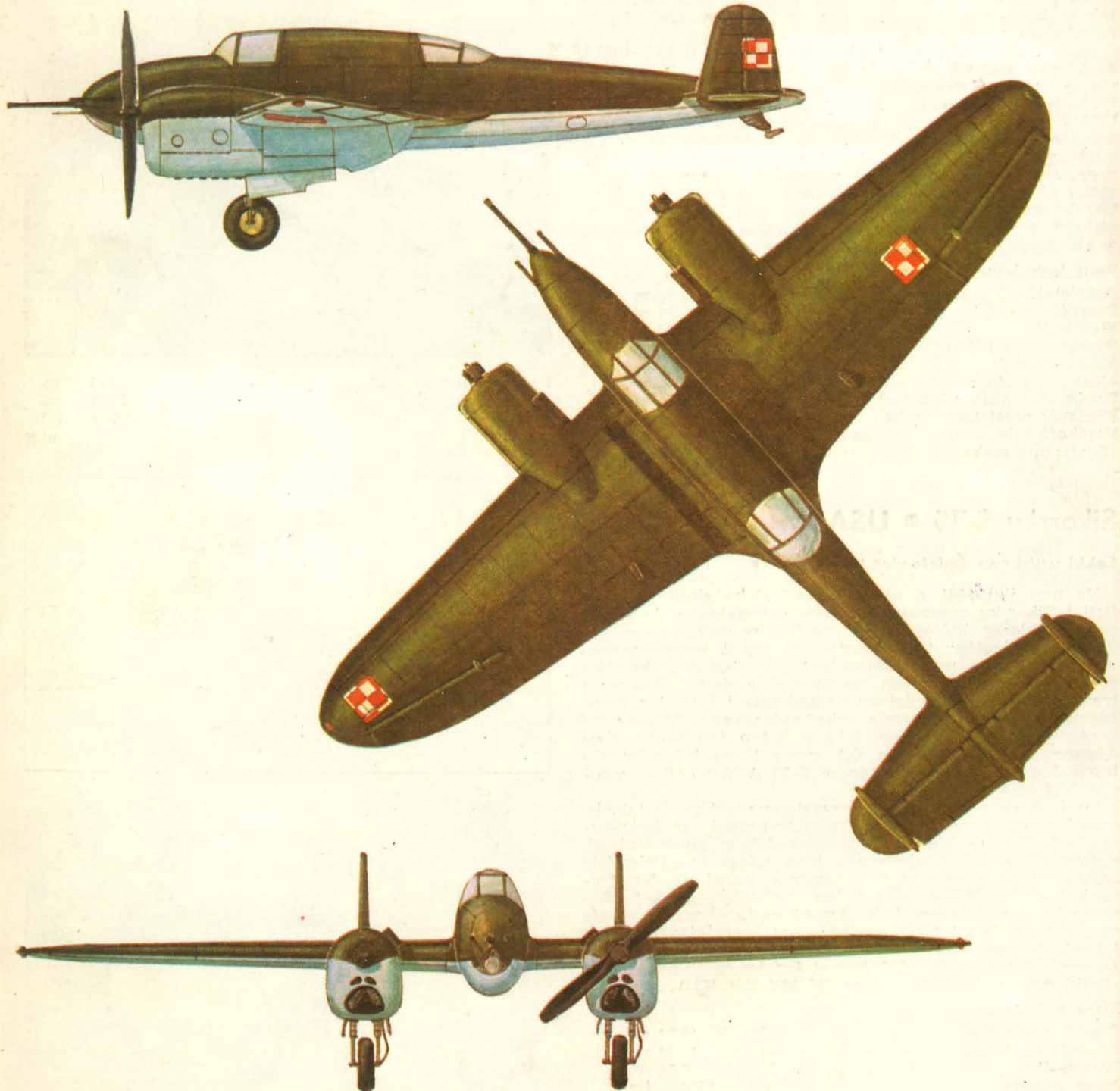


TECHNIKA

10'85

lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



Cena zł 80,-
ISSN 0040-1145

WYDAWNICTWO  SIGMA

IAR-28MA • Rumunia •

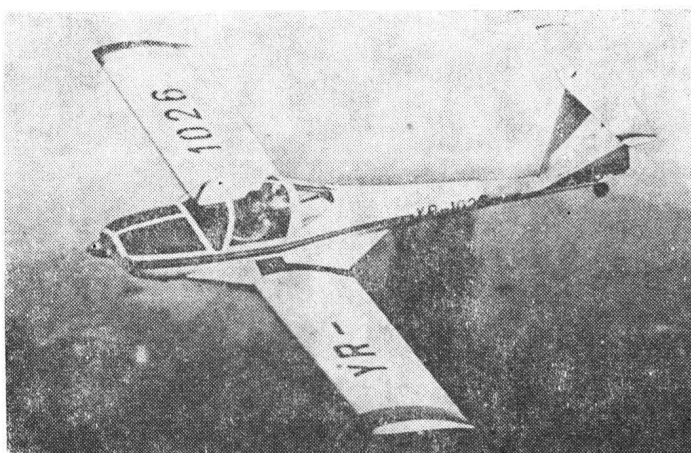
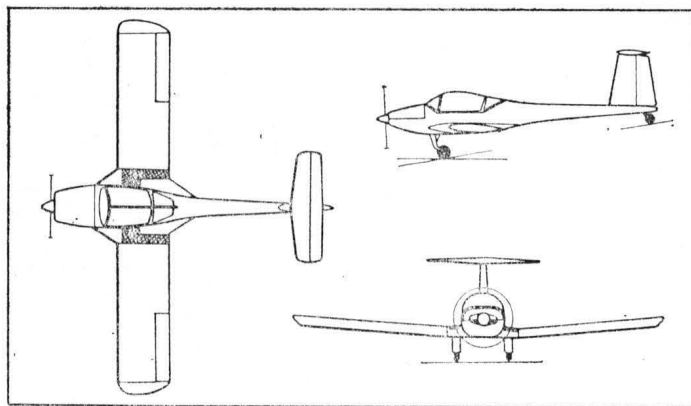
Lekki dwumiejscowy samolot sportowy

Rumuńskie zakłady lotnicze Interprinderea Aeronautica Romana w Brasov zbudowały nowy dwumiejscowy samolot sportowy o metalowej konstrukcji IAR-28MA. Powstał on z motoszybowca IS-28M2 przez zastąpienie długich trapezowych skrzydeł krótkimi skrzydłami prostokątnymi. Kadłub z dwumiejscową kabiną (miejsca obok siebie) i ustereżeniem pozostał nie zmieniony. Podwozie z kołem tylnym ma chowane koła główne. Samolot jest napędzany, podobnie jak motoszybowiec, silnikiem Limbach L2000 o mocy 60 kW (82 KM). Jest zapewniona możliwość szybkiego przekształcenia samolotu w motoszybowiec i odwrotnie, ponieważ wymiana skrzydeł dokonuje się w czasie 15 min. Samolot zużywa w ciągu godziny 8 l paliwa przy prędkości 145 km/h, co odpowiada zużyciu 5,6 l na 100 km. Współczynnik obciążenia wynosi od 5,3 do -2,6.

Istnieją duże możliwości eksportu samolotów IAR-28MA do krajów zachodnich, gdzie jako samoloty sportowe chętnie są używane motoszybowce, ze względu na niskie koszty paliwa i utrzymania. Poza tym w takich krajach jak USA i Australia w dalszym ciągu większym uznaniem cieszą się