długość	39,60 m
Wysokość	10,16 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	11,80 m
Cięciwa skrzydła u nasady	5,61 m
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,87 m
Rozstaw podwozia	9,00 m
Średnica śmigieł	4,50 m
Wydłużenie	10
Powierzchnia skrzydła	140 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek	9,11 m <sup>2</sup>
Powierzchnia kłap	27,15 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia pionowego	17,93 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru kierunku	6,83 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia poziomego	27,79 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru wysokości	11,80 m <sup>2</sup>

Masa własna	36 000 kg
Masa startowa całkowita	63 500 kg
Odciążenie powierzchni	453 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy	5,06 kg/kW
Prędkość maks. (H=8200 m)	645 km/h
Prędkość przelotowa (H=8200 m)	595 km/h
Prędkość patrolowania (H=600 m)	400 km/h
Prędkość minimalna	190 km/h
Długość startu	1300 m
Długość lądowania (z odwracaniem ciągu)	850 m
Zasięg	7200 km
Czas trwania lotu patrolowego	12 h

T.M.

Źródła: Skrzydłata Polska, Letectvi + Kosmonautika, Flieger Revue





Amatorski samolot sportowy

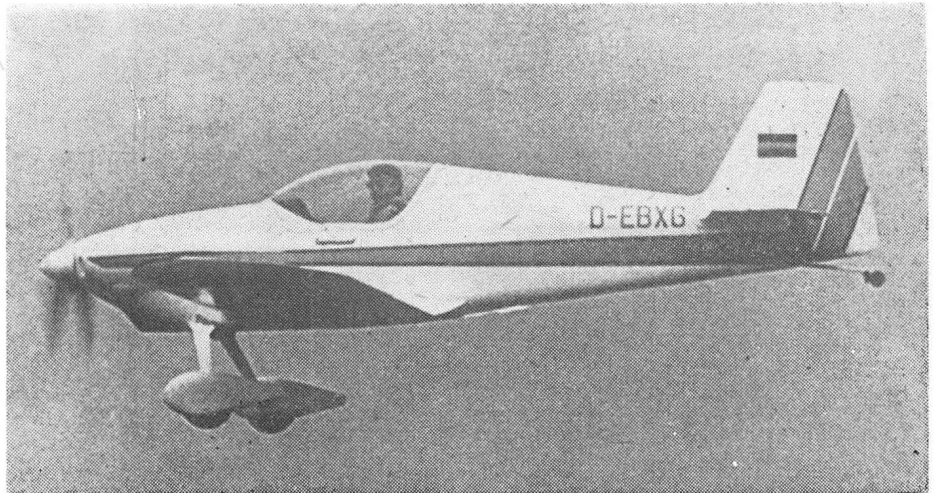
**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy, jednomiejscowy, całkowicie metalowy wolnonośny dolnopłat ze stałym podwoziem.

**Płat.** Obrys prostokątny, profil NACA 23012, wznios 3,5°. Kąt zaklinowania 1°, bez skręcenia. Konstrukcja dwudzielna, całkowicie metalowa nitowana gładko, skorupowa, jednodźwigarowa. Pokrycie każdego skrzydła wykonane z jednego arkusza blachy, podparte wyłącznie żeberkami (9 szt.) (bez podłużnic). Na tylnej ścianie kesonu skrzydła zawieszono są klapy i lotki typu Frise o jednakowej rozpiętości. Konstrukcja lotek i klap metalowa. Dźwigary skrzydeł połączone w jedną całość i umocowane do wzmocnionej wręgi kadłuba. Końcówki skrzydeł laminatowe. W kesonach skrzydeł przy kadłubie umieszczone są zbiorniki paliwowe.

**Kadłub.** Przekrój owalny. Konstrukcja klasyczna półskorupowa, całkowicie metalowa, nitowana, czteropasowa z siedmioma wręgami. Kabina pilota umieszczona nad skrzydłem, osłonięta kropłową osłoną otwieraną na prawo. Fotel wkomponowany w strukturę kadłuba. Za fotelem niewielki bagażnik. Węzły mocowania podwozia w dolnych narożach ściany ogniowej. Tylna część kadłuba spłaszczona z boków, ostatnia wręga zamykająca kadłub stanowi równocześnie dźwigar statecznika pionowego. Kształt kadłuba bardzo starannie opracowany aerodynamicznie.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym, obrysy obu usterzeń trapezowe, konstrukcja metalowa. Stateczniki dwudźwigarowe, bezżeberkowe (w skład szkieletu wchodzi tylko żebra zamykające i dźwigary), pokrycia z pojedynczych arkuszy blachy. Ster kierunku i prawy segment steru wysokości wyposażone w klapy wyważające.

**Sterowanie.** Sterownice klasyczne (drażek i pedały). Sterowanie lotkami i sterem wysokości popychaczowe, sterem kierunku —



linkowe, klapy wychylane ręcznie za pomocą dźwigni napędzającej elementy skrętne.

**Podwozie.** Stałe w układzie klasycznym. Golenie kół podwozia głównego z rur stalowych, oprofilowane. System zawieszenia na kadłubie nożycowy (analogicznie do naszych P-11 czy PZL-106), amortyzatory — sznury gumowe. Koła wyposażone w hamulce hydrauliczne Gerdes, osłonięte laminatowymi owiewkami. Goleń podwozia tylnego sprężysta, kółko tylne zawieszono na widelcu, sterowane (sterowanie sprzężone z układem sterowania sterem kierunku). Wymiary ogumienia kół głównych 5,00—5.

**Zespół napędowy.** Płaski, czterocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik gaźnikowy Lycoming 0-320-E1C o mocy 112 kW. Śmigło trójłopatowe, metalowe, przestawialne Hartzell. Łoże silnika typu pierścieniowego spawane z rur stalowych. Osłony zespołu napędowego laminatowe.

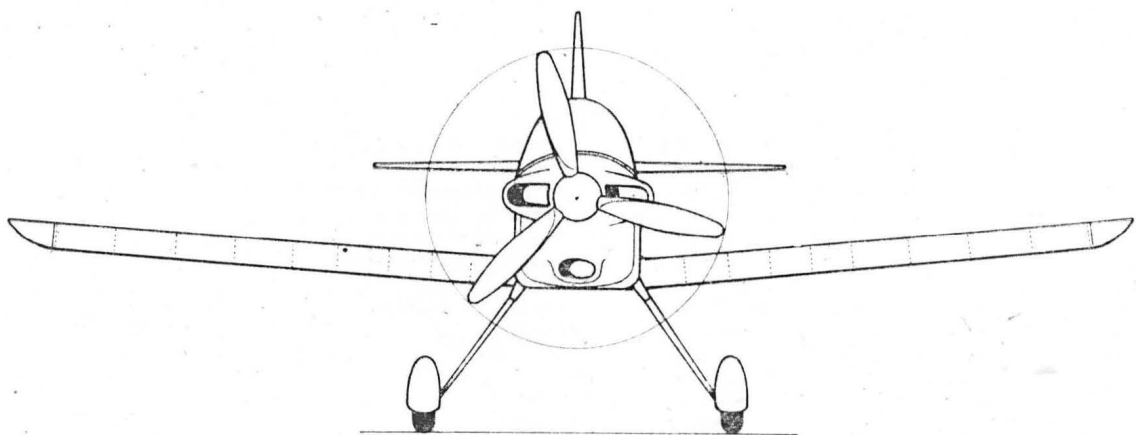
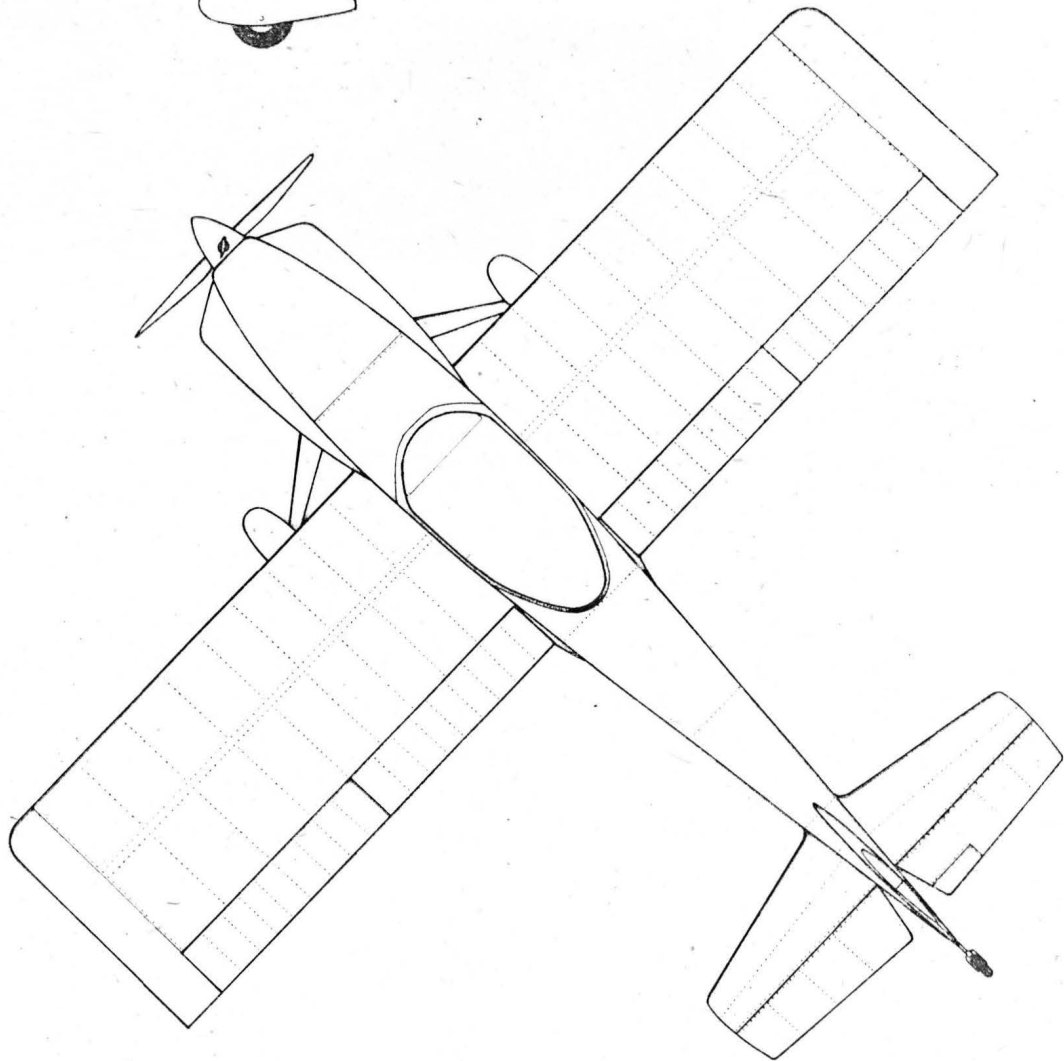
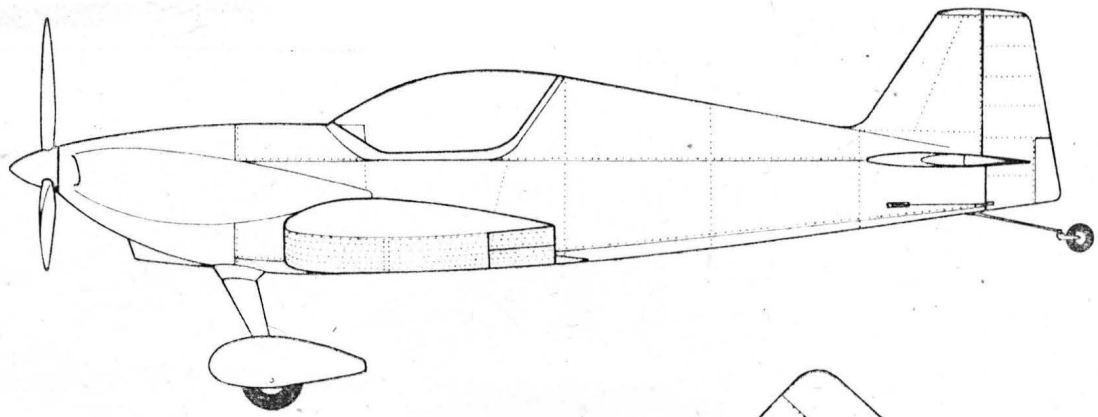
**Instalacje.** Paliwowa — zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 90 l.

**Wyposażenie.** Niezbędny zestaw przyrządów pilotażowych i kontrolnych, przyspieszeniomierz, radiostacja UKF.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot Hornisse (Szerszeń) został skonstruowany i wykonany przez Heinza Wallerkowsky'ego, pilota jednego z zachodnioniemieckich towarzystw lotniczych, zamieszkałego w Assling k. Monachium. Budowa trwała kilkanaście miesięcy i została zakończona w 1978 r., po czym samolot zademonstrowano na zlocie konstruktorów amatorów w Speyer. Już pierwsze loty potwierdziły osiągnięcia obliczeniowe. Samolot jest konstrukcją prostą i udaną, spośród innych tej klasy wyróżnia się dość znaczną mocą zespołu napędowego, co zapewniło mu dobre osiągi poziome i pionowe oraz wyjątkowo elegancką sylwetkę (przypominająca nieco w rzucie bocznym Zlina Z-50L). Samolot jest przystosowany do akrobacji.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	6,14 m	Prędkość dopuszczalna	350 km/h
Długość	5,80 m	Prędkość maks. (H=0)	348 km/h
Wysokość	1,60 m	Prędkość przelotowa (H=0)	320 km/h
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,22 m	Prędkość ekonomiczna	280 km/h
Cięciwa skrzydła	1,38 m	Prędkość przeciągnięcia z klapami	82 km/h
Baza podwozia	4,70 m	Prędkość przeciągnięcia bez klap	88 km/h
Rozstaw podwozia	1,80 m	Wznoszenie	9,35 m/s
Średnica śmigła	1,55 m	Pałap praktyczny	6100 m
Wydłużenie	4,49	Rozbieg	150 m
Powierzchnia skrzydła	8,4 m <sup>2</sup>	Start na 15 m	300 m
Masa własna	324 kg	Lądowanie z 15 m	300 m
Masa startowa	510 kg	Dobieg	200 m
Masa startowa do akrobacji	460 kg	Zasięg	800 km
Masa użyteczna maks.	95 kg	Współczynniki obciążeń konstrukcji	n=+6 do -3
Obciążenie powierzchni maks.	60,7 kg/m <sup>2</sup>		
Obciążenie mocy maks.	4,55 kg/kW		





**WODNOSA-MOLOTY (II)**

- 1 — lewa burta, bakburta
- 2 — prawa b., sterburta
- 3 — pływalność
- 4 — wypór hydrostatyczny, siła wyporu, wyporność
- 5 — zapas pływalności
- 6 — unoszący się na wodzie
- 7 — zanurzenie
- 8 — zanurzenie, głębokość zanurzenia
- 9 — podwodzie
- 10 — wodnica ładunkowa
- 11 — nadwodzie, kadłub marny
- 12 — niezatapialność
- 13 — wodoszczelny
- 14 — podział wodoszczelny, p. grodzkowy
- 15 — przedziały wodoszczelne
- 16 — wyporność
- 17 — objętość podwodzia
- 18 — woda słodka
- 19 — w. morska
- 20 — wyporność w wodzie słodkiej
- 21 — krzywa wyporności
- 22 — środek wyporu
- 23 — wysokość środka wyporu
- 24 — środek wodnicy pływania, ś. ciężkości przekroju wodnicowego
- 25 — stateczność statyczna
- 26 — stateczność początkowa
- 27 — położenie wyprostowane
- 28 — moment bezwładności przekroju wodnicowego
- 29 — metacentrum
- 30 — wysokość metacentryczna
- 31 — promień metacentryczny
- 32 — moment wywracający
- 33 — m. prostujący, m. przywracający
- 34 — krzywa Reeda, k. momentów prostujących
- 35 — stateczność wzdluzna
- 36 — przegłębienie
- 37 — moment przegłębający
- 38 — stateczność poprzeczna
- 39 — moment przechylający, m. przechyłu
- 40 — (krótkotrwały) przechył boczny
- 41 — wyporność pływaka (pod) skrzydłowego
- 42 — pływak zanurzony
- 43 — stateczność awaryjna
- 44 — zatapiać, zalewać
- 45 — zalane pomieszczenie
- 46 — swobodna powierzchnia (cieczy), zwierciadło c.
- 47 — stateczność dynamiczna
- 48 — s. kursowa
- 49 — kiwanie się, kołysanie wzdluzne
- 50 — galopowanie (w ślizgu)
- 51 — nurzanie, oscylacja pionowa, kołysanie pionowe
- 52 — (skakanie, odbijanie się)
- 53 — kołysanie boczne
- 54 — start z wody
- 55 — płaszczyna pływania
- 56 — (faza) kolowania wypornościowego
- 57 — wychodzenie na redan, wyjście na r.
- 58 — ślizg, wejście w ślizg
- 59 — oderwanie (od wody)

**SEAPLANES (II)**

- 1 — port (side)
- 2 — starboard (side)
- 3 — buoyancy
- 4 — buoyancy (force)
- 5 — reserve b.
- 6 — afloat
- 7 — immersion
- 8 — draught, draft
- 9 — underwater hull, u. body
- 10 — load waterline
- 11 — abovewater hull, above water body
- 12 — unsinkability
- 13 — water tight, watertight
- 14 — compartmentation
- 15 — water-tight compartments, watertight c.
- 16 — displacement
- 17 — volume of d.
- 18 — fresh water
- 19 — sea water, brine
- 20 — fresh-water displacement
- 21 — displacement curve
- 22 — centre of buoyancy
- 23 — vertical c. of b.
- 24 — c. of flotation, c. of floatation
- 25 — statical stability
- 26 — initial s., metacentric s.
- 27 — upright position
- 28 — moment of inertia of water plane
- 29 — metacentre
- 30 — metacentric height
- 31 — m. radius
- 32 — capsizing moment, upsetting m.
- 33 — righting m., restoring m.
- 34 — curve of righting moments, c. of (statical) stability
- 35 — longitudinal stability
- 36 — trim
- 37 — trimming moment
- 38 — transverse stability, lateral s.
- 39 — heeling moment
- 40 — heel
- 41 — tip float displacement
- 42 — buried float, submerged f.
- 43 — damage stability
- 44 — flood
- 45 — flooded compartment
- 46 — free surface (of liquid)
- 47 — dynamical stability
- 48 — course-(keeping) s., c. steadiness, course-keeping
- 49 — pitch, pitching
- 50 — porpoising
- 51 — heave, heaving
- 52 — bouncing, skipping
- 53 — roll(ing)
- 54 — water take-off
- 55 — plane of flotation
- 56 — displacement attitude, idle taxi a.
- 57 — plowing a., nose-up a., hump phase
- 58 — taxiing on the step, step taxiing, planing phase
- 59 — lift-off, unstick

K.D.