konstrukcje metalowe niż laminatowe, ponieważ laminarny profil płata o konstrukcji metalowej ulega mniejszym deformacjom pod wpływem temperatury, wilgoci i piasku. Dodatkową jego zaletą w porównaniu z motoszybowcami jest większa zwrotność, dzięki mniejszej rozpiętości, co pozwala na wykorzystywanie go do szkolenia w akrobacji.

Dane techniczne

Rozpiętość	10,00 m
Długość	7,00 m
Wysokość	2,50 m
Powierzchnia nośna	14,00 m ²
Masa własna	520 kg
Masa do startu maks.	760 kg
Prędkość dopuszczalna maks.	250 km/h
Prędkość przelotowa maks.	190 km/h
Prędkość min.	80 km/h
Wznoszenie maks.	2,00 m/s



Długość startu na 15 m	525 m
Pułap praktyczny	5000 m
Zasięg	700 km

W.K.

Sikorsky S-75 • USA •

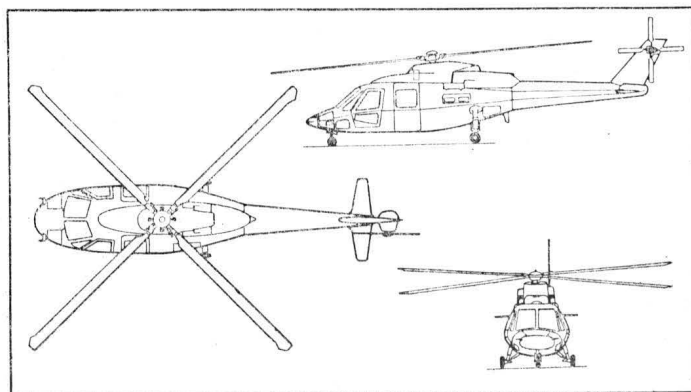
Lekki wojskowy śmigłowiec transportowy

Na początku 1981 r. armia amerykańska zleciła firmom Bell i Sikorsky opracowanie lekkiego śmigłowca do transportu żołnierzy, którego struktura byłaby wykonana całkowicie z laminatów; taka konstrukcja ma zapewnić zarówno zmniejszenie masy własnej, jak i obniżenie kosztów produkcji śmigłowca. Nie mniej ważne jest zwiększenie trwałości oraz odporności na uszkodzenia i ostrzał z broni ręcznej, a także osłabienie echa radarowego. 27 czerwca wystartował do pierwszego lotu prototyp śmigłowca, zbudowany kosztem 17,5 mln dol. przez firmę Sikorsky. Otrzymał on oznaczenie fabryczne S-75 ACAP (All Composite Airframe Program).

Do budowy śmigłowca wykorzystano niektóre instalacje, zespół napędowy i wirnik nośny z transmisją ze śmigłowca S-76. Kadłub jest wykonany, zgodnie z wymaganiami, z laminatów. Dwumiejscowa kabina załogi i sześciomiejscowa kabina główna są zaopatrzone w drzwi po obu stronach kadłuba. Podwozie z kołem przednim nie jest chowane i ma pojedyncze koła. Struktura łopaty wirnika nośnego składa się z tytanowego dźwigara, wypełniacza Nomex i laminatowego pokrycia. Piasta jest tytanowa. Łopaty mają profil Sikorsky SC-1095. Napęd śmigłowca stanowią dwa silniki Allison 250-C30 o mocy 485 kW (660 KM).

Dane techniczne

Średnica wirnika	13,30 m
Długość kadłuba	13,20 m
Wysokość	4,50 m
Masa własna	2700 kg
Masa do startu	3850 kg
Prędkość maks.	278 km/h
Długość lotu	2,3 h





MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW
MECHANIKÓW POLSKICH

XL PAŹDZIERNIK 1985

TECHNIKA

10'85

lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

Teoria lotu a nauka pilotażu

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Że do nauki prawidłowego pilotażu potrzebna jest znajomość teorii lotu — to sprawa oczywista. Więc w czym problem? Otóż w tym, że teoria teorii nierówna, czyli że pod określeniem teoria lotu można zmieścić różne treści.

Spójrzmy na podręczniki, z których nasi piloci szybowcowi i samolotowi uczą się w aeroklubach. Wydany przez APRL w latach 1966÷68 cykl książeczek pt. „Szkolenie szybowcowe” składa się z 11 tomików o łącznej objętości ok. 700 stron. Wiele z nich już się zdezaktualizowało, część wznowiono, aktualizując i podwajając ich objętość, co spowodowało wzrost objętości cyklu o ok. 300 stron. Cykl „Wyczynowe szkolenie szybowcowe” składa się z kilkunastu tomów, średnio po 100÷300 stron, zaś cykl „Szkolenie samolotowe” też z kilkunastu tomów po 160÷180 stron. Jest to cenna biblioteka dla instruktora.

Lecz jak uczestnik 80-godzinnego teoretycznego kursu szybowcowego na III klasę pilota ma się nauczyć podstawowych wiadomości z tego 1000-stronicowego materiału? Jeśli się bliżej przyjrzyć cyklowi „Szkolenie szybowcowe”, to widać, że oprócz wiadomości zasadniczych, wiele w nim balastu. Jest to wina zarówno zbyt rozbudowanego programu szkolenia teoretycznego, braku wytycznych dla autorów co do zwięzłości tekstu, jak i dążności autorów do bardzo szczegółowego omówienia tematów. Lecz jaki jest tego skutek? Skoro w tekście tylko co któraś informacja jest niezbędna dla pilota, a reszta to balast rozszerzający temat, to uczeń nie wie czego z tego ma się nauczyć. Nie ratują sytuacji zbyt liczne pytania egzaminacyjne.

Wynik tego jest oczywisty. Uczniowie znają całość materiału „po lebkach”, lecz nie wpajają sobie niezbędnych zasad lotu lub nie rozumieją ich w pełni. Egzaminatorzy zdając sobie z tego sprawę, egzaminują nieco pobieżnie. Zresztą sami nie zawsze rozróżniają co jest ważne, a co błahe.

Główny błąd tkwi więc w opracowaniu podręczników. Jak więc powinny one wyglądać? Nie trzeba tu odkrywać Ameryki. Nie brak doświadczeń w innych dziedzinach o podobnych problemach, jak np. w motoryzacji. Istnieją też podręczniki opracowane w innych krajach i to szkolących tysiące pilotów rocznie. Nasze podręczniki są przeładowne wiedzą. Przypominają trochę kurs na prawo jazdy z 1946 r., gdy wymagano m.in. dobrej znajomości teorii i budowy silnika. Później stwierdzono, że do prowadzenia samochodu nie jest to niezbędne i nie decyduje o bezpieczeństwie jazdy. Otóż, aby opracować dobry podręcznik pilotażu, należy najpierw zdać sobie sprawę z tego, które wiadomości i umiejętności decydują o bezpieczeństwie i prawidłowości latania.

Znajomość aerodynamiki i mechaniki lotu powinna dotyczyć tych zjawisk, z którymi pilot styka się podczas pilotażu. Natomiast pokutująca w naszych podręcznikach szybowcowych aerodynamika naddźwiękowa jest w lotnictwie

sportowym co najwyżej wiedzą z lotniczej „ogłady kulturalnej”. Podobnie nie rodzaje rozwiązań konstrukcyjnych są najważniejsze dla pilota, lecz znajomość funkcjonowania elementów i instalacji samolotu oraz sprawy związane z czynnościami obsługowymi wykonywanymi przez pilota. Od znajomości zasady działania silnika znacznie ważniejsza jest znajomość skutków zmian w locie momentu żyroskopowego i oporowego śmigła.