**WASSERFLUGZEUGE (II)**

- 1 — Backbord (m), Bb, BB
- 2 — Steuerbord (m), Stb., SB
- 3 — Schwimmfähigkeit (f)
- 4 — (hydro)statischer Auftrieb (m), Verdrängung (f)
- 5 — Reserveschwimmfähigkeit (f), Reservevolumen (n)
- 6 — schwimmender, im Schwimmzustand
- 7 — Immersion (f), (ganzliches) Untertauchen (n)
- 8 — Tiefgang (m), Tauchtiefe (f), Eintauchtiefe (f)
- 9 — lebendes Werk (n)
- 10 — Ladewasserlinie (f)
- 11 — totes Werk (n)
- 12 — Unsinkbarkeit (f)
- 13 — wasserdicht, wasserfest
- 14 — Schotteinteilung (f), wasserdichte Unterteilung (f)
- 15 — wasserdichte Abteilungen (fpl)
- 16 — Displacement (n), Gewichtsdisplacement (n), (Wasser-)Verdrängung (f)
- 17 — Displacement (n), Volumedisplacement (n), verdrängtes Wasservolumen (n)
- 18 — Frischwasser (n), Süßwasser (n)
- 19 — Seewasser (n), Meerwasser (n), Salzwasser (n)
- 20 — Frischwasserverdrängung (f)
- 21 — Verdrängungskurve (f), Spantenskala (f)
- 22 — Verdrängungsschwerpunkt (m); Displacementschwerpunkt (m)
- 23 — Verdrängungsschwerpunkthöhe (f)
- 24 — Schwerpunkt (m) der Wasserlinienfläche
- 25 — statische Schwimmstabilität (f)
- 26 — Anfangsstabilität (f)
- 27 — Anfangslage (f), Ruhelage (f)
- 28 — Flächenträgheitsmoment (n) der Wasserlinienfläche
- 29 — Metazentrum (n)
- 30 — metazentrische Höhe (f), Metazentrierhöhe (f)
- 31 — (metazentrischer) Radius (m)
- 32 — Kippmoment (n)
- 33 — aufrichtendes Moment (n), Stabilitätsmoment, Rückstellmoment
- 34 — Stabilitätskurve (f)
- 35 — Längsstabilität (f), Stabilität (f) über Heck
- 36 — Längsneigung (f), Neigung (f) ü. H., Trimmung (f)
- 37 — Trimmoment (n)
- 38 — Quer(schwimm)stabilität (f)
- 39 — Krängmoment (n), Rollmoment (n), (Quer)Neigungsmoment (n)
- 40 — Krängung (f), Neigung (f), Querneigung (f), Schräglage (f)
- 41 — Stützwimmerverdrängung (f)
- 42 — versenkter Schwimmer (f)
- 43 — Leckstabilität (f)
- 44 — überschwemmen, überfluten
- 45 — vollgelaufene Abteilung (f) geflutete A.
- 46 — freie Flüssigkeitsoberfläche (f)
- 47 — dynamische Schwimmstabilität (f)
- 48 — Kursstetigkeit (f)
- 49 — Stampfbewegung (f), Stampfschwingungen (fpl)
- 50 — Wippen (n), Stampfen (n), Stampfbewegung (f)
- 51 — Tauchschwingungen (fpl)
- 52 — Springen (n)
- 53 — Rollbewegung (f)
- 54 — Wasserstart (m)
- 55 — Schwimmebene (f), Schwimmfläche (f)
- 56 — Treibphase (f)
- 57 — Pflugphase (f), Austauchen (n)
- 58 — (reiner) Gleitzustand (m), Auf-Stufe-Gehen (n), Stufenphase (f)
- 59 — Abheben (n)

**ГИДРОСАМОЛЕТЫ (II)**

- 1 — левый борт
- 2 — правый борт
- 3 — плавучесть
- 4 — архимедова сила, гидростатическая с., подъемная с.
- 5 — запас плавучести, коэффициент запаса п.
- 6 — на плаву
- 7 — погружение
- 8 — осадка
- 9 — погруженная часть корпуса, подводная часть лодки
- 10 — грузовая ватерлиния
- 11 — надводная часть корпуса
- 12 — непотопляемость
- 13 — водонепроницаемый
- 14 — разделение на (водонепроницаемые) отсеки
- 15 — водонепроницаемые отсеки
- 16 — водоизмещение
- 17 — объемное в.
- 18 — пресная вода
- 19 — морская в.
- 20 — водоизмещение в пресной воде
- 21 — кривая водоизмещения, грузовой размер
- 22 — центр величины
- 23 — аппликата центра величины
- 24 — центр тяжести площади ватерлинии
- 25 — статическая остойчивость
- 26 — начальная о.
- 27 — положение (судна) с прямой посадкой
- 28 — момент инерции площади ватерлинии
- 29 — метacentр
- 30 — метacentрическая высота
- 31 — метacentрический радиус
- 32 — опрокидывающий момент, предельный м.
- 33 — восстанавливающий м., выпрямляющий м.
- 34 — диаграмма Рила, д. статической остойчивости, д. плеч о.
- 35 — продольная остойчивость
- 36 — дифферент
- 37 — дифференцирующий момент
- 38 — поперечная остойчивость
- 39 — кренящий момент
- 40 — крен
- 41 — водоизмещение подкрыльиого поплавка
- 42 — погруженный поплавок
- 43 — остойчивость поврежденного гидросамолета
- 44 — заливать
- 45 — (полностью) залитое помещение
- 46 — свободная поверхность (жидкости)
- 47 — динамическая остойчивость
- 48 — устойчивость по курсу
- 49 — килевая качка
- 50 — (продольное) качание, козление
- 51 — вертикальная качка
- 52 — козел, козление
- 53 — бортовая качка
- 54 — взлёт с воды
- 55 — поверхность спокойной воды
- 56 — руление с малой скоростью (как водоизмещающее судно)
- 57 — выталкивание из воды, вывод на редан
- 58 — глиссирование, гидропланирование
- 59 — отрыв от воды

## Użycie benzyny samochodowej do silników lotniczych

Względy dostępności oraz cena skłaniały od dawna użytkowników samolotów lekkich do interesowania się możliwością użycia benzyny samochodowej do napędu samolotów. Brytyjski organ nadzoru lotniczego, Civil Aviation Authority (CAA) dopuścił obecnie — pod pewnymi, ściśle określonymi warunkami — taką możliwość. Ponieważ zagadnienie to obchodzi zapewne licznych konstruktorów i pilotów amatorów, poniżej publikujemy treść Airworthiness Notice nr 98 z 17 listopada 1982 r. w przekonaniu, że zawarte tam informacje mogą być użyteczne dla wszystkich zainteresowanych. Pozwalają one dokładnie poznać stan prawny w dziedzinie użycia paliwa samochodowego do samolotów oraz zagadnienia techniczne, jakie z tym się wiążą.

### Airworthiness Notice nr 98

#### 1. Wstęp

Ze względu na trudności ze zdobyciem benzyny lotniczej, szczególnie w małych ilościach, CAA otrzymało pytania o zezwolenie na użycie benzyny samochodowej w samolotach lekkich. W pierwszym etapie CAA zgodziło się na użycie benzyny samochodowej w niektórych, określonych samolotach, wyposażonych w silniki o niskim stopniu sprężania i nie mające sprężarek. W takich silnikach wszelkie ujemne skutki użycia benzyny samochodowej będą prawdopodobnie minimalne, a gdy wystąpią, najprawdopodobniej będą łatwe do zauważenia w ciągu dostatecznie długiego czasu, aby mogły być usunięte podczas normalnych prac obsługowych. Zatem CAA wydało zezwolenie, na warunkach określonych w załączniku do niniejszego biuletynu, na odstępnie od przestrzegania specyfikacji paliwa i związanych z tym ograniczeń, podanych w instrukcjach obsługi, stanowiących część certyfikatu zgodności. CAA będzie także rozpatrywało indywidualne wnioski w odniesieniu do samolotów nie objętych wykazem.

#### 2. Ogólne

2.1. Należy podkreślić, że choć CAA jest przekonane, że samoloty i silniki podane we wspomnianym wykazie mogą być użytkowane bezpiecznie na benzynie samochodowej, z zastrzeżeniem, że ograniczenia będą przestrzegane, CAA nie przyjmuje odpowiedzialności za naruszenie warunków gwarancji wytwórcy, przyspieszone zużycie elementów silnika lub samolotu, lub jakiegokolwiek szkodliwe efekty występujące po dłuższym okresie. Jeśli chodzi o ograniczenia temperatury paliwa można przyjmować, że temperatura paliwa w zbiorniku jest niższa niż 20°C, jeżeli temperatura otoczenia nie przekraczała podanej wielkości przez kilka godzin albo samolot nie znajdował się ciągle pod bezpośrednim działaniem promieni słonecznych.

2.2. Ze względu na prawdopodobne różnice między benzyną samochodową i lotniczą, zalecane są niżej podane środki ostrożności.

a. Należy używać tylko świeżo otrzymanego paliwa; unikać dłuższego przetrzymywania go w zbiorniku samolotu.

b. Jeżeli samolot stał 24 godziny lub dłużej, paliwo należy sprawdzić na obecność wody.

c. Ponieważ oblodzenie gaźnika jest bardziej prawdopodobne podczas używania benzyny samochodowej, należy szczególną uwagę zwrócić na użycie podgrzanego powietrza na wlocie do gaźnika. Powinno się:

— upewnić podczas próby silnika przed lotem, że odpowiedni spadek obrotów występuje po włączeniu zasilania podgrzanym powietrzem,

— co pewien czas w czasie lotu włączać zasilanie gaźnika podgrzanym powietrzem niezależnie od tego, czy stwierdza się występowanie wyraźnych objawów utraty mocy, czy też nie.

d. Podczas codziennych przeglądów i innych prac okresowych, zwracać szczególną uwagę na niemetalowe przewody paliwowe oraz uszczelki, czy nie występują oznaki przecieków lub utraty właściwości (zniszczenia).

e. Po każdym dłuższym nagraniu silnika w warunkach niskiego przepływu paliwa (np. podczas biegu jałowego silnika na ziemi w czasie upału), należy przed rozpoczęciem startu sprawdzić czy silnik rozwija pełną moc.

2.3. Wnioski o zezwolenie na użycie benzyny samochodowej w samolotach nie ujętych w wykazie powinny być składane do CAA, Airworthiness Division, Redhill. Podczas analizy tych wniosków będą brane pod uwagę niżej wymienione względy.

a. Samolot musi mieć świadectwo sprawności w kategorii indywidualnej (Certificate of Airworthiness in the Private Category). CAA jest przygotowane do rozważenia użycia benzyny samochodowej w samolotach innych kategorii, ale to może być związane z wymaganiami prób w locie wykonanych pod nadzorem kompetentnej organizacji i potrzebowałoby zgody CAA na sposób nadzorowania tych prób.

b. Silnik musi być dopuszczony w świadectwie typu do użytkowania na benzynie o minimalnej liczbie oktanowej 80 lub mniej, albo też wymagane jest dostarczenie dowodów z prób, że silnik ma wystarczający zapas pod względem detonacji w najbardziej niekorzystnych warunkach użytkowania.

c. Musi występować dodatnie ciśnienie w całym układzie paliwowym we wszystkich normalnych warunkach użytkowania, albo też muszą być przeprowadzone próby układu paliwowego w celu wykazania, że nie występują „korki parowe”.

d. Niemetalowe przewody, uszczelki itp. powinny być takie, aby nie występowało prawdopodobieństwo ich poważnego uszkodzenia przez benzynę samochodową.

e. Nie może być wątpliwości co do skuteczności zabezpieczenia przed oblodzeniem gaźnika.

#### 3. Zapisy użycia benzyny samochodowej

Czas użytkowania samolotu na paliwie zawierającym co najmniej 25% benzyny samochodowej musi być zapisany w książce samolotu i zapisy te muszą być w odpowiednim czasie przenoszone do książki silnika.

4. Niniejsze zawiadomienie (Notice) jest wydane w celu wprowadzenia zmian do treści wykazów 1 i 2.

5. Niniejsze wydanie zawiadomienia unieważnia wydanie 1 z dnia 10 maja 1982.

### Załącznik do Airworthiness Notice nr 98

#### Odstępstwo od Air Navigation Order (1980 r.)

1. Civil Aviation Authority, wykonując swoje uprawnienia wg art. 91 Air Navigation Order, ze zmianami, niniejszym zwalnia samoloty podane w wykazie 1 do niniejszego Załącznika, z silnikami w nim wymienionymi, od przestrzegania wymagań art. 7 (1) wspomnianego Zarządzenia (Air Navigation Order) w stopniu potrzebnym do wykonywania lotów przy użyciu czterogwiazdkowej benzyny samochodowej wg specyfikacji BS 4040: 1978 przy wszystkich normalnych lotach. Jeżeli nie jest wiadome, że w czasie danego lotu zawartość benzyny samochodowej w zbiornikach jest mniejsza od 25%, samolot uważa się za użytkowany na benzynie samochodowej.

2. Zezwolenie to jest ważne pod następującymi warunkami:

a. Lot może być wykonywany tylko z użyciem czterogwiazdkowej benzyny samochodowej wg specyfikacji BS4040: 1978, która została malana z instalacji lotniskowej (w Wlk. Brytanii), przy czym instalacja została zaopatrzo-



na w paliwo zgodnie z warunkami podanymi w wykazie 2.

b. Lot może być wykonywany tylko jeżeli:

— temperatura paliwa w zbiorniku przed rozpoczęciem lotu może w sposób uzasadniony być uznana za niższą od 20°C, zaś samolot wykonuje lot poniżej wysokości ciśnieniowej 6000 stóp (1828 m), albo też

— inne ograniczenia zostały dla danego typu uzgodnione z CAA.

c. Nie wolno wykonywać lotu, jeżeli ograniczenia związane z użyciem benzyny samochodowej nie zostały umieszczone na tabliczce, zainstalowanej w łatwo widocznym dla personelu lotniczego miejscu w kabinie samolotu.

3. Niniejsze zezwolenie zastępuje zezwolenie z 10.V.82.

4. Zezwolenie jest ważne od daty podpisania (17.XI.82) do odwołania.

#### Wykaz 1

Niżej wymienione samoloty, gdy wykonują lot na podstawie świadectwa zdatości kategorii „Private” (Private Category Certificate of Airworthiness) albo zezwolenia na latanie (Permit to Fly), mogą być użytkowane na benzynie samochodowej wg specyfikacji BS 4040: 1978 zgodnie z Airworthiness Notice nr 98. (Poniżej zamieszczono tylko niektóre spośród wymienionych w wykazie ponad stu pięćdziesięciu typów samolotów; starano się wybrać typy samolotów i silników bardziej znane w Polsce).

#### Samolot

Bölkow Junior  
Benes Sokol  
Cessna 120  
Cessna 150  
Cessna 152  
Cessna 172E  
Cessna 172M  
Cessna 175  
Cessna 180  
Droine Turbi

#### Silnik

Continental 0-200A  
Walter Minor  
Continental C90  
Lycoming 0-235-L2C  
Continental 0-300-D C  
Lycoming 0-320-E2D  
Continental GO-300  
Continental 0-470-L  
Continental A65, Walter Mikron 2  
Walter Mikron  
Continental A65  
Lycoming 0-290, 0-320-A2B  
Lycoming 0-320-E3D  
Continental 0-200-A  
Lycoming 0-325-L2A

Luton Major

Piper PA17

Piper PA18 Cub

Piper PA28-140 Cherokee

Rallye MS880B

Rallye 110ST

#### Wykaz 2

Benzyna samochodowa, dostarczona do instalacji lotniczej do użycia w lotnictwie, musi spełniać jeden z poniższych warunków:

1. Została dostarczona przez firmę, która zobowiązała się zawniasz zawiadomić o każdej zamierzonej istotnej zmianie składu paliwa. (Uwaga: Obecnie nie ma takiej firmy).

2. Próbką z każdej dostawy (albo ze zbiornika, z którego została dokonana dostawa) została poddana analizie przez kompetentnego specjalistę, a jej wynik został dostarczony osobie upoważnionej przez CAA do akceptowania takich analiz. Paliwo odpowiadające specyfikacji BS4040: 1978, z zawartością 40% lub mniej związków aromatycznych, 10% lub mniej olefinów (alkenów) objętościowo, nie zawierające alkoholu ani innych paliw zastępczych oraz nie zawierające innych dodatków za wyjątkiem antyutleniaaczy i antyde-

tonatorów, w zasadzie będzie akceptowane. (Wykaz firm i osób uprawnionych do akceptowania analiz paliwa zawiera trzy nazwiska osób z dwóch firm lotniczych).

#### REGULAMIN Z 1919 R.

Poniżej zamieszczamy „Regulamin wykonywania lotów w lotnictwie wojskowym USA” z 1919 r. Niektóre jego punkty są warte przestrzegania także obecnie... — i to nie tylko 1 kwietnia.

1. Nie wzlataj w powietrze na samolocie, dopóki nie jesteś pewny, że będzie latał.

2. Nigdy nie odrywaj się od ziemi, gdy silnik cieknie.

3. Nie wykonuj ostrych zwrotów przy kołowaniu. Zamiast zakręcać ostro, postaraj się o kogoś kto przeniesie ogon.

4. Podczas startu obserwuj ziemię i powietrze.

5. Nigdy nie wysiadaj z samolotu z pracującym silnikiem, dopóki następny pilot nie będzie w stanie osiągnąć dźwigni gazu.

6. Piloci powinni nosić chusteczki do nosa tak umieszczone, by łatwo mogli sięgnąć po nie w celu przetarcia okularów.

7. Znajdowanie się podczas lotu na stopniach, skrzydłach lub usterzeniu samolotu jest zabronione.

8. Gdy silnik nawali podczas startu, ląduj na wprost nie zważając na przeszkody.

9. Nie kołuj nigdy szybciej niż może uść człowiek.

10. Nie dowierzaj instrumentowi wskazującemu wysokość.

11. Naucz się oceniać wysokość, szczególnie przy lądowaniu.

12. Gdy widzisz w pobliżu inny samolot, ustępuj mu z drogi.

13. Dwóch uczniów-pilotów nigdy nie powinno latać wspólnie na tym samym samolocie.

14. Nigdy nie próbuj silnika w taki sposób, że podmuch od śmigła trafia na inny samolot.

15. Zanim rozpoczniesz schodzenie do lądowania upewnij się, że pod tobą nie ma innego samolotu.

16. Latanie lotem koszącym nie będzie tolerowane.

17. Korkociągi odwrócone oraz ślizgi na ogon nie będą wybaczone, gdyż niepotrzebnie nadwerężają samolot.

18. Jeżeli lecisz pod wiatr i chcesz zawrócić i lecieć z wiatrem, nie wykonuj ostrego zakrętu nisko nad ziemią. Możesz się rozbić.

19. Silniki niekiedy zatrzymują się podczas dłuższego lotu ślizgowego. Jeżeli pilot chce mieć możliwość posłużenia się silnikiem przy lądowaniu, powinien otwierać gaz.

20. Nie usiłuj przycisnąć samolotu do ziemi, gdy ma za dużą prędkość. Rezultatem są odbicia i podskoki.

21. Lotnicy nie mogą nosić ostróg podczas latania.

22. Nie używaj benzyny lotniczej do samochodów i motocykli.

23. Nie startuj ani nie ląduj bliżej niż 50 stóp od hangaru.

24. Nigdy nie wzlataj na samolocie, dopóki nie jesteś zaznajomiony z jego sterownicami i przyrządami.

25. Jeżeli w locie powstanie sytuacja awaryjna, ląduj najprędzej jak się da.

26. Zaleca się mieć w samolocie dobre obciążki do cięcia drutu tak umieszczone, aby zarówno pilot jak i pasażer mogli osiągnąć ich w razie wypadku.

27. Loty przyjemnościowe nie będą udzielane cywilom...

Opr. A.K.

#### 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 społecznej, 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 odwrocie odcinka dla adresata — posiadacza rachunku — tytuł czasopisma, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz okres prenumeraty.

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

— do 25 listopada na I kwartał, I półrocze i cały rok następny oraz prenumeratę stałą (wieloletnią),

— do 10 marca — na II kwartał,

— do 10 czerwca — na III kwartał i na II półrocze,

— do 10 września — 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: Dział Handlowy Wyd. NOT-SIGMA Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.

# Koalescencyjne usuwanie wody z paliw do turbinowych silników lotniczych (II)

Dr inż. WIESŁAW GÓRSKI  
Mgr inż. WŁODZIMIERZ R. OSTASZEWSKI

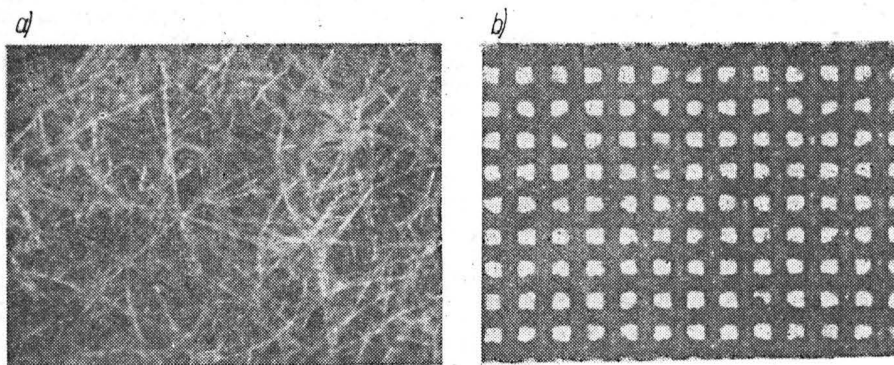
## Wkłady separacyjne

Z przeprowadzonych badań i obserwacji wynika, że nie wszystkie kropelki wody rozproszonej w paliwie zostaną powiększone do rozmiarów pozwalających na ich grawitacyjne wydzielanie. Część z nich zostaje porwana wraz ze strumieniem paliwa. Zachodzi konieczność zastosowania takiego elementu, który potrafiłby zatrzymać te niewielkie ilości wody. Do tego celu służą wkłady separacyjne.

Proces separacji (oddzielenia wody zdyspergowanej ze strumienia paliwa) realizowany jest za pomocą przenikalnych membran (przegród) hydrofobowych, takich jak papier filtracyjny nasyczone preparatami silikonowymi lub siatki metalowe o niewielkich oczkach pokryte teflonem. Przegroda taka działa jak sito. Wydawałoby się zatem, że wystarczy zastosować jako przegrodę separacyjną materiał hydrofobowy o jak najmniejszych średnicach porów i wyeliminować w ten sposób możliwość przejścia drobnych kropelek wody. Takie rozwiązanie spowodowałoby znaczny wzrost oporów przepływu oraz powstanie takiej różnicy ciśnień po obu stronach materiału separacyjnego, że zatrzymywane kropelki wody mogłyby zostać przecięnięte przez pory przegrody lub mogłoby nastąpić rozerwanie materiału separacyjnego. Istotną sprawą jest zatem znajomość rozkładu wymiarowego kropelek wody porywanych przez strumień paliwa za wkładem koalescencyjnym. Dopiero na tej podstawie należy dobrać materiał separacyjny o takiej powierzchni i takich wymiarach porów, aby nie zostało przekroczone ciśnienie krytyczne, przy którym może nastąpić

przenikanie kropelek wody przez pory lub destrukcja przegrody. Zawarte w paliwach środki powierzchniowo czynne mogą w znacznym stopniu obniżyć napięcie powierzchniowe na granicy faz woda—paliwo. Stanowi to dodatkowe utrudnienie w doborze parametrów materiału separacyjnego, a w skrajnych przypadkach może całkowicie uniemożliwić proces koalescencji i separacji. W celu uniknięcia tego zjawiska w wielu krajach wprowadzono dodatkowe wymagania dla paliw lotniczych — badanie tzw. wskaźnika wydzielania wody. Jest to parametr pośrednio oceniający napięcie powierzchniowe na granicy faz woda—paliwo. Przy ustalonym minimalnym wskaźniku wydzielania wody możliwe jest dobranie odpowiednich, optymalnych materiałów koalescencyjnych i separacyjnych.

Na rys. 8 pokazano przykładowo zdjęcia mikroskopowe materiałów separacyjnych. Ogólny schemat budowy wkładów separacyjnych przedstawiono na rys. 9. Szkielet takiego wkładu stanowią na ogół dwa perforowane cylindry z blachy. Naokoło cylindra zewnętrznego ułożony jest materiał separacyjny. W zależności od typu wkładu materiał separacyjny może być ułożony w gwiazdę w celu zwiększenia jego czynnej powierzchni bądź też w postaci walca okalającego cylinder zewnętrzny. Często na zewnątrz materiału separacyjnego stosowana jest siatka metalowa chroniąca przegrodę przed uszkodzeniami mechanicznymi. Wkłady wykorzystujące siatki metalowe pokryte teflonem nazywane są wkładami długotrwałego działania (permanent element). Całość od góry i od dołu spięta jest przy użyciu kleju dennicami metalowymi.



Rys. 8. Mikrofotografie typowych materiałów separacyjnych (pow. 20 razy): a) papierowa przegroda separacyjna z wkładu firmy FRAM, b) metalowa pokryta teflonem siatka separacyjna z wkładu firmy VELCON

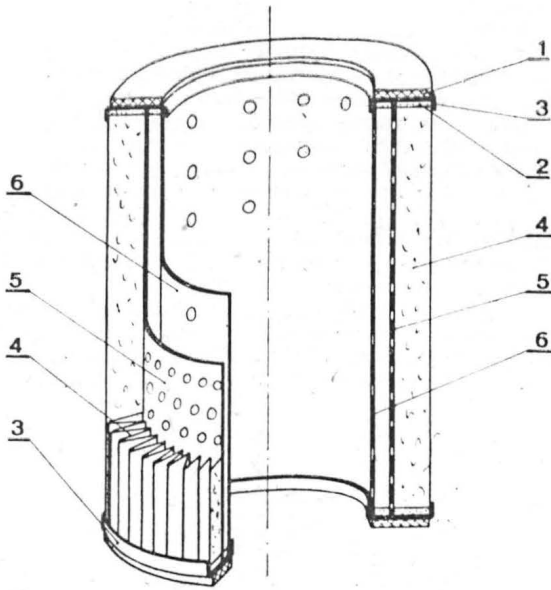
TABLICA 4. Analiza wymiarów wkładów separacyjnych różnych firm

FRAM		VELCON		BROOM		FAUDI		FILTRAK	
typ wkładu	wymiary*), mm	typ wkładu	wymiary*), mm	typ wkładu	wymiary*), mm	typ wkładu	wymiary*), mm	typ wkładu	wymiary*), mm
CS58, CS58A, CS58B, CS62, CS58C, CS86, CS58F, CS76, CS58J, CS58M, CS9482**)	152 × 89 × 386	SO-614P1 SO-614C**) SO-614B**) SO-614P	152 × 89 × 356	I1**) <sup>†</sup> I1-200**)	152 × 89 × 368	1066093 17530 17530b**)	152 × 89 × 368	SE154/370 SE152/370	154 × 89,5 × 370 152 × 89,5 × 370
CS59, CS59A, CS59B, CS59D, CS59F, CS59J, CS 9483**), CS63	152 × 89 × 286	SO-611PL SO-611C**) SO-611B**) SO-611P SO-611c**)	152 × 89 × 279	I2**) I2-200**)	152 × 89 × 286	1066076 1066145**) 1066146	152 × 89 × 285	—	—
CS61, CS61A, CS61C, CS61F, CS61J, CS64, CS64A, CS64D, CS64E, CS9484**)	152 × 89 × 413	SO-616PL SO-616W**) SO 616B**) SO-616P	152 × 89 × 406	I3**) I3-200**)	152 × 89 × 419	1066096 1050251 1050251**)	152 × 89 × 413	—	—
—	—	SO-423PL FO-423PL	102 × 41 × 584	—	—	1761 1762	100 × 41 × 559	—	—

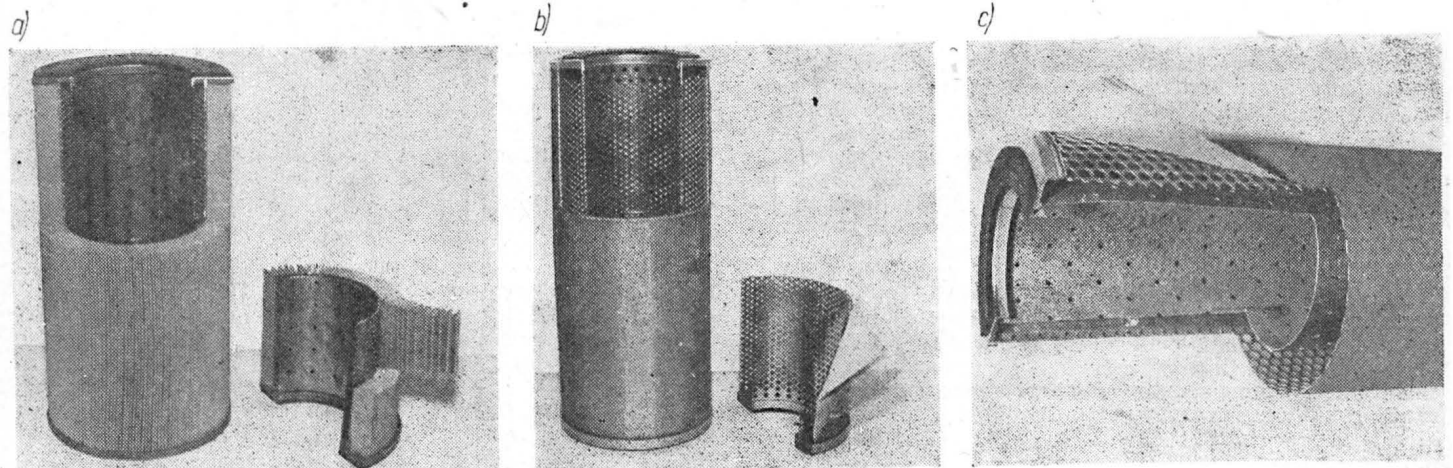
\*) średnica zewnętrzna × średnica wewnętrzna × długość, \*\*) wkłady o działaniu ciągłym (permanent element)



Na rys. 10 pokazano kilka typowych rozwiązań wkładów separacyjnych. We wkładach separacyjnych strumień paliwa przepływa od zewnątrz do wewnątrz wkładu. Również



Rys. 9. Schemat ideowy wkładu separacyjnego: 1 — uszczelka z gumy odpornej na paliwo, 2 — klej, 3 — denница, 4 — materiał separacyjny, 5 — tuleja zewnętrzna z blachy perforowanej, 6 — tuleja wewnętrzna z blachy perforowanej



Rys. 10. Przekroje typowych wkładów separacyjnych: a) firmy FRAM z papierowym materiałem separacyjnym ułożonym w gwiazdę, b) firmy FILTRAK z papierowym materiałem separacyjnym ułożonym w postaci walca, c) firmy VELCON z przegrodą separacyjną wykonaną z siatki metalowej pokrytej teflonem

wymiary wkładów separacyjnych są znormalizowane. W tabl. 4 podano wymiary wkładów separacyjnych kilku firm.

### Filtry-separatory wody

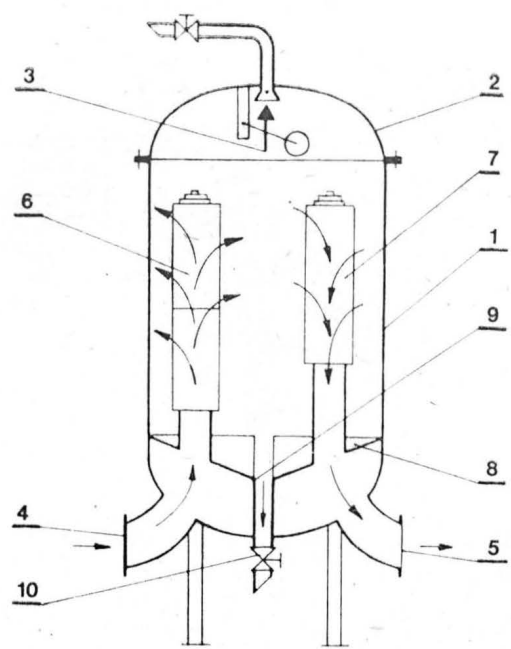
Urządzenia stosowane do usuwania z paliw zanieczyszczeń mechanicznych i rozproszonej wody nazywane są filtrami koalescencyjno-separacyjnymi lub filtrami-separatorami wody. Ze względu na swoje walory użytkowe: dużą dokładność oczyszczania paliw z wody i zanieczyszczeń mechanicznych, niezawodność, trwałość, łatwość obsługi i niskie koszty oczyszczania filtry-separatory znalazły szerokie zastosowanie do oczyszczania paliw w portach lotniczych całego świata. Stosowane są one również w polskim lotnictwie.

Filtr-separator wody składa się z metalowego korpusu z króćcami wlotowymi i wylotowymi. Korpus ma pokrywę umożliwiającą wymianę wkładów oraz odstożnik do gromadzenia wydzielonej wody. Wkłady koalescencyjne połączone są z króćcem wlotowym, a wkłady separacyjne z króćcem wylotowym. Filtr-separator w zależności od potrzeb i przeznaczenia bywa wyposażony w oprzyrządowanie pomocnicze, do którego zalicza się:

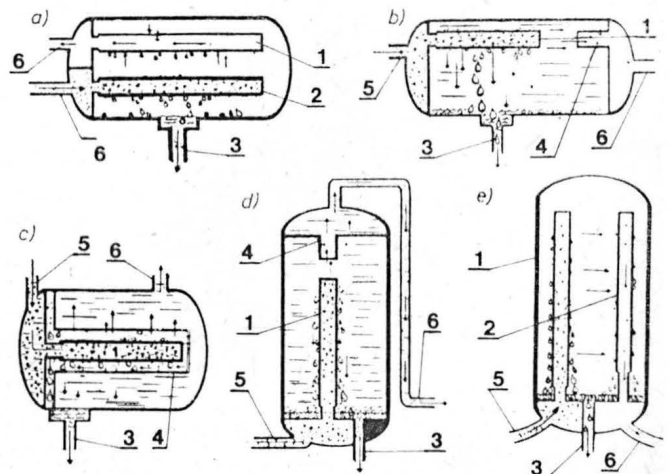
— manometry do pomiaru ciśnienia paliwa na wlocie i wylocie lub manometry różnicowe umożliwiające pomiar różnicy ciśnienia na wlocie i wylocie, a niekiedy między poszczególnymi sekcjami.

— automatyczny lub ręczny zawór odpowietrzający do usuwania z paliwa wydzielanych gazów,

Rys. 11. Schemat budowy i działania filtra koalescencyjno-separacyjnego FKS-600: 1 — króciec spustowy, 2 — wlot paliwa, 3 — wkład koalescencyjny, 4 — zawór odpowietrzający, 5 — pokrywa, 6 — wkład separacyjny, 7 — korpus, 8 — kierownica przeciwturbulentna, 9 — odstożnik, 10 — wylot paliwa

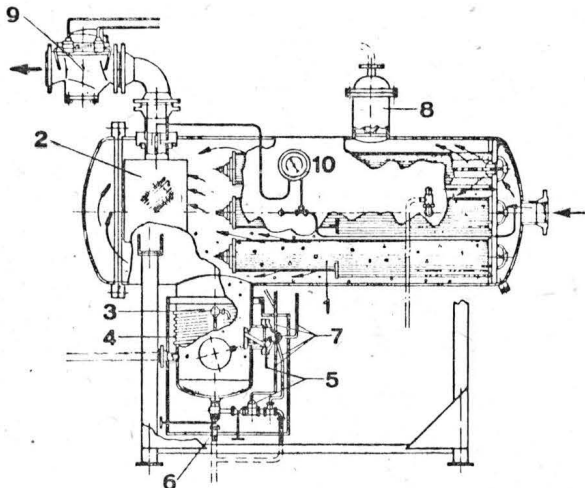


— automatyczny lub ręczny zawór do usuwania wydzielonej wody,



Rys. 12. Schemat budowy najbardziej typowych filtrów koalescencyjno-separacyjnych: a), b), c) poziome; d), e) pionowe: 1 — wkład koalescencyjny, 2 — wkład separacyjny, 3 — spust wody, 4 — siatka separacyjna, 5 — króciec dopływu paliwa, 6 — króciec wypływu paliwa

- podgrzewacz warstwy wodnej,
- wskaźnik poziomu wody,
- kurki do pobierania próbek,
- urządzenia wspomagające do podnoszenia pokrywy.