Wiedzę w podręcznikach szkolenia lotniczego trzeba podzielić na trzy rodzaje:

- wiadomości niezbędne, decydujące o bezpieczeństwie i prawidłowości lotu,
- wiadomości pomocnicze (wyjaśniające) o charakterze informacyjnym,
- wiadomości dodatkowe, nie obowiązujące, mało istotne (a czasem zbyteczne).

Gdyby w naszych podręcznikach na czerwono podkreślić pierwsze, na niebiesko drugie, a na żółto trzecie — byłoby dobrze widać, ile jest zbytecznego balastu oraz jak rozsiane i trudne do odszukania są te pierwsze, najważniejsze.

W niektórych krajach problem ten jest rozwiązany w dość prosty sposób. W wypróbowanych, wielokrotnie wznawianych i aktualizowanych podręcznikach zamieszczane są tylko informacje niezbędne, wyróżnione tłustym drukiem, oraz wiadomości pomocnicze. Eliminacja z podręcznika wiadomości mało znaczących pozwala osiągnąć jego dużą zwięzłość. Tekst najczęściej ułożony jest w pytania i odpowiedzi. Uczeń wie co musi bezwzględnie znać na pamięć, rozumieć i umieć się tym posługiwać. Tak określone minimum niezbędnej wiedzy jest łatwiejsze do sprawdzenia przez egzaminatora, a poziom wiedzy uczniów jest bardziej wyrównany.

Niewłaściwe wartościowanie informacji zawartych w naszych podręcznikach eliminuje czasami wiadomości niezbędne.

Drugą przyczyną słabej znajomości zasad lotów przez szkolących się pilotów jest to, że często dopiero tak późno po raz pierwszy stykają się z teorią lotu. Jest to wynik słabo rozwiniętej popularyzacji wiedzy z tej dziedziny. Niedługo rolę wstępną spełniał „Elementarz lotniczy” (zasady aerodynamiki i mechaniki lotu) G. Mokrzyckiego wydany w końcu lat czterdziestych oraz kilka podobnych książek, jak np. „Samolot na wesoło” S. Hiszpańskiego z 1949 r. Następną pozycją, już fachową, a zarazem bardzo przystępnie napisaną, była książka „Uczymy się pilotażu samolotowego”, Z. Kwiczali wydana w 1959 r., w której było doskonale wyjaśnione wiele sytuacji, z jakimi spotyka się pilot w locie. Natomiast dziś abc aerodynamiki i mechaniki lotu można znaleźć tylko w niektórych książkach

cd. na s. 2



AUSTRALIA

● Cztery piloci RAAF przelecieli bez lądowania dwoma samolotami F-18 Hornet z bazy US Navy Lemo w Kalifornii do Williamtown w Australii, tj. 12 300 km. Samoloty tankowane były w locie przez latające cysterny KC-10. (A. et C. 1051)



AUSTRIA

● Na Salonie Lotniczo-Kosmicznym Le Bourget '85 zaprezentowano samolot Mooney 231 wyposażony w zmodyfikowany silnik samochodowy Porsche PFM 3200. Silnik uzyskał certyfikat lotniczy w RFN wg norm europejskich JAR. (A. et C. 1051)



BRAZYLIA

● 30 samolotów treningowych Embraer EMB 312 Tucano zakupiła Wenezuela. (A. et C. 1049)



CHINY

● Zakłady Xian (1200 km od Pekinu), zatrudniające 1000 osób, będą podwykonawcą francusko-włoskiego samolotu komunikacji lokalnej nowej generacji ATR-42 (będą produkowały elementy skrzydła). Współpraca ma się sukcesywnie rozszerzać. (A. et C. 1051)

● Zamówiono dodatkowe samoloty: Boeing 747-200, dwa B.767ER (dalekiego zasięgu), pięć B.737-200. Wcześniej kupiono (na początku roku): dziesięć BAe-146-100, osiem Shorts 360, dziewięć Tu-154M, trzy A.310 i siedem B.737-200. (A. et C. 1051 i 1052)

● Do spółki z Hong-Kongiem (udział Chin — 40%) utworzono czarterowe towarzystwo lotnicze Dragon Air. (A. et C. 1052)



FRANCJA

● Dopiero 22 maja 1985 r. Zgromadzenie Narodowe uchwaliło prawo o ograniczeniu zabudowy wokół lotnisk. (A. et C. 1051)

● Śmigłowiec Aérospatiale AS.350 B1 Ecureuil pobił 14 maja 1985 r. trzy rekordy: czasu wznoszenia na wysokość 3000 m — 2 min 59,3 s (poprzedni rekord, amerykański — 5 min 34 s); na 6000 m — 6 min 54,9 s i na 9000 m — 13 min 51,5 s. (A. et C. 1052)

● Zaczęto zbierać zamówienia na ATR-72 — powiększoną wersję samolotu komunikacji lokalnej nowej generacji ATR-42. Dostawy mają zacząć się w 1988 r. (A. et C. 1052)



KANADA

● Złożono rządowy projekt ustawy modyfikującej zasady bezpieczeństwa lotów handlowych. Projekt przewiduje m.in. utworzenie trybunału lotnictwa cywilnego. (A. et C. 1044)



RFN

● W 1984 r. Lufthansa przewiozła 15,33 mln pasażerów (o 7,2% więcej niż w 1983 r.), 525 143 Mg ładunku (o 14,8% więcej). Współczynnik wypełnienia miejsc wzrósł z 60% do 62,4%. (Av. Mag. 893)

● Samoloty 12 towarzystw komunikacji lokalnej przewiozły w 1984 r. ok. 800 000 pasażerów. Przewiduje się otwarcie w najbliższych latach aż 30 nowych połączeń. (A. et C. 1044)

● Na podstawie „Białej Księgi”, dotyczącej obrony kraju, przewiduje się zwiększenie środków rozpoznawczych Luftwaffe. M.in. zapowiedziano zamówienie samolotów Panavia Tornado w wersji rozpoznawczej (ECR). (A. et C. 1044)



SZWAJCARIA

● Dostarczono narodowym siłom powietrznym ostatni (110.) myśliwiec Northrop F-5E Tiger II. 91 tych samolotów wyprodukowano w Szwajcarii. (A. et C. 1043)



SZWECJA

● Towarzystwo lotnicze SAS (Scandinavian Airlines System) przejawia duże zainteresowanie odrzutowymi samolotami transportowymi krótkiego i średniego zasięgu o pojemności 100 miejsc — w tej sprawie zwrócono się do konstruktorów. Obecnie opracowywane są trzy takie samoloty: McDonnell Douglas MD-87 (rozwiązanie DC-9), Boeing 737 LITE, Fokker F-100 (dalekie technologiczne rozwinięcie F-28). Samoloty te będą dostępne przed końcem bieżącego dziesięciolecia. Zainteresowanie SAS, a także podobne innych towarzystw, wskazuje na rosnące zapotrzebowanie na samoloty o coraz mniejszej pojemności (nieco wcześniej — 150-miejscowe, z których zrodził się A-320). Czy przy rosnącej pojemności samolotów komu-

nikacji lokalnej dojdzie do zetknięcia obydwu kategorii (samoloty komunikacji lokalnej mają przeważnie napęd turbośmigłowy)? (A. Mag. 893)



WŁOCHY

● Agusta podpisała z brytyjskim Westlandem umowę o kooperacji w rozwoju, produkcji i sprzedaży śmigłowców. Wytwórnie współpracują ze sobą już od dłuższego czasu. (A. et C. 1044)



W. BRYTANIA

● Po USA i Kanadzie, brytyjskie Władze Lotnictwa Cywilnego (CAA) postanowiły zweryfikować przepisy dotyczące przelotów transoceanicznych, pod kątem wykorzystania do nich aerobusów dwusilnikowych. (A. et C. 1043)

● Coraz więcej mówi się o utworzeniu londyńskiego portu lotniczego dla samolotów krótkiego startu i lądowania (STOL) komunikacji lokalnej. (A. et C. 1044)

● Royal Navy żąda opracowania nowego samolotu bojowego pionowego i krótkiego startu i lądowania (V/STOL), dla zastąpienia Harriera. (A. et C. 1043)

● W 1986 r. oczekuje się wyboru nowego wojskowego śmigłowca transportowego. Być może będzie on rozwijany we współpracy z pozostałymi krajami zachodnioeuropejskimi. (A. et C. 1044)

● Najdłużej produkowanym silnikiem turbośmigłowym jest niewątpliwie Rolls Royce Dart (ok. 1600 kW, w zależności od wersji), przez co zyskał sobie przydomek „niezdzieralny” lub „nieśmiertelny”. Produkowany jest nieprzerwanie od 1953 r. W czasie minionych ponad 30 lat sprzedano 7000 szt. i nadal nie słabnie zainteresowanie wyposażonymi w te silniki samolotami (Fokker F-27, HS-748 Intercity). (Av. Mag. 893)



ZSRR

● Nowością radzieckiego przemysłu lotniczego na Salonie Le Bourget '85 był samolot transportowy An-124 Ruslan o masie całkowitej 405 Mg, napędzany czterema silnikami turbowentylatorowymi Lotariew D-18T o ciągu startowym 22 985 daN. Maks. ładunek 150 Mg samolot może przetransportować na odległość 4500 km, z prędkością 800÷850 km/h; jednak z pełnymi zbiornikami zasięg wynosi 16 500 km. Długość pasa startowego — min. 3000 m. An-124 jest obecnie największym samolotem świata i porównuje się go z amerykańskim samolotem transportu strategicznego Lockheed C-5A i B Galaxy (1968 r.), od którego jest nieco większy. (A. et C. 1052)

cd. ze s. 1

modelarskich, zaś książek mówiących popularnie o pilotażu nie ma.