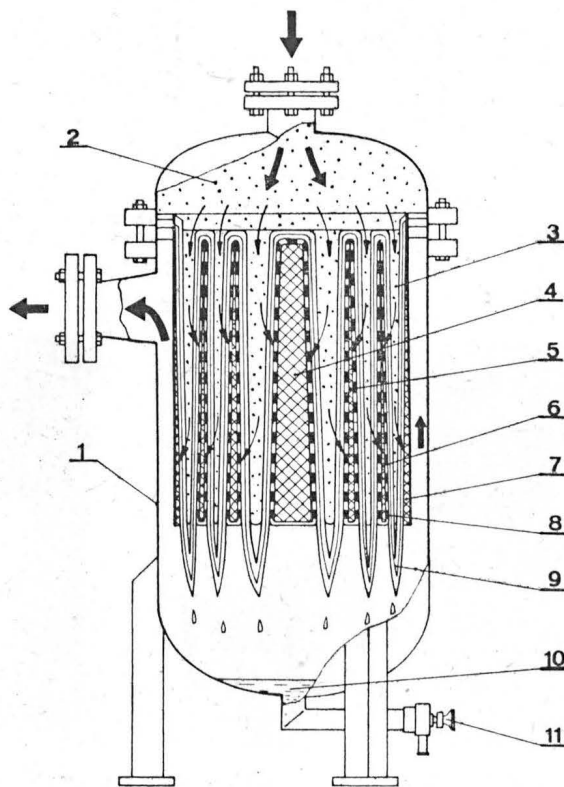


Rys. 13. Filtr koalescencyjno-separacyjny firmy FAUDI FEINBAU GmbH (RFN) z poziomo ułożonym wkładem koalescencyjnym i pionowo ułożonym wkładem separacyjnym długotrwałego działania: 1 — wkład koalescencyjny, 2 — siatka separacyjna, 3 — wskaźnik poziomu wody, 4 — podgrzewacz elektryczny zbiornika wody, 5 — automatyczny zawór opróżniania zbiornika wody, 6 — ręczny zawór opróżniania zbiornika wody, 7 — przewody układu sterowania, 8 — automatyczny zawór oddechowy, 9 — automatyczny zawór odcinający, 10 — miernik różnicy ciśnień za i przed filtrem

Schemat typowego filtra-separatora przedstawiono na przykładzie konstrukcji FKS-600 (rys. 11). Paliwo z zanieczyszczeniami mechanicznymi i wodą wpływa przez króciec wlotowy do wnętrza wkładu koalescencyjnego. W czasie przepływu przez wkład usuwane są zanieczyszczenia mechaniczne, a woda osadza się na włóknach i formowana jest w strużki, które wypływają na zewnątrz. Na powierzchni wkładu strużka strumienia paliwa dzielona jest na krople, których wielkość decyduje o sposobie usytuowania wkładów, odległościach między wkładami koalescencyjnymi i separacyjnymi oraz geometrii obudowy. Wielkość odrywanych kropli zależy od właściwości zewnętrznej warstwy wkładu koalescencyjnego i napięcia powierzchniowego na granicy faz woda—paliwo. Krople wody opadają na dno odстойnika pod wpływem działania sił grawitacyjnych, przy czym ich droga uwarunkowana jest ruchem paliwa w kierunku wkładów separacyjnych. Prędkość i kierunek ruchu kropli jest w każdej chwili wypadkową prędkości obu

ruchów i zależy od rozmiaru kropli, lepkości i gęstości paliwa. Geometria wnętrza filtra powinna zapewnić omiwanie wkładu separacyjnego przez krople wody. Warunek ten stanowi podstawową trudność przy konstruowaniu filtrów-separatorów i powoduje, że nie zawsze może być spełniony warunek zamienności wkładów. Prąd paliwa może porywać krople wody o niewystarczająco dużych rozmiarach i przenosić je w kierunku wkładu separacyjnego. Ze względu na hydrofobowe właściwości przegrody separacyjnej krople te są zatrzymywane na niej i spływają po powierzchni wkładu do odстойnika. Kształt odстойnika powinien uniemożliwiać porywanie wody z powierzchni warstwy wodnej w odстойniku. W tym celu w filtrze FKS-600 zastosowano kierownice przeciwturbulentne [12]. Uniemożliwiają one falowanie powierzchni międzyfazowej na granicy faz woda—paliwo i odrywanie kropli. Czyste i bezwodne paliwo wypływa króćcem wylotowym.

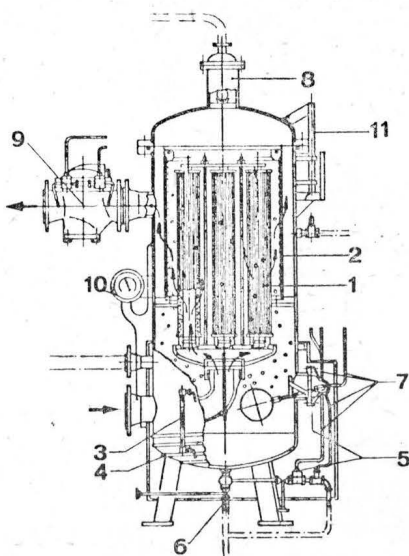
Wskaźnikiem stopnia zużycia wkładów jest różnica ciśnień na wlocie i wylocie filtra ustalana eksperymentalnie dla każdego typu filtra i wkładów. Ze względu na zmiany właściwości hydrofilowych materiałów koalescencyjnych



Rys. 15. Jednostopniowy filtr koalescencyjny ST-500-2M produkcji ZSRR: 1 — korpus, 2 — pokrywa, 3 — warstwa sukna filtracyjnego, 4 — kosz wewnętrzny, 5 — kosz pośredni, 6 — kosz zewnętrzny, 7 — osłona, 8 — szkielet, 9 — rękaw, 10 — odстойnik wody, 11 — kurek do spuszczenia wody

wkładu poszczególne firmy ustalają również maksymalny czas kontaktu wkładów z paliwem. Czas ten waha się w granicach od 1 do 2 lat. W celu kontroli poprawności działania filtrów-separatorów w niektórych krajach montowane są na wylocie filtra urządzenia do automatycznej kontroli stężenia wody zdyspergowanej. Na przekroczenie dopuszczalnej zawartości reagują one zablokowaniem przepływu paliwa lub wytworzeniem sygnału alarmowego.

Znane są konstrukcje filtrów, w których oba typy wkładów umieszczone są pionowo, poziomo lub w sposób mieszany. Schematy podstawowych typów filtrów-separatorów wody [19] przedstawiono na rys. 12. W NRD i RFN produkowane są filtry-separatory, w których wkłady koalescencyjne usytuowane są poziomo, a separacyjne pionowo. Konstrukcje takie są jednak bardzo skomplikowane, co pociąga za sobą wysokie ceny. Coraz częściej jednak wkłady separacyjne w filtrach-separatorach wody zastępowane są siatkami separacyjnymi. Dla filtrów typu poziomego są to przeważnie siatki umieszczone przed króćcem wylotowym paliwa, natomiast dla typu pionowego stosuje się siatki okalające wkłady koalescencyjne. Na rys. 13 i 14 przedstawiono schemat budowy najnowszych konstrukcji filtrów-separatorów wody firmy FAUDI [13], w których zastosowano siatki separacyjne.



Rys. 14. Pionowy filtr koalescencyjno-separacyjny firmy FAUDI FEINBAU GmbH (RFN): 1 — wkład koalescencyjny, 2 — siatka separacyjna, 3 — wskaźnik poziomu wody, 4 — elektryczny podgrzewacz zbiornika wody, 5 — automatyczny zawór opróżniania zbiornika wody, 6 — ręczny zawór opróżniania zbiornika wody, 7 — przewody układu sterowania, 8 — automatyczny zawór oddechowy, 9 — automatyczny zawór odcinający, 10 — miernik różnicy ciśnień za i przed filtrem, 11 — urządzenie do odchylenia pokrywy korpusu

c.d. na s. 25



## Efektywność zastosowania materiałów kompozytowych w konstrukcjach lotniczych

Mgr inż. **ANDRZEJ PAPIOREK**  
PDPSz PZL-Bielsko-Biała

Złożony system powiązań techniczno-ekonomicznych między poszczególnymi składnikami systemu produkcja-wyrób-eksploatacja zmusza konstruktorów do coraz precyzyjniejszego analizowania problemów ekonomicznych.

Współczesna technika oferuje szeroki wachlarz materiałów kompozytowych. Właściwości kompozytów zależą od wielu czynników, największe znaczenie mają jednak właściwości materiału zbrojącego. Włókna zbrojące mają wysokie właściwości mechaniczne, lecz na ogół są drogie (niejednokrotnie kilkukrotny wzrost właściwości powoduje kilkudziesięciokrotny wzrost ceny). Dlatego dokładna analiza celowości zastosowania danego typu kompozytu może mieć wyjątkowe znaczenie.

Tabl. 1 zawiera wykaz materiałów zbrojących mających obecnie najszersze zastosowanie oraz wybrane zbrojenia hybrydowe. Mieszanie różnego typu materiałów zbrojących, tzn. tworzenie zbrojeń hybrydowych, ma na celu uzyskiwanie „pośrednich” właściwości mechanicznych kompozytu oraz obniżenie jego ceny. Dla uproszczenia obliczeń, w tabl. 1 przyjęto dla zbrojeń hybrydowych równy udział objętościowy obydwu składników.

Mimo mieszania materiałów zbrojących, ceny zbrojeń są bardzo wysokie. Należy więc zadać pytanie, czy w serijnie wytwarzanych konstrukcjach (poza samolotami wojskowymi) zastosowanie nowoczesnych materiałów zbrojących jest uzasadnione ekonomicznie.

Odpowiedź na to pytanie zależy od wielu czynników i wymaga dokonania wielu analiz określających całkowity koszt wyrobu w różnych wariantach wykonania. Taki szacunek kosztów jest trudny, gdyż będą one zależę od zastosowanych technik wytwarzania, przewidywanych cen materiałów (zależnych od skali ich produkcji, a więc i wielkości zastosowania), sposobu użycia materiału w kompozycie, rodzaju obciążenia, konstrukcji węzłów itp. Przewidywać takich należy dokonywać na 3÷10 lat przed rzeczywistym uruchomieniem produkcji, co dodatkowo komplikuje zagadnienie.

### Współczynnik kosztów

Całkowity koszt materiału zastosowanego w danym detalu wynosi:

$$K = Q \cdot (\text{cena materiału} + \text{koszt przetworzenia}) \quad (1)$$

gdzie:  $Q$  — masa materiału,

$$Q = V \cdot \rho \sim A \cdot \rho \quad (2)$$

gdzie:

$A$  — przekrój przenoszący obciążenie  $P$ ,  
 $\rho$  — gęstość materiału.

Jednocześnie:

$$P = A \cdot \sigma_{\max} \rightarrow A \sim \sigma_{\max}^{-1} \quad (3)$$

Gdzie:  $\sigma_{\max}$  — maksymalne naprężenie w materiale.

Podstawiając (3) do wzoru (2) otrzymuje się:

$$Q \sim \rho \cdot \sigma_{\max}^{-1} \quad (4)$$

skąd po podstawieniu do (1):

$$K \sim \frac{\rho (\text{cena materiału} + \text{koszt przetworzenia})}{\sigma_{\max}} \quad (5)$$

Wielkość wyrażona wzorem (5) jest współczynnikiem kosztów oznaczonym przez  $C$ . Współczynnik kosztów występuje w kilku odmianach w zależności od przypadku wymiarującego dany element konstrukcyjny:

— dla części wymiarowanych przez rozciąganie:

$$C_r = \frac{\text{gęstość (cena + koszt przetworzenia)}}{\text{wytrzymałość na rozciąganie}} \quad (6a)$$

— dla części wymiarowanych przez ściskanie:

$$C_s = \frac{\text{gęstość (cena + koszt przetworzenia)}}{\text{wytrzymałość na ściskanie}} \quad (6b)$$

— dla części wymiarowanych przez sztywność:

$$C_E = \frac{\text{gęstość (cena + koszt przetworzenia)}}{\text{moduł Younga}} \quad (6c)$$

Tabl. 2 zawiera współczynniki kosztów obliczone dla

c.d. ze s. 24

Specyficzną konstrukcją odznacza się jednostopniowy filtr-koalescer ST-500-2M (rys. 15) konstrukcji Rybakowa i wsp. [14]. Stanowi on wersję rozwojową filtru ST-500-2, od którego różni się lepszymi właściwościami filtracyjnymi i koalescencyjnymi, co osiągnięto przez odpowiedni dobór materiałów filtracyjnych (dokładność filtracji filtru ST-500-2 — 40  $\mu\text{m}$ , a ST-500-2M — 10  $\mu\text{m}$ ). W filtrach tych zastosowano wielowarstwową przegrodę filtracyjno-koalescencyjną, która w kierunku przepływu paliwa składa się z następujących materiałów: sukno filtracyjne, dwie warstwy waty (z mieszaniny włókien bawełnianych — 70% i stylonowych — 30%) przedzielonych tkaniną bawełnianą oraz tkaniną z włókna szklanego. Powierzchnia przegrody filtracyjnej ukształtowana jest w trzy koncentryczne leje tworzące zwisające rękawy, po których spływają do odstojnika krople wydzielonej z paliwa wody. Zawodnione paliwo wpływa przez króciec zamontowany na jego bocznej powierzchni. Woda z odstojnika odprowadzana jest okresowo. Wg konstruktora [3] filtr ma wady: długa droga kropli

wody od warstwy koalescencyjnej do odstojnika i brak separatora, co zmusiło do ustalenia małej prędkości przepływu paliwa, a tym samym stosunkowo dużego gabarytu filtru.

Warto też zwrócić uwagę na fakt, że wszystkie kraje o wysokim poziomie techniki stosują filtry koalescencyjno-separacyjne jako obowiązuje wyposażenie systemów tankowania samolotów. Również w Polsce szeroko wykorzystuje się filtry-separatory wody do usuwania wolnej wody z paliw. Jest to obecnie najskuteczniejsza i najekonomiczniejsza metoda zabezpieczania wymaganej bezwodności paliw lotniczych.

Wysokie koszty obu rodzajów wkładów utrzymujące się ze względu na liczne tajemnice firm w otrzymywaniu i przygotowaniu materiałów koalescencyjnych i separacyjnych są powodem, dla którego każde państwo stara się być samowystarczalne w produkcji tego typu wkładów. Celowe jest również uruchomienie krajowej produkcji wkładów separacyjnych i koalescencyjnych.

Uwaga. Literaturę zamieściliśmy w cz. I artykule.

TABLICA 1

Material zbrojący	Cena, dol./kg	Gęstość, Mg/m <sup>3</sup>	R <sub>m</sub> <sup>*)</sup> , N/mm <sup>2</sup>	R <sub>e</sub> <sup>*)</sup> , N/mm <sup>2</sup>	E, N/mm <sup>2</sup>
Włókno szklane	3,0	2,55	1000	800	0,7 · 10 <sup>5</sup>
Kevlar 49	15,0	1,44	3600	650	1,8 · 10 <sup>5</sup>
Włókno węglowe	55,0	1,7 ÷ 1,9 <sup>**</sup>	2100 ÷ 3300	1600 ÷ 2200	2,4 ÷ 4,0 · 10 <sup>5</sup>
Włókno borowe	165,0	2,4 ÷ 2,6 <sup>**</sup>	3500	6600	4,0 · 10 <sup>5</sup>
Hybryd szkło/węgiel	21,0	2,025 ÷ 2,125	2100	1420	1,55 ÷ 2,35 · 10 <sup>5</sup>
Hybryd kevlar/węgiel	37,0	1,57 ÷ 1,67	2900	830	2,1 ÷ 2,9 · 10 <sup>5</sup>
Hybryd bor/węgiel	115,0	2,15 ÷ 2,25	2800 ÷ 3000	4100	3,2 ÷ 4,0 · 10 <sup>5</sup>

\*) dane w kompozycje, \*\*) włókna wysokowytrzymałe — niższa gęstość, \*\*\*) zależne od średnicy włókna — wyższa gęstość włókien cienkich (ze względu na rdzeń wolframowy).

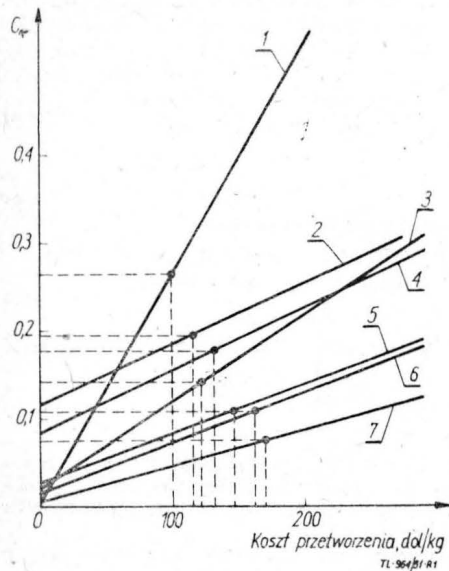
materiałów przedstawionych w tabl. 1. Za koszty przetworzenia przyjęto wartości średnie podawane w literaturze. Należy jednak pamiętać, że wartości te mogą się wahać

TABLICA 2

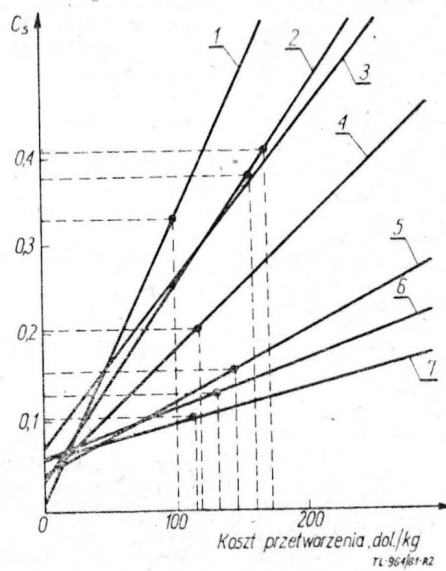
Material zbrojący	Średni koszt przetworzenia, dol./kg	C <sub>T</sub>	C <sub>S</sub>	C <sub>E</sub> · 10 <sup>2</sup>
Włókno szklane	100	0,263	0,328	0,375
Kevlar 49	170	0,074	0,410	0,148
Włókno węglowe	145	0,103	0,155	0,095
Włókno borowe	115	0,192	0,102	0,168
Hybryd szkło/węgiel	120	0,139	0,205	0,130
Hybryd kevlar/węgiel	160	0,109	0,372	0,113
Hybryd bor/węgiel	130	0,189	0,128	0,139

w granicach 40 ÷ 400 dol. USA za przetworzenie 1 kg zbrojenia w zależności od typu materiału, rodzaju zespołu, przyjętej technologii, stopnia mechanizacji, komplikacji zespołu itp. Uwzględnienie rzeczywistych kosztów przetworzenia osiąganych w istniejących lub przewidywanych warunkach produkcyjnych jest niezbędne do prawidłowej oceny materiałów.

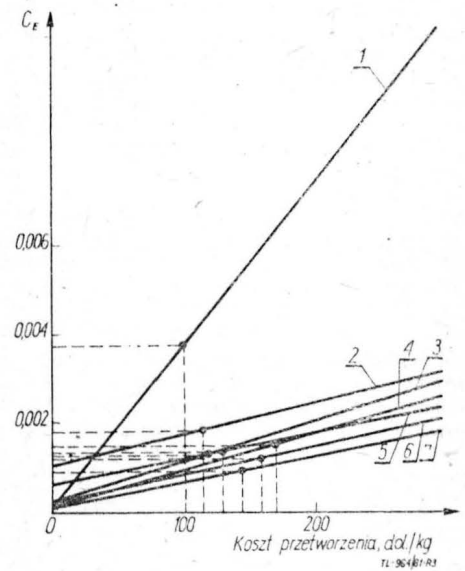
Zakładając stałe ceny materiałów, zbudowano wykresy C=f (koszt przetworzenia) przedstawiające wpływ kosztów przetworzenia na kształtowanie się współczynnika kosztów.



Rys. 1. 1 — szkło, 2 — bor, 3 — węgiel/szkło, 4 — węgiel/bor, 5 — węgiel, 6 — węgiel/kevlar, 7 — kevlar



Rys. 2. 1 — szkło, 2 — kevlar, 3 — węgiel/kevlar, 4 — węgiel/szkło, 5 — węgiel, 6 — węgiel/bor, 7 — bor



Rys. 3. 1 — szkło, 2 — bor, 3 — węgiel/szkło, 4 — kevlar, 5 — węgiel/bor, 6 — węgiel/kevlar, 7 — węgiel

Rys. 1 wskazuje, że praktycznie niezależnie od kosztów przetworzenia kevlar jest najlepszym zbrojeniem w konstrukcjach rozciąganych. Odpowiednim materiałem na konstrukcje rozciągane jest również włókno węglowe oraz jego mieszanki z kevlarem i włóknem szklanym. Powszechnie stosowane włókno szklane staje się konkurencyjne dopiero w przypadku kosztów przetworzenia niższych niż 20 dol./kg, tj. dwukrotnie niższych niż obecnie osiągane koszty minimalne.

Rys. 2 przedstawia współczynnik C<sub>S</sub> i wskazuje, że koszt przetworzenia 20 dol./kg jest granicą, powyżej której ma-

teriały uzyskują C<sub>S</sub> odpowiadający ich właściwościom mechanicznym przy ściskaniu.

Rys. 3 potwierdza niską efektywność włókna szklanego w konstrukcjach wymiarowanych sztywnością. Najtańszym materiałem do takich konstrukcji jest włókno węglowe oraz kevlar i ich mieszanki.

Ceny materiałów zbrojących niestety również nie są stałe, przy czym charakterystyczny jest stały ich spadek (niezależnie od światowej inflacji), co jest związane z dynamicznym wzrostem skali produkcji tych materiałów. Rys. 4, 5 i 6 przedstawiają zależność C=f (cena) przy założeniu stałych kosztów przetworzenia (ustalonych na poziomie z tabl. 2). Umożliwiają one szybką ocenę wartości współczynnika kosztów przy zadanym lub prognozowanym poziomie cen materiałów. Jak łatwo zauważyć, powszechnie stosowane włókno szklane mogłoby być konkurencyjne dla nowych materiałów, gdyby ich ceny były znacznie wyższe od obecnych. Ponieważ jednak ceny tych materiałów spadają, stosowanie włókna szklanego jest najdroższe.

Podobne wykresy można tworzyć dla dowolnego przyjętego parametru kosztów przetworzenia każdego z analizowanych materiałów.

#### Efektywność masy materiałów kompozytowych

W dotychczasowych rozważaniach nie wzięto pod uwagę niezwykle istotnego, szczególnie w lotnictwie, znaczenia obniżenia masy konstrukcji, które towarzyszy zastosowaniu analizowanych w artykule materiałów.

Przyjmując jako podstawową masę kompozytu szklanego, oszczędność masy przy zastosowaniu innego zbrojenia wyniesie:

$$AQ = Q_{sz} - Q \quad (7)$$

gdzie:

Q<sub>sz</sub> — masa elementu wykonanego z kompozytu szklanego (tj. zbrojonego włóknem szklanym),

Q — masa tego elementu wykonanego z kompozytu z innym zbrojeniem.

Niech jednocześnie:



$$\Delta\bar{Q} = \frac{Q_{sz} - Q}{Q_s} \quad (8)$$

Masę elementu można obliczyć z zależności:

$$Q = A_1\gamma_1 L + A_2\gamma_2 L \quad (9)$$

gdzie:

$A = A_1 + A_2$  — przekrój przenoszący obciążenie siłą  $P$ ,  
 $\gamma_1$  — gęstość zbrojenia,  
 $\gamma_2$  — gęstość spoiwa,  
 $L$  — parametr długościowy (np. długość lub obwód).

Przyjmując dla uproszczenia udział objętościowy zbrojenia  $\varphi_{vol} = 50\%$ , wzór (9) przyjmie postać:

$$Q = 0,5 \cdot A \cdot \gamma_1 \cdot L + 0,5 \cdot A \cdot \gamma_2 \cdot L \quad (10)$$

Zakładając, że obciążenia normalne przenosi tylko zbrojenie, można napisać:

$$0,5 \cdot A = P/\sigma_1 \quad (11)$$

gdzie:  $\sigma_1$  — naprężenie dopuszczalne.

Podstawiając (11) do (10) otrzymujemy:

$$Q = P \cdot L \cdot \gamma_1 \cdot \sigma_1^{-1} + P \cdot L \cdot \gamma_2 \cdot \sigma_1^{-1} \quad (12)$$

Jeśli określić wytrzymałość i gęstość włókna szklanego jako  $\sigma_3$  i  $\gamma_3$ , otrzymujemy się zależność:

$$Q_{sz} = P \cdot L \cdot \gamma_3 \sigma_3^{-1} + P \cdot L \cdot \gamma_2 \sigma_3^{-1} \quad (12a)$$

Podstawiając (12) i (12a) do (8) i przekształcając, otrzymujemy:

$$\Delta\bar{Q} = 1 - \frac{(\gamma_1 + \gamma_2)\sigma_3}{(\gamma_3 + \gamma_2)\sigma_1} \quad (13)$$

— oznaczenia jak we wzorach (9)÷(12a).

Do rozważań nt. masy przyjęto kompozyt wraz ze zbrojeniem, gdyż tylko takie ujęcie pozwala na dokonanie porównań mas.

Statystyki zachodnie spotykane w publikacjach (np. [1]) podają, że w samolotach komunikacyjnych zaoszczędzenie 1 kg masy płatowca daje średni zysk ok. 2000 dol. w ciągu 12-letniej eksploatacji (dane z pierwszej połowy lat siedemdziesiątych, należy liczyć się ze wzrostem tej liczby w ostatnich latach). Wielkość tę przyjęto do obliczenia zysku  $Z$  z zastosowania materiałów analizowanych w niniejszym artykule. Przy założeniu, że wprowadzeniu nowych materiałów nie towarzyszą zwiększone koszty przeglądów, remontów itp., wskaźnik ten informuje użytkownika sprzętu ile „warto” zapłacić za 1 kg nowoczesnego kompozytu wprowadzonego do konstrukcji samolotu w miejsce elementu z kompozytu zbrojonego włóknem szklanym. Zysk ten oblicza się wg wzoru:

$$Z = \left( \frac{1}{1 - \Delta\bar{Q}} - 1 \right) \cdot 2000 \quad (14)$$

gdzie:

$Z$  — zysk w dol./kg,

$\frac{1}{1 - \Delta\bar{Q}}$  — masa analogicznej części wykonanej z kompozytu zbrojonego włóknem szklanym.

Zysk  $Z$  obliczony dla analizowanych materiałów w różnych przypadkach obciążeń przedstawia tabl. 3.

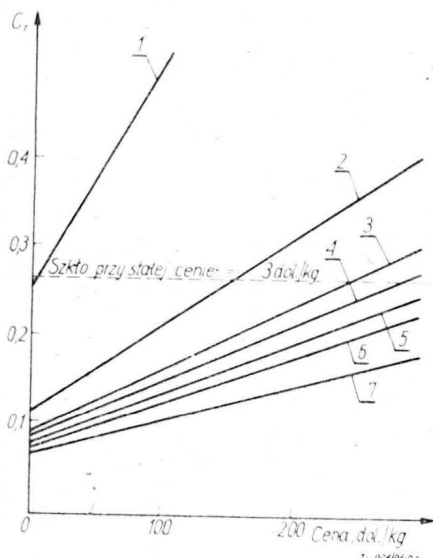
### Efektywność całkowita

W powyższych rozważaniach wyszczególniono dwa istotne parametry określające „wartość” nowych materiałów w konstrukcjach lotniczych: współczynnik kosztów  $C$  (budowa sprzętu latającego) oraz zysk  $Z$  (eksploatacja).

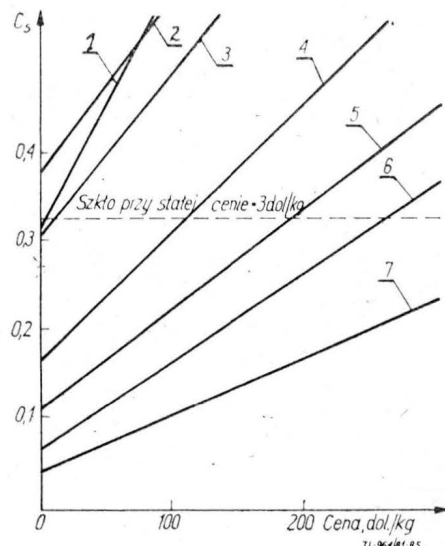
Pełnej oceny materiałów można dokonać tworząc syntetyczny wskaźnik efektywności materiałów  $E_c$ :

TABLICA 3

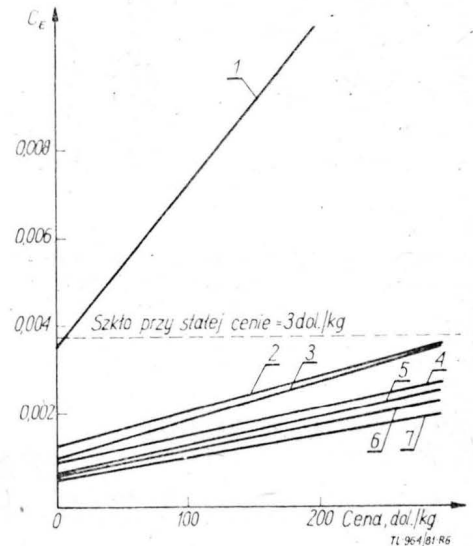
Materiał zbrojący	Przypadek obciążenia wymiarującego											
	rozciąganie				ściskanie				sztywność			
	$\Delta\bar{Q}$ , %	$Z$ , dol./kg	$Z_r$ , dol./kg	$E_c \cdot 10^{-2}$	$\Delta\bar{Q}$ , %	$Z$ , dol./kg	$Z_r$ , dol./kg	$E_c \cdot 10^{-2}$	$\Delta\bar{Q}$ , %	$Z$ , dol./kg	$Z_r$ , dol./kg	$E_c \cdot 10^{-2}$
Kevlar 49	82,0	9 100	16 400	221,6	22,0	900	900	2,2	75,0	6 000	10 800	73,0
Włókno węglowe	79,0	7 500	12 500	121,4	75,0	6 000	10 100	65,2	87,0	13 300	21 400	225,3
Włókno borowe	75,0	6 000	8 800	45,8	89,0	16 200	23 500	230,4	85,0	11 300	16 500	98,2
Hybrid szkło/węgiel	63,0	3 400	5 300	38,1	56,0	2 500	3 900	19,0	76,0	6 300	9 700	74,6
Hybrid kevlar/węgiel	77,0	6 700	11 800	108,3	36,0	1 100	1 900	5,1	83,0	9 800	16 500	146,0
Hybrid bor/węgiel	72,0	5 100	7 800	43,3	84,0	10 500	16 100	125,8	85,0	11 300	17 000	122,3



Rys. 4. 1 — szkło, 2 — węgiel/szkło, 3 — węgiel/bor, 4 — bor, 5 — węgiel/kevlar, 6 — węgiel, 7 — kevlar



Rys. 5. 1 — szkło, 2 — kevlar, 3 — węgiel/kevlar, 4 — węgiel/szkło, 5 — węgiel, 6 — węgiel/bor, 7 — bor



Rys. 6. 1 — szkło, 2 — kevlar, 3 — węgiel/szkło, 4 — węgiel/kevlar, 5 — bor, 6 — węgiel/bor, 7 — węgiel

Tabl. 3 zawiera obliczone dla analizowanych zbrojeń  $\Delta\bar{Q}$ , przy czym dla uproszczenia przyjęto, że do każdego z nich jako spoiwa użyto żywicy epoksydowej o średniej gęstości  $\gamma_2 = 1,15 \text{ Mg/m}^3$ .

Podane w tabl. 3 wartości są teoretyczne, w rzeczywistych konstrukcjach zyski te wynoszą średnio 30÷40%, co wynika głównie z konstrukcji węzłów, wymogów eksploatacyjnych i produkcyjnych oraz postaci materiałów wyjściowych.

$$E_c = \frac{Z_r}{C} \quad (15)$$

gdzie:

$E_c$  — wskaźnik efektywności,

$Z_r$  — zysk zredukowany oznaczający zysk eksploatacyjny z zastosowania 1 kg zbrojenia (16),

$C$  — współczynnik kosztów.

$$Z_r = Z \cdot \bar{Q} \quad (16)$$

i

$$\bar{Q} = 1 + \gamma_2 \gamma_1^{-1} \quad (17)$$

gdzie:

$\bar{Q}$  — masa kompozytu zawierającego 1 kg zbrojenia przy  $Q_{vol} = 50\%$ ,

$\gamma_1, \gamma_2$  — jak we wzorach powyżej.

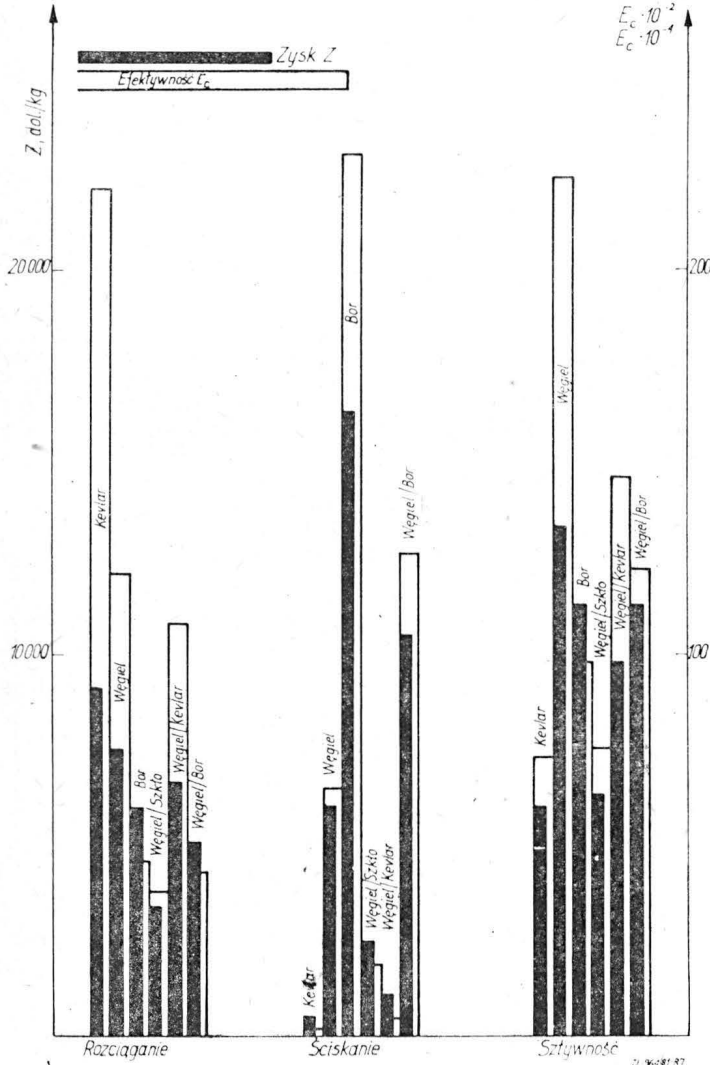
Podstawiając (17) do (16) otrzymujemy:

$$Z_r = Z \cdot (1 + \gamma_2 \gamma_1^{-1}) \quad (18)$$

Ostatecznie:

$$E_c = Z \cdot C^{-1} \cdot (1 + \gamma_2 \gamma_1^{-1}) \quad (19)$$

(oznaczenia jak wyżej).



Rys. 7

Współczynniki efektywności całkowitej materiałów analizowanych w niniejszym artykule (przy wszystkich zało-

żeńiach opisanych powyżej) przedstawia tabl. 3 i rys. 7. Wykres na rys. 7 służy raczej do względnej oceny nowych materiałów niż do bezpośredniego odczytu ich przydatności, zaś jako dane wyjściowe przyjęto ceny i średnie koszty przetworzenia z końca lat siedemdziesiątych.