Specjaliści od szkolenia lotniczego mówią: mamy szczegółowe programy szkolenia, mamy liczne podręczniki. Lecz może ważniejsza jest jakość, a nie ilość. O poziomie bez-

pieczeństwa latania nie decyduje obszerność podręczników, lecz właściwy zasób niezbędnej wiedzy, którym powinni dysponować uczący się pilotażu. Może więc sytuacja nie jest tak dobra, jak mogłoby się wydawać. Może trzeba przemysleć sprawę od nowa i opracować podręczniki zapewniające należyte przygotowanie do pilotażu.



Lotnictwo cywilne w RFN w 1983 r.

Wypadki w lotnictwie cywilnym w RFN w 1982 i 1983 r.

	Wypadki						Z uszkodzeniem sprzętu	
	razem wypadki		śmiertelne		ranni		1982 r.	1983 r.
	1982 r.	1983 r.	1982 r.	1983 r.	1982 r.	1983 r.		
Razem	163	229	114	106	164	182	326	319
Loty zarobkowe:								
— liniowe	1	—	—	—	1	—	—	2
— pozostałe	3	3	1	14	8	17	5	7
Loty niezarobkowe:								
— prywatne*)	100	147	88	63	98	93	220	221
— szkolne itp.	59	79	25	29	57	72	101	89

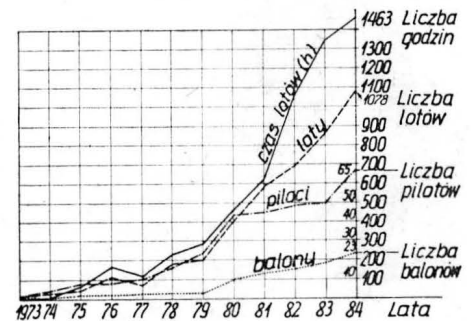
*) samolotowe i szybowcowe, też loty fabryczne

Źródło: Der Adler 10/84

Liczba statków latających w RFN

Kategoria	1970 r.	1980 r.	1982 r.	1983 r.
Samoloty:				
E — jednosilnikowe do 2 t	2 868	5 592	5 703	5 630
G — wielosilnikowe do 2 t	39	135	158	161
F — jednosilnikowe 2÷5,7 t	11	4	5	5
I — wielosilnikowe 2÷5,7 t	237	617	544	534
C — o masie 5,7÷14 t	38	59	56	58
B — o masie 14÷20 t	2	5	5	4
A — o masie ponad 20 t	115	153	166	167
w tym: turbośmigłowce odrzutowe	9	7	11	10
H — śmigłowce	100	146	155	157
L — sterowce	126	366	371	387
K — motoszybowce	1	1	2	2
S — szybowce	356	838	915	983
	3 582	5 984	6 194	6 270
Razem	7 375	13 754	14 119	14 201

Źródło: Luftfahrt-Bundesamt; Der Adler 10/84



Rozwój liczby szybowców, motoszybowców i samolotów jednosilnikowych do 2 t w RFN

Rok	1974	1975	1976	1977	1978	1979	1980	1981	1982	1983
Szybowce	4525	4694	5046	5325	5699	5917	5964	6137	6194	6270
Motoszybowce	701	735	760	800	822	825	838	882	915	983
Samoloty 1-siln. do 2 t	4210	4347	4442	4681	4970	5255	5592	5697	5703	5630

Źródło: Der Adler 10/84

Balony na ogrzane powietrze w RFN

Źródło: Der Adler 8/85

Balony sportowe na świecie w 1983 r. i 1984 r.

Kraj	Na ogrzane powietrze								Gazowe							
	piloci		balony		liczba lotów		łączny czas		piloci		balony		liczba lotów		łączny czas	
	83	84	83	84	83	84	83	84	83	84	83	84	83	84	83	84
Argentyna	12	14	4	4	72	156	58	112	0	0	0	0	0	0	0	0
Australia	74	95	61	78	2250s	2900s	3997	4400s	2	2	1	1	0	0	0	0
Austria	27	36	22	30	540	1095	610	1293	8	6	2	1	6	12	32	125
Belgia	47	58	54	70	2007	2148	2120	2380	2	2	3	3	7	5	21	18
Brazylia	2	4	8	11	...	385	...	505	...	0	...	0	...	0	...	0
Kanada	132	192	...	161	...	5000s	...	5000s	...	1	...	1	...	0	...	0
ChRL	0z	...	1	...	60	...	25	...	0	...	0	...	0	...	0	...
CSRS	5	...	1	5	...	5
Dania	16	17	16	15	289	304	315	285	0	0	0	0	0	0	0	0
Finlandia	8	...	6	...	158	...	110	...	0	...	0	...	0	...	0	...
Francja	320	350	210	220	...	7500s	...	9500s	25	36	15	15	...	100s	...	400s
RFN	214	399	69	110	3624	4153	5584	6087	244	302	59	57	1229	1100	6070	6120
Hong Kong	14	12	7	5	...	10	...	26	0	0	0	0	0	0	0	0
Węgry	52	59	27	28	1039	1064	0	0	0	0	0	0	0	0
Irlandia	8	8	5	5	130	140	95	105	0	0	0	0	0	0	0	0
Włochy	16	16	12	10	1	1	1	1	12	...	30	...
Japonia	180	220	165	190	1200s	...	1150s	...	2	2	2	2
Luksemburg	8	10	5	5	204	211	205	204	0	0	0	0	0	0	0	0
Holandia	17	25	22	35	445	645	545	225	7	9	3	4	20	19	42	40
Norwegia	10	11	6	6	0	0	0	0	0	0	0	0
Polska	6	6	1	4	37	33	53	31	13	18	5	6	77	41	174	129
Rep. Płd. Afryki	46	48	29	35	906	915	1356	1435	0	0	0	0	0	0	0	0
Hiszpania	55	64	46	58	1400s	...	1700s	...	0	...	0	...	0	...	0	...
Szwecja	112	108	66	69	1	1	0	0	2	1	10	19
Szwajcaria	148	153	80	92	1668	...	2543	...	66	71	30	30	291	...	2098	...
Wlk. Brytania	351	391	458	3	3	9
USA	2608	2984	2480	2700	33000	28000s	50000	30000s	46	82	26	35	63	36	960	800
Razem	4488	5190	3861	3986	47990	53594	71505	62652	425	536	161	156	1707	1314	9437	7651

Uwagi: ... — brak danych, s — dane szacunkowe, z — w szkoleniu 40

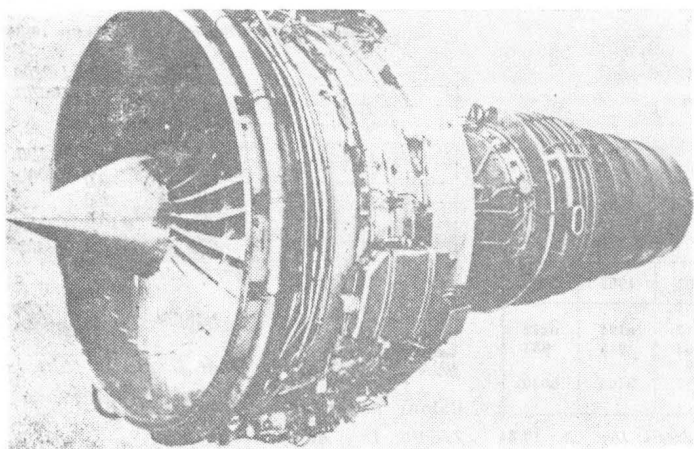
Źródło: Der Adler 6/85

A. G.

Silniki lotnicze na Salonie Lotniczym w Paryżu

Mgr inż. JERZY GRZEGORZEWSKI

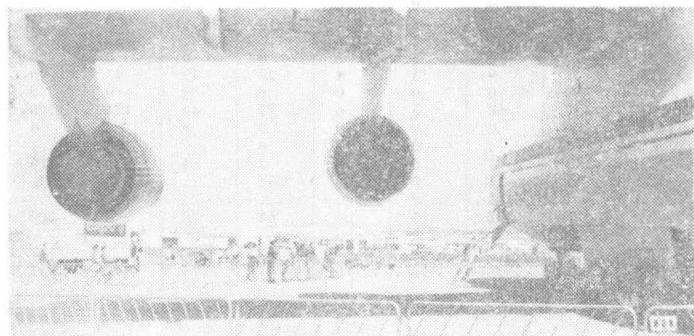
Na ostatnim Salonie Lotniczo-Kosmicznym w Paryżu dużo miejsca poświęcono napędom lotniczym. Przewodzący firmy silnikowe, m.in. Rolls-Royce, General Electric, Allison, Pratt and Whitney, SNECMA, pokazały silniki o ciągu od kilkudziesięciu do kilkudziesięciu tysięcy daN. Coraz szerzej rozwija się kooperacja w pracach badawczo-rozwojowych nad nowymi silnikami lotniczymi. Firmy pięciu krajów, tj. Wlk. Brytanii, Stanów Zjednoczonych, Włoch, RFN i Japonii, wspólnie opracowują silnik V2500 o ciągu statycznym 10 000÷11 000 daN, który przewidywany jest do napędu samolotów pasażerskich lat dziewięćdziesiątych. Pierwsza próba silnika na hamowni ma nastąpić w lutym 1986 r. Nawet tak wielkie odległości między partnerami nie są przeszkodą w podejmowaniu wspólnych prac. Przechodzi próby hamowniane silnik RTM322 opracowany przez firmy Rolls-Royce i Turbomeca, przeznaczony do śmigłowca szturmowego ostatniej dekady naszego stulecia.