Jest charakterystyczne, że w każdym z przyjętych przypadków obciążen istnieje jeden szczególnie odpowiedni dla konstrukcji materiał: kevlar dla elementów rozciąganych, włókno borowe dla ściskanych i włókno węglowe dla wymiarowanych sztywnością. Ma to swoje odbicie w realnych konstrukcjach: zbiorniki ciśnieniowe nawijane z kevlaru, podłużnice kadłuba bombowca B-1 wykonane z kompozytu zbrojonego włóknem borowym i dźwigary smukłych skrzydeł szybowców wykonywane z kompozytu węglowo-epoksydowego.

Rys. 7 wskazuje również, że często spotykane mieszanie węgla ze szkłem może być celowe jedynie w konstrukcjach wymiarowanych sztywnością lub ściskanych, zaś nie nadaje się do rozciąganych. Potwierdza się jednocześnie znany fakt, że kevlar nie jest odpowiednim materiałem w konstrukcjach ściskanych. Należy jednak zauważyć, że i w tym przypadku ma on (na aktualnym poziomie cen) przewagę nad włóknem szklanym i jego zastosowanie w konstrukcjach o różnorodnym typie obciążeń jest celowe, szczególnie w mieszankach z włóknem węglowym. Włókno borowe, poza konstrukcjami ściskanymi, może być również stosowane tam, gdzie konstruktorowi zależy na sztywności, zaś w konstrukcjach rozciąganych nie jest konkurencyjne dla kevlaru i włókna węglowego.

\* \* \*

Niniejszy artykuł nie powinien stanowić bezpośredniej podstawy do analiz konstrukcyjno-technologiczno-materiałowych, gdyż opiera się na orientacyjnych danych dotyczących cen i kosztów przetworzenia, nie uwzględniających konkretnych warunków produkcji kompozytów, warunków dostaw, różnorodności gatunków materiałów itp. Podstawienie do teoretycznych w zasadzie rozważań określonych danych miało jedynie na celu zilustrowanie ogólnych prawidłów kształtowania się kosztów oraz wykonanie przykładowych porównań i analiz. Użycie konkretnych danych, możliwie zbliżonych do rzeczywistości, miało również pozwolić na podważenie przekonania, że analizowane materiały są szczególnie drogie i nie opłaca się ich stosować.

Oprócz nieustannego ruchu cen, kosztów przetworzenia, właściwości i postaci materiałów należy pamiętać, że sztuka konstrukcyjna nie zawsze potrafi w pełni wykorzystać możliwości nowoczesnych materiałów. O tym, jakie rezerwy tkwią w tych materiałach świadczy tabl. 3, w praktyce bowiem oszczędności masy osiągają rzadko wartości wyższe od 40%, podczas gdy teoretycznie mogą przekroczyć 80%. Porównanie to pokazuje, jak dalece można jeszcze doskonalić sztukę konstrukcyjną w kompozytach.

#### LITERATURA

1. Why boron. Wyd. AVCO Specialty Materials Division, 1978 r.
2. Torayca Technical Data Sheets, 1978 r.
3. Characteristics and uses of Kevlar 49 ARAMID high modulus organic fiber. Bulletin K-2, 1978 r.
4. E. GUERINI, P. LISSAC: Contributions a l'etude de stratifies a'armatures mixtes, Edition Etablissements Stevens-Genin.



PAWŁAK J.: **Polskie eskadry w Wojnie Obronnej 1939**. Biblioteczka Skrzydlatej Polski nr 14. Wyd. Komunikacji i Łączności, Warszawa 1982, s. 282, cena zł 100.—

Książka ta jest dużym wydarzeniem w historiografii polskiego lotnictwa. Po raz pierwszy opublikowany został dokładny wykaz zwycięstw polskich pilotów myśliwskich, dokładna ich liczba (147) oraz nazwiska pilotów i typy zestrzelonych samolotów. Po raz pierwszy przedstawiono tak szczegółowo dzieje poszczególnych eskadr i plutonów (aż 81 jednostek lotniczych) oraz podano wykazy personelu latającego i kadry dowódczej. Równocześnie zamieszczono

zdjęcia kilkuset lotników wyróżniających się swą działalnością. Na mapkach pokazano szlak bojowy poszczególnych eskadr. Przedstawiono też szczegółowo zwycięstwa i straty poszczególnych eskadr. Zdjęcia pokazują samoloty używane w eskadrach.

Książka ta stała się podstawowym opracowaniem historycznym na temat udziału polskiego lotnictwa w wojnie obronnej w 1939 r., a zarazem stanowi wyraz hołdu i pomnik dla polskich lotników września.

Do drobnych usterek należy zamieszczenie kilku niewłaściwych zdjęć samolotów: cywilnego Fokkera F-VII służącego do przelotu Szałasa i Kaliny zamiast samolotu

wojskowego (s. 132), Karasi z 1 pułku lotniczego (z literą N) jako samolotów z 41 eskadry (s. 171), R-XIIIB nie używanego w 1939 r. jako R-XIII D (s. 189), czy cywilnego RWD-8 zamiast wojskowego (s. 243). Są to jednak tylko drobne niedociągnięcia ilustracyjne.

Nakład książki, choć wynoszący 50 tys., niewątpliwie jest za mały. Tak cenne opracowanie i poświęcone takiemu tematowi powinno być wydane w większym formacie i z większą liczbą ilustracji dotyczących samolotów.

A.G.



# Projekty samolotów Chwat i Grot

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Po rozwiązaniu w 1950 r. biura konstrukcyjnego Lotniczych Warsztatów Doświadczalnych w Łodzi (przemianowanych wkrótce na WSK-6), mgr inż. Tadeusz Sołtyk, konstruktor samolotów LWD, został przeniesiony do WSK-4 na Okęcie. Tam od listopada 1950 r. zajmował się opracowywaniem koncepcji metalowego samolotu szkolno-treningowego Bies, który miał być napędzany silnikiem gwiazdowym WN-2 o mocy 206 kW (280 KM), zaprojektowanym przez mgr inż. W. Narkiewicza w tym zakładzie. Po blisko dwóch latach samotnego projektowania mgr inż. T. Sołtyk został w sierpniu 1952 r. przeniesiony do Instytutu Lotnictwa, gdzie powierzono mu kierownictwo nowo utworzonego płatowcowego biura konstrukcyjnego TKP-1. W skład zespołu weszło kilku pracowników z nie istniejących już wówczas LWD i Centralnego Studium Samolotów, natomiast większość stanowili młodzi inżynierowie prosto po studiach. Trzon zespołu stanowili inżynierowie: W. Błaszczuk, Z. Kowalski, J. Lamparski, J. Świdziński (z LWD) i T. Zwanicki (z CSS). Choć w zasadzie zespół został powołany do opracowania metalowego samolotu szkolno-treningowego Bies, jednak w celu przeszkolenia zespołu oraz ze względu na pilne zapotrzebowanie na samolot szkolno-treningowy dla szkolnictwa wojskowego zdecydowano, iż pierwszą pracą zespołu będzie przeróbka Junaka-2 na samolot z chowanym podwoziem. Zdawano sobie bowiem sprawę z tego, że opracowanie nowego samolotu, czyli Biesa, i uruchomienie jego produkcji zajmie co najmniej pięć lat. I nie pomyślono się, gdyż seria informacyjna Biesów była gotowa w 1957 r., lecz dopiero 1959 r. przyniósł większą liczbę Biesów dla szkół lotniczych.

## TS-7 CHWAT

Samolot szkolno-treningowy TS-7 Chwat miał być odpowiednikiem samolotu Jak-18 z chowanym podwoziem i miał zastąpić w produkcji i w szkołach samolot Junak-2 ze stałym podwoziem. Projektowi postawiono następujące nowe wymagania w stosunku do samolotu Junak-2: chowane podwozie z kółkiem ogonowym oraz wyposażenie w radiostację i radiokompas. Te dwie innowacje uznano za niezbędne w programie szkolenia pilotów wojskowych.

Zasadnicza konstrukcja samolotu nie uległa zmianie. Podwozie chowane w kierunku kadłuba umieszczono w środkowej części płata przed pierwszym dźwigarem. Zachowano tę samą wielkość kół 500×150 mm. Rozstaw kół podwozia pozostał bez zmian. Ze względu na chowanie podwozia nie zaistniała konieczność zwiększenia rozpiętości środkowej części płata, co pozwalało na zachowanie dotychczasowej konstrukcji płata Junaka bez zmian poza miejscem mocowania i chowania podwozia. Kółko ogonowe, które było umocowane do sprężyny płozowej, otrzymało amortyzację olejowo-powietrzną.

Równocześnie przeprowadzono ogólną modyfikację samolotu. Osłonę kabiny z wieloma szybami zastąpiono osłoną z dużych wygiętych szyb, co poprawiało widoczność i aerodynamikę. Osłona silnika została wykonana jako jedna całość z wypukłościami na cylindry, podobnie jak w samolocie Jak-18. Zaokrąglono końce skrzydeł i usterzenia poziomego. Wykorzystując doświadczenia z produkcji Junaka-2 rozważono możliwość uproszczenia technologii produkcji samolotu. Koncepcja samolotu była już gotowa w końcu września 1952 r.

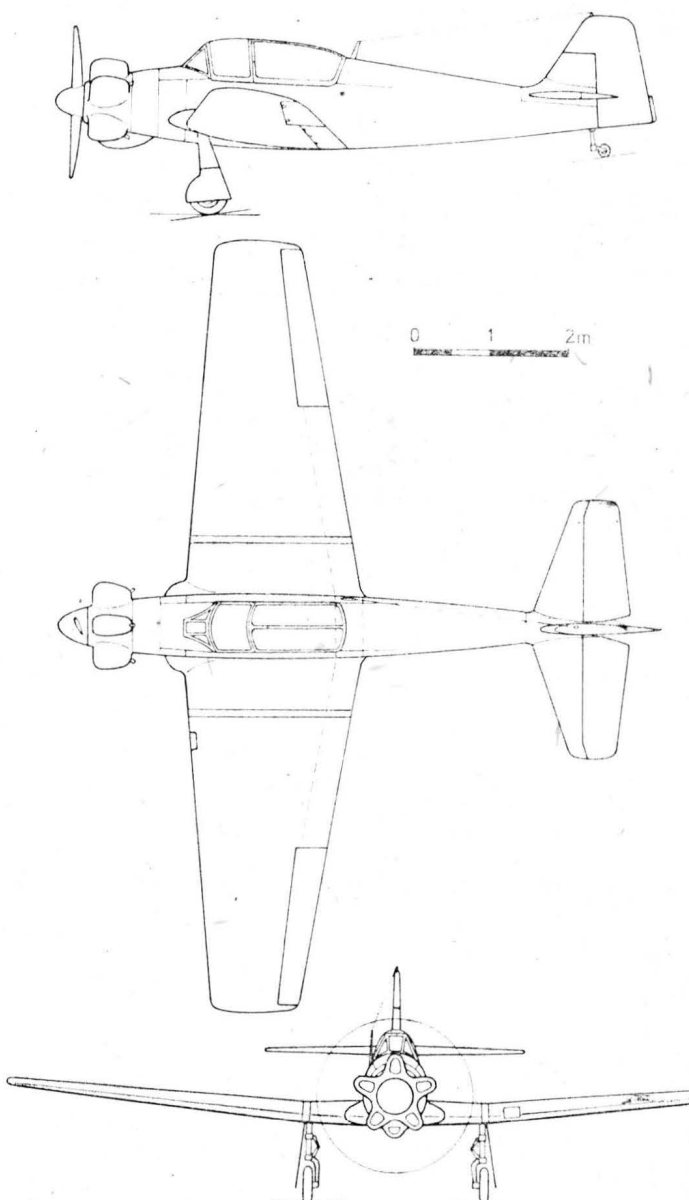
Wykonanie obliczeń masy chowanego podwozia i osiągow wykazało, że masa samolotu wzrosła na tyle, że poważnie obniżyła prędkość wznoszenia samolotu. Równocześnie w lotnictwie wojskowym specjaliści od szkolenia lotniczego doszli do wniosku, że najpilniejszą sprawą jest wprowadzenie do procesu szkolenia samolotu z trójkolowym podwoziem — ze względu na wycofanie z użycia samolotów myśliwskich Jak-9 (z kółkiem ogonowym) a wpro-

wadzenie do jednostek samolotów Jak-23 i MiG-15 (z kołem przednim). Wówczas prace nad projektem Chwata przerwano. Ponieważ projekt Biesa otrzymał już wówczas oznaczenie TS-8, następny projekt, Junak-3, gdyż tak oznaczono trójkolową odmianę Junaka-2, otrzymał oznaczenie TS-9. Kolejnym, dziesiątym projektem T. Sołtyka była przeróbka samolotu CSS-13 na sanitarny S-13, zaś jedenastym — TS-11 Iskra.

Konstrukcja Chwata była mieszana, jak Junaka-2, tzn. kadłub spawany z rur stalowych, a skrzydła i usterzenie drewniane. Samolot był napędzany silnikiem M-11FR o mocy 118 kW (160 KM).

## Wymiary

Rozpiętość	10,0 m	Wysokość	2,2 m
Długość	7,8 m	Pow. nośna	17,5 m <sup>2</sup>

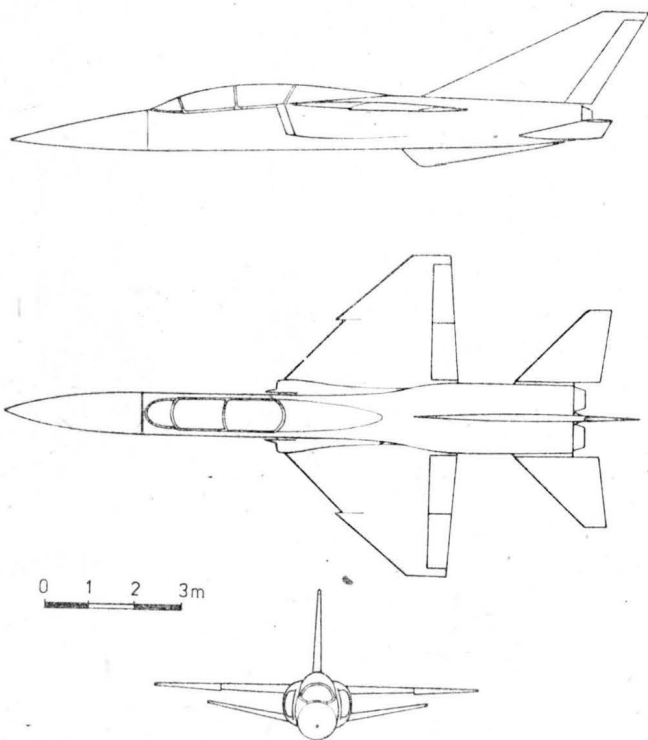


Rys. 1. TS-7 Chwat

## TS-16 GROT

Gdy napięcie prac projektowych przy samolocie TS-11 Iskra doszło do swego szczytowego punktu, należało przewidzieć następny temat pracy dla biura konstrukcyjnego OKP-1 kierowanego przez doc. mgr inż. Tadeusza Sołtyka w Ośrodku Konstrukcji Lotniczych WSK-Okecie. Wówczas w połowie 1958 r. doc. T. Sołtyk wraz z kilkoma osobami ze swego zespołu przystąpił do opracowania koncepcji naddźwiękowego samolotu treningowego, oznaczonego TS-13 Grot, na który mieli się przesiadać piloci przeszkoleni na Iskrze. W 1959 r. powstała wstępna wersja projektu ze skrzydłem dwutrapezowym, zbliżonym do skrzydła samolotu F-101 Voodoo. Samolot miał być napędzany dwoma silnikami SO-2 z dopalaczem, które wówczas projektowano w Instytucie Lotnictwa. Wg tej koncepcji wykonano pierwszy model aerodynamiczny samolotu.

Ogłoszone w tym czasie informacje o pierwszym na świecie naddźwiękowym samolocie treningowym Northrop T-38 Talon (i jego wersji myśliwskiej N-156 oznaczonej później F-5) oraz wyniki badań aerodynamicznych modelu wpłynęły na wyraźną modyfikację projektu. Kończąca się pracą przy projektowaniu Iskry pozwoliła na poważne zaangażowanie zespołu w prace nad samolotem. Dodatkowe zajęcia, jak dostosowanie samolotu Il-14 do zrzutu ładunków zawieszanych pod kadłubem czy zabudowa silnika WN-6 na Juna-ku-2, zajęły niewiele czasu. Pracami projektowymi przy Grocie wraz z doc. T. Sołtykiem kierowali: mgr inż. Jerzy Swidziński, mgr inż. Roman Sznee, mgr inż. Jerzy Lamparski, mgr inż. Jerzy Winiarski, mgr inż. Lech Zurkowski, mgr inż. Witold Sołtyk i inż. Leon Wojtecki. Na samolot złożyło zamówienie lotnictwo wojskowe. Równocześnie lotnictwo wojskowe wyraziło życzenie, by samolot nie miał nr 13 w oznaczeniu. Ponieważ uznano, że na rysunkach dość łatwo można przerobić 13 na 16, samolot otrzymał oznaczenie TS-16.

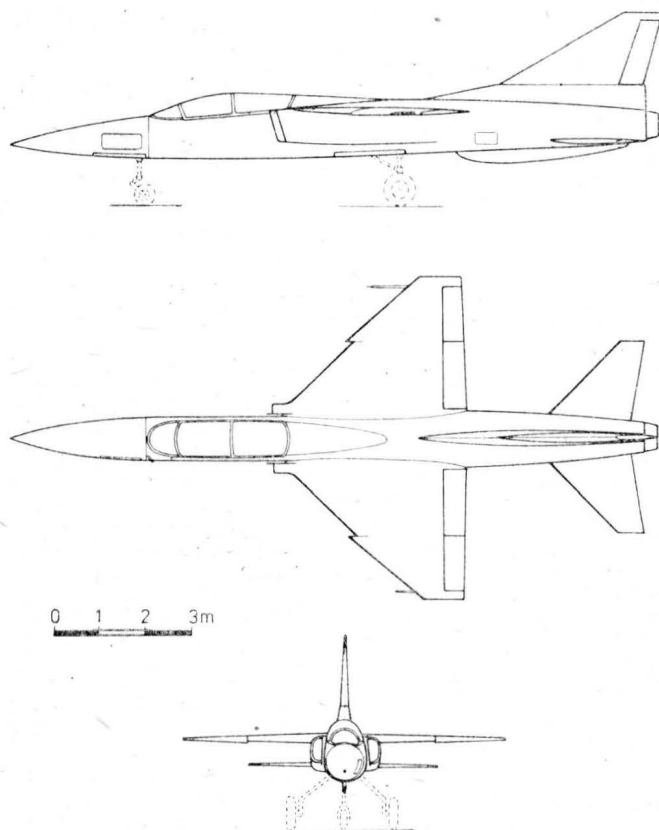


Rys. 2. TS-16B Grot — odmiana dwusilnikowa

Projekt TS-16 z dwoma silnikami SO-2 otrzymał skrzydło trapezowe o skosie  $45^\circ$  z uskokiem krawędzi natarcia i prostą krawędzią spływu. Projekt wstępny samolotu został opracowany do końca 1959 r. Prócz wersji treningowej TS-16B przewidziana była jednomiejscowa wersja myśliwsko-szturmowa TS-16A uzbrojona w dwa działka, pociski rakietowe i bomby, mieszcząca w tylnej kabynie wyposażenie radiowe. Samolot TS-16 miał mieć rozpiętość 7 m, długość 13,9 m, powierzchnię nośną 19,2 m<sup>2</sup>.

Na początku 1960 r., na podstawie przeciągających się prac przy prototypie silnika SO-1 (a nie był to wniosek pochopny, gdyż silniki SO-1 dopiero w 1967 r. zostały zabudowane na seryjnych Iskrach) uznano, że szansa terminowego uzyskania silnika o ciągu 1470 daN (1500 kG) z dopalaniem jest nikła. Podjęto wówczas decyzję o zastosowa-

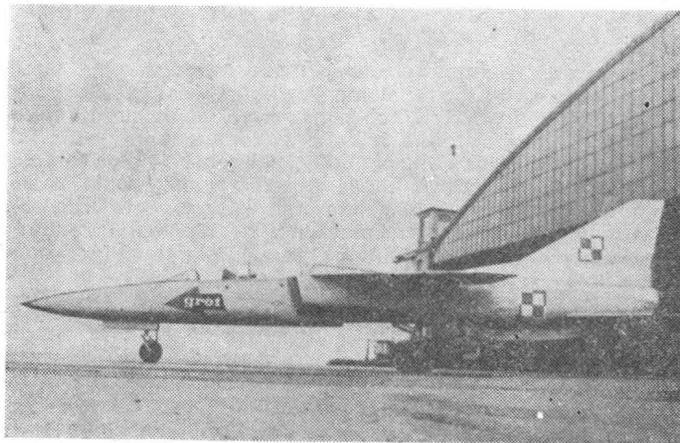
niu do napędu samolotu silnika RD-9B (od samolotu MiG-19), który był wówczas dostępny. Ciąg tego silnika



Rys. 3. TS-16RD Grot — odmiana jednosilnikowa

był nieco większy niż dwóch silników SO-2. Aby uzyskać zgodność z regułą pół, trzeba było większą część kadłuba przekonstruować. W połowie 1960 r. projekt wstępny był gotowy. Wg tego projektu wykonano drewnianą makietę samolotu naturalnej wielkości. Ocena makiety przez komisję makietową lotnictwa wojskowego oraz ocena projektu były zatwierdzeniem projektu do realizacji. Równocześnie wykonano modele do badań aerodynamicznych poddźwiękowych i naddźwiękowych. Badania naddźwiękowe przeprowadzono w nowo wybudowanym tunelu naddźwiękowym w Instytucie Lotnictwa.

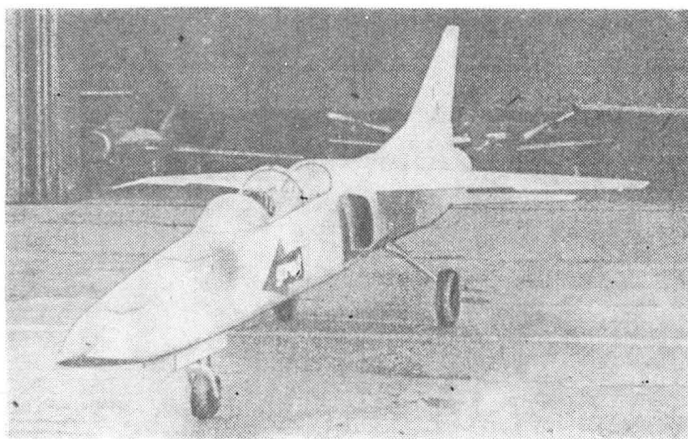
Wykonywanie projektu konstrukcyjnego przypadło na lata 1961–1963, gdy władze zwierzchnie przemysłu dążyły do ograniczania rozwoju produkcji lotniczej. Wyrażało się to tym, że chociaż wojsko dało zamówienie na samolot i były na ten cel pieniądze, biuro konstrukcyjne nie mogło uzyskać etatów, czyli zgody na zatrudnienie odpowiedniej liczby pracowników technicznych (rzędu 200 osób) a dysponowało grupą ok. 40 osób. W tych warunkach prace posuwały się pięciokrotnie wolniej niż było trzeba. W 1963 r. oceniono, że zostało wykonane ok. 12% dokumentacji konstrukcyjnej i wyciągnięto wniosek, iż w takich warunkach projektowanie i budowa prototypu zajmie jeszcze



Rys. 4. Makieta samolotu TS-16RD Grot



wiele lat. Zgodnie z tendencją do zmniejszania działalności przemysłu lotniczego wydano decyzję wstrzymania prac nad samolotem. Warto zauważyć, że Grot był drugim projektowanym na świecie naddźwiękowym samolotem treningowym. W okresie projektu wstępnego w latach 1959–1960



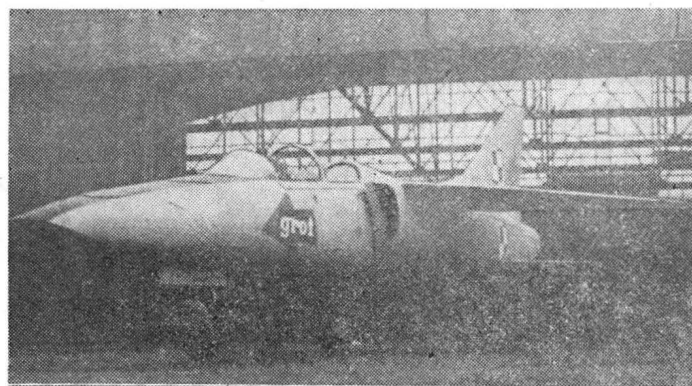
Rys. 5. Makieta samolotu Grot malowana na srebrno

w WSK-Mielec był opracowany projekt konstrukcyjny PZL M-7 STN (samolot treningowy naddźwiękowy) zbliżony kształtem do samolotu Northrop N-156.

Konstrukcja samolotu była metalowa, półkorupowa. Przód kadłuba mieścił wyposażenie elektroniczne. Hamulce aerodynamiczne na tylnej części kadłuba. W poszerzonej podstawie usterzenia pionowego spadochron hamujący. Pod-

wóz z kołem przednim. Koła podwozia głównego chowane w kadłub. Uzbrojenie: jedno działko NR-23 kal. 23 mm. Płat wyposażony tylko w klapy. Usterzenie poziome płytkowe służące jako sterolotki (równocześnie jako stery wysokości i lotki). Zbiorniki paliwa w kadłubie. Silnik RD-9B o ciągu 2550 daN (2600 kG), z dopalaniem 3185 daN (3250 kG). (Szczegółowy opis konstrukcji — patrz książka A. Morgały pt. „Polskie samoloty wojskowe 1945–1980”).

Dane techniczne		Prędk. maks.	
Rozpiętość	7,0 m	(na 9000 m)	1460 km/h
Długość	14,3 m	Prędk. przelot.	
Wysokość	4,2 m	(na 11 000 m)	850 km/h
Pow. nośna	19,2 m <sup>2</sup>	Prędk. lądowania	210 km/h
Masa własna	3190 kg	Wznoszenie	92 m/s
Masa użyt.	1755 kg	Pułap	14 000 m
Masa całk.	4945 kg	Zasięg maks.	2200 km



Rys. 6. Makieta samolotu Grot

cd. ze s. 32

GRZEGORZEWSKI J.: **Modern turbo-prop engines.** TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 4, p. 6

The article presents plans of return to application of turbo-prop engines to propulsion of large passenger airplanes, which will ensure significantly improved fuel economy. To this end, experiments with new propeller types are being carried out. The Garrett TPE331, Alfa Romeo 318, PW of Canada PW100 and GE CT7-5, turbo-prop engines for local transport and executive airplanes are described.

STAFIEJ W.: **Interrelations between calculations and designing of a glider.** TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 4, p. 9

This article presents the role played by calculations during the work at designing, construction and testing of a glider, with taking into account the possibilities offered in this field by the use of computers.

GORSKI W., OSTASZEWSKI W. R.: **Removal of water from fuels for turbine aircraft engines with the use of coalescence methods (II).** TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 4, p. 22

The currently operated coalescence and separation systems and designs of filters-separators used in practice have been presented, with the description being illustrated with photographs and drawings.

PAPIOREK A.: **Efficiency of application of composite materials to aircraft structures.** TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 4, p. 25

Economic aspects of introduction of new composite materials to aircraft structures are discussed in this article. The purposefulness of application of such materials, irrespective of their technical advantages, is shown. The article is an attempt to refute the common opinion that these materials are very expensive.

GLASS A.: **Designs of the Chwat and Grot airplanes.** TLiA, vol. XXXVIII, 1983, No. 4, p. 29

The designs of the Chwat training airplane with a piston engine of 1952 and the TS-16 Grot jet trainer of 1960–1962, worked out by Assoc. Prof. T. Sołtyk, have been presented.

## ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: **Womit und wie sollen des Segelflugpiloten ausgebildet werden.** TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 4, S. 1

Es wird die Lage in der Segelflugschulung hinsichtlich der Ausbildungseffektivität, des Pilotenauswahl-Systems und der Kosten, der Segelflugzeuge, der Startmethoden, der Fluglehrer sowie der Flugplätze geschildert. Die möglichen Auswege aus der Ausbildungskrise führen vor allem durch klare

Festlegung des Ausbildungsziels und Schaffung eines Luftfahrtpyramiden-Systems angefangen von Popularisierung, durch Vorausbildung der Jugend im Alter zwischen 14 und 16 Jahren bis zur Grundschulung. Weiterhin wird auf den Bedarf an Segelflugzeugen, Startwinden, der Ausbildung von Fluglehrern und Änderung der Vorschriften hingewiesen.

GRZEGORZEWSKI J.: **Moderne Luftschrauben-Turbinenmotore.** TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 4, S. 6

Um bedeutende Mengen an Kraftstoff zu ersparen, wird die Rückkehr zum Antrieb grosser Passagierflugzeuge mit Luftschrauben-Turbinenmotoren geplant. Zu diesem Zweck werden Versuche mit neuen Arten von Luftschrauben durchgeführt. Es werden Luftschrauben-Turbinenmotore für Lokaltransport- und Dienstflugzeuge Garrett TPE 331, Alfa Romeo 318, PW of Canada sowie GE CT7-5 behandelt.

STAFIEJ W.: **Wechselbeziehung zwischen Konstruktion und Berechnung eines Segelflugzeuges.** TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 4, S. 9

In dem Beitrag wird die Bedeutung der Berechnungen beim Entwerfen, Bau und bei Proben eines Segelflugzeuges, unter Berücksichtigung der Möglichkeiten, die auf diesem Gebiet von mathematischen Rechenanlagen geboten werden, dargestellt.

GORSKI W., OSTASZEWSKI W. R.: **Beseitigung von Wasser aus dem Treibstoff für Turbinen-Flugmotore nach der Koaleszenz-Methode (II).** TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 4, S. 22

Es werden betriebsmässige Koaleszenz- und Abscheideanordnungen sowie angewandte Konstruktionslösungen beschrieben und anhand von Bildern und Zeichnungen geschildert.

PAPIOREK A.: **Effektivität der Anwendung von Verbundstoffen in flugtechnischen Konstruktionen.** TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 4, S. 25

Es werden die ökonomischen Gesichtspunkte für die Einführung neuer Verbundstoffe in flugtechnischen Konstruktionen dargestellt. Die Zweckmässigkeit ihrer Anwendung, abgesehen von ihren technischen Vorteilen, ist unbestreitbar. Somit wird versucht, die allgemeine Meinung, wonach diese Stoffe als sehr teuer angesehen werden, umzustürzen.

GLASS A.: **Flugzeugentwürfe Chwat und Grot.** TLiA, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 4, S. 29

Es werden die Entwürfe von Doz. T. Sołtyk des Schul- und Trainingsflugzeuges Chwat mit Kolbenmotor aus dem Jahr 1952 und des Trainingsflugzeuges TS-16 Grot mit Düsenantrieb aus den Jahren 1960–1962 dargestellt.

## СОДЕРЖАНИЯ

ГЛЯСС А.: **На чем и как обучать планеристов?** TLiA, т. 38, 1983 г., № 4, с. 1.

Описана ситуация в области обучения планеристов — эффективность обучения, система отбора пилотов, стоимость обучения, методы запуска планеров, обучающий персонал и аэродромы. Указываются возможные пути для выхода из кризиса в области обучения, путем создания «пирамиды», начиная с популяризации, через начальное обучение молодежи в возрасте 14–16 лет, дальнейшее обучение а также указаны нужды в области планеров, лебедок, инструкторов и необходимые изменения правил.

ГЖЕГОЖЕВСКИ Е.: **Современные турбовинтовые двигатели.** TLiA, т. 38, 1983 г., № 4, с. 6

Представлены планы возвращения к турбовинтовым двигателям как силовым установкам для больших пассажирских самолетов, что должно обеспечить значительную экономию топлива. Описана разработка и испытания новых типов воздушных винтов для этой цели. Описаны также турбовинтовые двигатели для самолетов местного сообщения и диспозиционных — Garrett TPE 331, Альфа Ромео 318, Pratt-Уитней оф Канада PW 100 и GE ЦТ 7–5.

СТАФЕЙ В.: **Взаимозависимость между конструкторскими работами и расчетами планера.** TLiA, т. 38, 1983 г., № 4, с. 9

Статья указывает роль расчетов в работах по проектированию планера, с учетом возможностей, которые открывает в этой области применение электронных вычислительных машин.

ГУРСКИ В., ОСТАШЕВСКИ В. Р.: **Удаление воды из топлива для газотурбинных авиадвигателей (II).** TLiA, т. 38, 1983 г., № 4, стр. 22

Описаны находящиеся в эксплуатации системы для удаления воды, конструктивные решения фильтров — сепараторов. Описание иллюстрируется снимками и рисунками.

ПАПИОРЕК А.: **Эффективность применения композиционных материалов в авиационных конструкциях.** TLiA, т. 1983 г., № 4, с. 25

Описывается экономическая эффективность применения новых композиционных материалов в авиационных конструкциях, указывается целесообразность применения этих материалов независимо от их технических характеристик. Статья опровергает распространенное мнение, что композиты очень дороги.

ГЛЯСС А.: **Проекты самолетов Хват и Грот.** TLiA, т. 1983 г., № 4, с. 29

Описаны проекты разработанные доц. Т. Солтыком, поршневого учебно-тренировочного самолета Хват (1952 г.) и реактивного тренировочного самолета ТС-16 Гром с 1960 ÷ 62 г.

Adres dla korespondencji:

00-950 Warszawa, ul. Czackiego 3/5, 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: Na czym i jak szkolić pilotów szybowcowych . . . . .	1
STATYSTYKA LOTNICZA: Prognoza rozwoju lotnictwa lekkiego w USA 1982÷1987; Samoloty lekkie w USA w 1980 r. . . . .	3
Z KRAJU, ZE ŚWIATA . . . . .	4
J. Grzegorzewski: Nowoczesne turbinowe silniki śmigłowe . . . . .	6
W. Stafiej: Współzależność konstruowania i obliczeń szybowca . . . . .	9
POCZTA LOTNICZA . . . . .	11
KSIĄŻKI LOTNICZE . . . . .	13
PROTOTYPY: Tupolew Tu-164 — ZSRR . . . . .	14
Harbin Y-11T Turbo Panda — Chiny . . . . .	14
KARTOTEKA TLiA: Iliuszyn I-38 — ZSRR . . . . .	15
Wallerkowsky Hornisse — RFN . . . . .	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Wodnosamoloty (II) . . . . .	19
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Użycie benzyny samochodowej do silników lotniczych . . . . .	20
W. Górski, W. R. Ostaszewski: Koalescencyjne usuwanie wody z paliw do turbinowych silników lotniczych (II) . . . . .	22
MAGAZYN TECHNOLOGA: A. Papiorek: Efektywność zastosowania ma- teriałów kompozytowych w konstrukcjach lotniczych . . . . .	25
KSIĄŻKI LOTNICZE . . . . .	28
A. Glass: Projekty samolotów Chwat i Grot (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	29
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK . . . . .	II i III okł.
Na okładce: Samoloty bombowe PZL-37A Łoś A, PZL-37Abis Łoś Abis, PZL-37/III Łoś C — rys. K. Cieślak	

## Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

## Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

## Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Golędzi-  
nowski, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż.  
W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K.  
Szumielewicz

## Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Gtulski, mgr inż.  
A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzego-  
rzewski (zca przew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż.  
B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kołodziej, doc. dr inż.  
T. Kostia, mgr inż. J. Kowalczyk, dr inż. A. Kowal-  
ski, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr  
inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, mgr  
inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż.  
Z. Olszański, mgr inż. E. Pujszo, mgr inż. Z. Stan-  
kiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr  
inż. M. ZawadzkiGLASS A.: Na czym i jak szkolić pilotów  
szybowcowych. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr  
4, s. 1

Przedstawiono sytuację w szkoleniu szy-  
bowcowym pod względem efektywności  
szkolenia, systemu selekcji pilotów i kosz-  
tów oraz szybowców, metod startu, instruk-  
torów i lotnisk. Pokazano też możliwe dro-  
gi wyjścia z kryzysu szkoleniowego, przede  
wszystkim przez sprecyzowanie celu szkole-  
nia oraz stworzenie systemu tworzącego  
„piramidę lotniczą” od popularyzacji, przez  
wstępne szkolenie młodzieży w wieku 14÷16  
lat po szkolenie podstawowe, a także wska-  
zano niezbędne potrzeby w zakresie szy-  
bowców, wyciągarek, szkolenia instrukto-  
rów i zmian przepisów.

GRZEGORZEWSKI J.: Nowoczesne turbino-  
we silniki śmigłowe. TLiA, t. XXXVIII, 1983,  
nr 4, s. 6

W artykule przedstawiono plany powrotu  
w napędzie dużych samolotów pasażerskich  
do turbinowych silników śmigłowych, co  
zapewni znaczne oszczędności w zużyciu  
paliwa. W tym celu przeprowadza się pró-  
by z nowymi rodzajami śmigieł. Opisano  
turbino-śmigłowe silniki — Garrett  
TPE331, Alfa Romeo 318, PW of Canada  
PW100 i GE CT7-5 do samolotów lokalnego  
transportu i służbowych.

STAFIEJ W.: Współzależność konstruowa-  
nia i obliczeń szybowca. TLiA, t. XXXVIII,  
1983, nr 4, s. 9

Artykuł przedstawia rolę obliczeń w to-  
ku konstruowania szybowca, jego budowy  
i prób, z uwzględnieniem możliwości jakie  
w tej dziedzinie otwiera zastosowanie ma-  
szyn matematycznych.

GÓRSKI W., OSTASZEWSKI W. R.: Koa-  
lescencyjne usuwanie wody z paliw do  
turbiniowych silników lotniczych (II). TLiA,  
XXXVIII, 1983, nr 4, s. 22

Opisano znajdujące się w eksploatacji u-  
kłady koalescencyjne i separacyjne oraz  
stosowane rozwiązania konstrukcyjne fil-  
trów-separatorów, ilustrując opisy fotogra-  
fiami i rysunkami.

PAPIOREK A.: Efektywność zastosowania  
materiałów kompozytowych w konstruk-  
cjach lotniczych. TLiA, t. XXXVIII, 1983,  
nr 4, s. 25

Artykuł omawia ekonomiczne aspekty  
wprowadzania nowych materiałów kompozy-  
towych w konstrukcjach lotniczych. Wyka-  
zuje celowość zastosowania tych materia-  
łów niezależnie od ich zalet technicznych.  
Jest próbą obalenia powszechnego przeko-  
nania, że materiały te są bardzo drogie.

GLASS A.: Projekty samolotów Chwat i  
Grot. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 4, s. 29

Przedstawiono projekty doc. T. Sołtyka  
łokowego samolotu szkolno-treningowego  
Chwat z 1952 r. i odrzutowego samolotu  
treningowego TS-16 Grot z lat 1960÷1962.

## CONTENTS

GLASS A.: On what, with and how to  
train glider pilots. TLiA, vol. XXXVIII,  
1983, No 4, p. 1

The situation within the area of training  
of glider pilots as regards training effi-  
ciency, pilot selection system, costs and,  
moreover, gliders, take-off methods, in-  
structors and airfields, has been presen-  
ted. The possible ways of extrication from  
the training crisis, consisting, first of all,  
in specifying the training goals and esta-  
blishing a system which would form an  
"aviation pyramid" from popularization  
through initial training of young people  
14÷16 years of age up to basic training,  
have been shown and the essential demand  
within the scope of gliders, winches, train-  
ing of instructors and modification of  
rules and regulations have been indicated.



## Plan pracy Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP

Prezydium Zarządu Sekcji Lotniczej ZG SIMP opracowało projekt planu pracy na 1983 r. Podajemy ważniejsze pozycje planu:

- Pięć koleżeńskich dyskusyjnych spotkań „okrągłego stołu” nt.: problemy produkcji samolotu Mewa, problem awioniki, usługi lotnicze w PRL, jakość w przemyśle lotniczym, lotnicze krajowe silniki tłokowe.

- Trzy tematy pięciodniowych seminariów Społecznej Wszechnicy SIMP w Domu Pracy Twórczej SIMP w Rydzynie:

- Zasady eksploatacji sprzętu lotniczego — II kwartał 1983 r.,

- Metody oceny trwałości sprzętu lotniczego — III kwartał 1983 r.,

- Rola metrologii w lotnictwie — IV kwartał 1983 r.

Proponowane terminy przeprowadzenia seminariów uzależnione są od:

- działalności Sekcji: zaproszenia wykładów, zgłoszenia (w odpowiednim czasie) ramowych programów 40-godzinnych wykładów, wyznaczenia uczestników kursów oraz merytorycznego przygotowania seminariów,

- zatwierdzenia programów seminariów przez kierownictwo Wszechnicy, ułożenia współpracy między kierownictwem a wykładowcami oraz stopnia zainteresowania Wszechnicy kursami zgłoszonymi poprzednio. Społeczna Wszechnica SIMP może na jeden turunus seminarium przyjąć ok. 50 osób. Koszt uczestnictwa w seminarium (płatny przez delegującą instytucję) wynosi 4000 zł od osoby. Należność za opracowane materiały seminaryjne pokrywa kierownictwo Społecznej Wszechnicy SIMP.

Na IV kwartał zaplanowano zwołanie konferencji pt. „Aktualne problemy polskiego lotnictwa” integrującej stowarzyszenia lotnicze.

- Cztery opinie — raporty o stanie branży (zgodnie z Uchwałą XX KTP) będą dotyczyć: lotniczych silników tłokowych, jakości produkcji lotniczej, perspektyw produkcji lotniczej na lata 1985÷1990 (wstępne przygotowanie materiałów) oraz awioniki.

- Trzy konkursy z nagrodami, obejmujące następujące zagadnienia: antyimportowe materiały, części, zespoły i przyrządy w lotnictwie, szybowiec podstawowego szkolenia i produkujące ogniwo organizacyjne Sekcji Lotniczej SIMP.

Plan kończy analiza stanu kół i oddziałów Sekcji Lotniczej SIMP.

## Początki balonów w Polsce

Zapowiedziany przez Sekcję Lotniczą OW SIMP na 14 grudnia ub. roku odczyt inż. A. Ablamowicza nt. szybowców nie odbył się z powodu wyjazdu referenta. W zastępstwie dr inż. B. Orłowski, pracownik naukowy Instytutu Historii Nauki, Oświaty i Techniki PAN, opowiedział o początkach baloniarstwa w XVIII w. w Polsce.

Sluchacze dowiedzieli się, że idea budowy balonów na ogrzane powietrze i pierwszych lotów braci Montgolfier w 1783 r. już w następnym roku przywędrowała z Francji do Warszawy, gdzie próby przeprowadzał chemik Stanisław Okraszewski, dworzani króla Stanisława Augusta. Baloniarze pojawili się również w Krakowie, Lwowie, Kamieńcu Podolskim, a nawet w Puławach.

Balon Jana Śniadeckiego wypuszczony w Krakowie, leciał ponad pół godziny. J. Śniadecki przewidywał zastosowanie balonów do pomiarów meteorologicznych. Konsyliarz królewski, Józef Osiński, zaprojektował we Lwowie aerostat (złożony z cylindra i pomp), który miał służyć do transportu towarów między Krakowem a Warszawą. Balonami interesował się również Trębecki, szambelan królewski, idee lotów szerzyli również profesorowie Szkoły Głównej w Krakowie.

Pionier aeronautyki francuskiej J. P. Blanchard wykonywał loty w Warszawie w 1786 r.; przywiózł on do Polski prototyp spadochronu.

Paşjonująca była informacja dotycząca działalności francuskiego aeronauty i pio-

nera skoków spadochronowych A. J. Carnerina, który w 1797 r. w Paryżu wykonał z balonu pierwszy skok ze spadochronem. Użył on również jako pierwszy balonu do celów wojskowych i proponował zastosowanie balonów w Polsce w czasie powstania listopadowego. W 1832 r. loty balonowe demonstrował w Warszawie.

## VII lotnicze spotkanie „okrągłego stołu”

7 grudnia 1982 r. w Domu Technika w Warszawie odbyło się kolejne VII koleżeńskie spotkanie „okrągłego stołu” pt. „Czy upadek polskich szybowców i szybownictwa”, zorganizowane przez zarządy Sekcji Lotniczych SIMP i SITK.

Na spotkanie zaproszono osoby kierujące polityką lotniczą w kraju, dyrektorów i konstruktorów zakładów szybowcowych oraz doświadczonych instruktorów szkolenia lotniczego, jak również znanych szybowników. O zainteresowaniu tematem i o jego aktualności może świadczyć fakt, że na spotkanie przybyły 44 osoby, z których kilkanaście nie miało oficjalnych zaproszeń. Zebranie prowadzili przewodniczący sekcji lotniczych kol. kol.: A. Misiorek i R. Zaremba.

Witając przybyłych kol. A. Misiorek przypomniał, że w sekcyjnych spotkaniach dyskusyjnych biorą udział przedstawiciele władz, osoby zainteresowane zagadnieniem, specjaliści i członkowie Sekcji Lotniczej, którzy wyrażają swoje prywatne poglądy na poruszane kwestie; nie prowadzi się protokołu z przebiegu dyskusji i nie podsumowuje się jej, nie redaguje się wniosków ani uchwał.

W temat spotkania wprowadził redaktor naczelny *Techniki Lotniczej i Astronautycznej* mgr inż. A. Glass, podając dane statystyczne dot. szybowców i szybownictwa w Polsce i na świecie. Przypomnijmy, że na świecie jest ok. 23 tys. szybowców, zaś ich roczna produkcja wynosi ok. 1300 szt. Do celów szkoleniowych służy 7÷8 tys. szybowców. O niedostatecznej liczbie szybowców w Polsce i widocznej recesji w rozwoju, produkcji i szkoleniu wypowiedział się trzydziestu uczestników spotkania.

Aby przybliżyć Czytelnikom *TLIA* tę czterogodzinną dyskusję, przedstawiamy niektóre wypowiedzi:

- Należałoby określić, w stosunku do czego ocenia się zacofanie w konstrukcji szybowcowej i upadek w szkoleniu szybowcowym, gdyż faktem jest, że „odstajemy” od tego, co było w Polsce przed kilku laty i od tego, co dziś jest w innych krajach.

- Nie powinno się wyodrębniać przemysłu szybowcowego z sytuacji lotnictwa w Polsce, które wskutek takiego wyodrębnienia spraw sprzętowych już kilkakrotnie przeżywało kryzys. Szybownictwo nie stanowi wyizolowanej dziedziny i jego obecny stan zagraża całej branży lotniczej.

- Aby ratować szybownictwo, najważniejsze są jednak środki, których w dostatecznej ilości nie zapewniono.

- Rozwój nowoczesnej konstrukcji sprzętu latającego warunkuje baza naukowa, badania aerodynamiczne oraz dopływ nowości w publikacjach i kontaktach naukowych z zagranicą. Należy zapewnić dopływ informacji z zagranicy; ich brak spowoduje tragiczne pogłębienie regresu w polskim szybownictwie.

- Jak rozwiązać problem produkcji szybowców? Poprzednio oprócz Bielska szybowce produkowały zakłady w Poznaniu, Jeżowie, Krośnie, Gdańsku..., teraz został tylko Wrocław. Zakład w Bielsku-Białej pracuje tylko w połowie swoich możliwości, przy czym produkcja szybowcowa zesza na margines.

- PZL-Bielsko mogą wyprodukować 40÷50 szybowców w ciągu roku, a na więcej brak mocy produkcyjnej i powierzchni.

- Potrzebna jest seryjna produkcja szybowca do podstawowego szkolenia, a na to nie ma odpowiedniego zakładu. Zakład w Bielsku-Białej do tego celu służyć nie może.

- Wysoka doskonałość jest bardzo kosztowna (przed 3 lata przyrost doskonałości o 1 kosztował 600 dolarów).

- Oczekiwanie konstruktorów na nowoczesne osiągnięcia materiałowe i aerodynamiczną doskonałość nie upowszechni szybownictwa, trzeba zrezygnować z laminatu i projektować szybowce metalowe, a może nawet wrócić do konstrukcji drewnianych. (Głos z sali: byłoby to obecnie ogromnie trudne z wielu względów).

- Nie jest to przypadek, że buduje się szybowce z tworzyw sztucznych, gdyż technologia ta jest opanowana. Metal wymaga specjalnego oprzyrządowania i szkolonych kadr, brak też doświadczeń w eksploatacji.

- Brak jest do szkolenia szybowców dwumiejscowych. Czyż nie można ich wyprodukować? Piraty nie docierają do aeroklubów, sży bowiem na eksport.

- Odpowiednie władze muszą wiedzieć, że brak jest kadry instruktorskiej i podjąć starania w celu jej zwiększenia.

- Aerokluby potrzebują 200 Puchaczy rocznie, a otrzymują 16÷18 szt.

- Co ma robić aeroklub, gdy otrzymał tylko 20 Puchaczy, a 5 z nich jest niesprawnych?

- Jak eksploatować sprzęt lotniczy, gdy nie ma bazy remontowej? Brak jest mechaników do napraw. Jantary nie otrzymują wózków transportowych.

- Naprawa szybowca Puchacz jest trudna i długotrwała. (Głos konstruktora: nie jest to prawda, tylko trzeba to umieć robić).

- Technologia naprawy tego laminatowego szybowca jest łatwiejsza niż drewnianego sprzętu oplotnionego.

- Podstawowe szkolenie lotnicze przyciąga młodzież, działając wychowawczo, pozwala na selekcję młodzieży, zachęca do sławy w lotnictwie wyczynowym. Szkolenie szybowcowe — to podbudowa dla lotnictwa motorowego.

- Szkolenie lotnicze tylko z przeznaczeniem do służby wojskowej ogranicza napływ młodzieży do aeroklubów,

- Szkolenie jest zahamowane: na 250 chętnych szkoli się 15 uczniów.

- Błędem jest dążenie do organizowania „stajni wyscigowej”. W celu umasowienia szkolenia, trzeba nauką latania nagradzać modelarzy już 15-, a nawet 14-letnich. Niestety zarzucono współpracę z młodzieżą oraz metodę dobrej propagandy latania.

- Należy opracować kompleksowy program szkolenia szybowcowego, uniezależniony od użytkowanego lub projektowanego sprzętu.

- Masowe szkolenie za pomocą wyciągarki jest o 1/3 tańsze niż obecnie stosowane przez holowanie szybowca za samolotem.

- Nie ma już dziś latania rekreacyjnego, jest tylko na „wykonanie zadań”. Należy przywrócić możliwość latania na szybowcach dla przyjemności.

- Na koniec usłyszeliśmy informacje, które pozwalają mieć nadzieję na powolną poprawę sytuacji szybownictwa w Polsce:

- Do powszechnego przedszkola lotniczego i masowego latania musi być produkowany tani sprzęt. Powołano zespół specjalistów, w celu opracowania wniosków: jak szkolić i na jakim sprzęcie.

- Zakład w Krośnie może nawet podjąć masową produkcję szybowców na zamówienie APRL. PZL-Krosno nie były obciążone produkcją lotniczą, więc (wbrew swym ambicjom) musiały zająć się działalnością obcą. Obecnie zakład projektuje szybowiec do podstawowego szkolenia, zaś od stycznia 1983 r. podejmuje pełne zatrudnienie w tej dziedzinie. Szybowce zostaną wyprodukowane w latach 1985÷1986.

- Politechnika Warszawska wróciła do tradycji RWD. Szybowiec ULS przeszedł próby państwowe. Druga wersja szybowca z materiałów kompozytowych to dwumiejscowy ULS-2 lub szybowiec jednomiejscowy o masie 40–50 kg.

- Aeroklub Wrocławski pokonuje „waskie gardło” braku wyciągarek, dzięki amatorskiemu rozwiązaniu. W 2-letnim okresie może być wyprodukowana nowa konstrukcja — wielobębnowa.



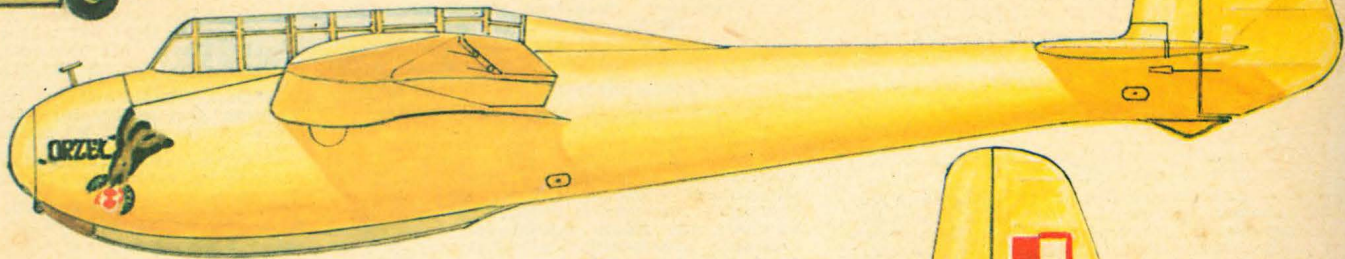
# SZYBOWCE 1945 ÷ 1946



Minimoa

P-I-323

P-I-323



Kranich II

Kranich II

SP-122



SP-124

Liege-Kranich



Grunau Baby II b

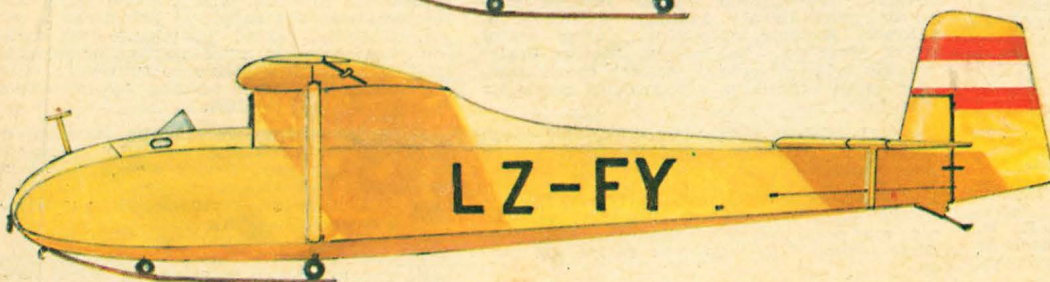
LZ-GL

Grunau Baby II b



XA-KR

Grunau Baby II b



LZ-FY