Rys. 1. Silnik D-18T, widok ogólny

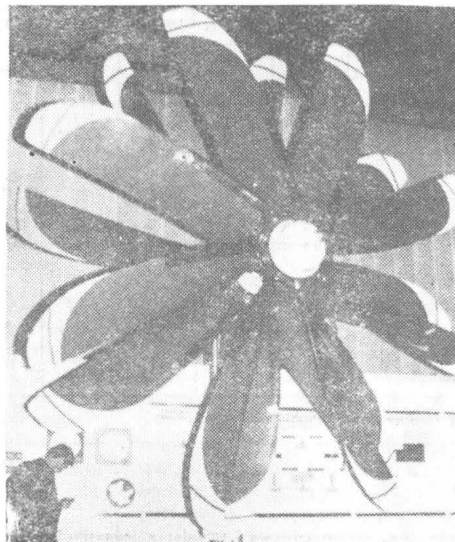
Firmy General Electric i SNECMA wspólnie opracowały dwuwałowy dwuprzepływowy silnik CF6-50 o wysokim stopniu dwuprzepływowości (stosunek natężeń przepływu) i ciągu 23 000 daN, przeznaczony do napędu Aerobusa A.300, DC-10 i B.747. Udział firmy SNECMA w produkcji silnika wynosi 27%. Resztę produkuje General Electric (i MTU). Do połowy 1985 r. SNECMA zmontowała ok. 600 silników CF6-50. Innym przykładem współpracy firm General Electric i SNECMA jest silnik CFM56 o ciągu 10 000÷11 000 daN, w zależności od wersji. Udział firm w rozwoju i produkcji tego silnika wynosi po 50%. Silnik CFM56 jest przeznaczony do napędu samolotów B.737-300, A.320, latającego zbiornikowca KC-135 oraz samolotu wczesnego ostrzegania AWACS (Boeing E-3 Sentry). Takich przykładów można przytoczyć więcej.

Partnerzy uczestniczący we współpracy międzynarodowej nie zawsze reprezentują jednakowe lub podobne potencjały badawczo-rozwojowe i produkcyjne. Decyduje doświadczenie oraz poziom prowadzonych prac, jak również środki finansowe, którymi dysponuje partner. Np. udział partne-



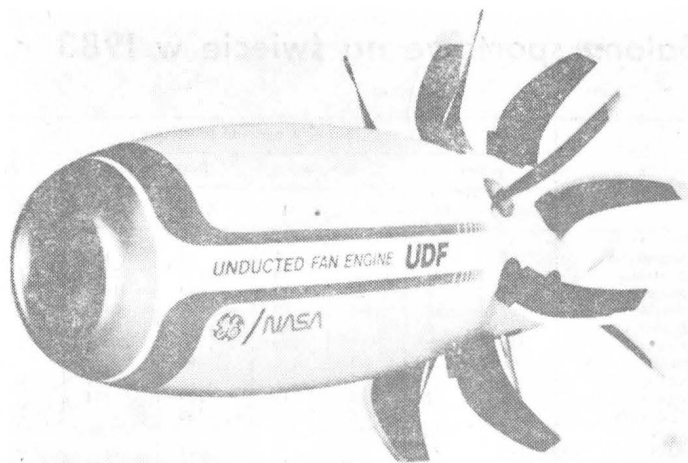
Rys. 2. Silniki D-18T zamontowane pod skrzydłem samolotu An-124. Fot. J. Grzegorzewski

rów w pracach badawczo-rozwojowych nad wspomnianym już silnikiem V2500 przedstawia się następująco: PW — 30%, Rolls-Royce — 30%, JAEC (Japanese Aero Engines Corporation) — 23%, MTU — 11% i Fiat — 6%. Poszcze-



Rys. 3. Zespół dwóch przeciwbieżnych śmigieł, mających zapewnić zmniejszenie hałasu i zużycia paliwa

gólne firmy są odpowiedzialne za opracowanie określonych zespołów, zgodnie z dokonany podziałem. JAEC odpowiada za wentylator i niskoprężną część sprężarki, Rolls-Royce opracowuje wysokoprężną część sprężarki, PW — komorę spalania i turbiny napędzające wysokoprężną część sprężarki, czyli gorącą część silnika, MTU konstruuje pięciostopniową niskoprężną część turbiny, a Fiat jest odpo-



Rys. 4. Silnik GE38 firmy General Electric. Fot. General Electric

wiedzialny za dyszę i skrzynkę napędów. Dla zrealizowania tego zadania firmy utworzyły konsorcjum pod nazwą International Aero Engines z siedzibą w Stanach Zjednoczonych. Konsorcjum reklamuje ten silnik jako najoszczędniejszy pod względem zużycia paliwa oraz kosztów obsługi i najcichszy z silników, których eksploatacja ma rozpocząć się na przełomie lat osiemdziesiątych i dziewięćdziesiątych. Jako przykład podaje się, że eksploatacja samolotu z silnikami V2500 w ciągu 10 lat ma przynieść jego użytkownikom oszczędność kosztów eksploatacyjnych wynoszącą ok. 2,2 mln dolarów.

Bardzo ważnym wskaźnikiem świadczącym o nowoczesności silnika jest poziom emitowanego hałasu. W materiałach reklamowych często podaje się obecnie dane dotyczące hałasu wytwarzanego przez silnik, zwłaszcza dla no-

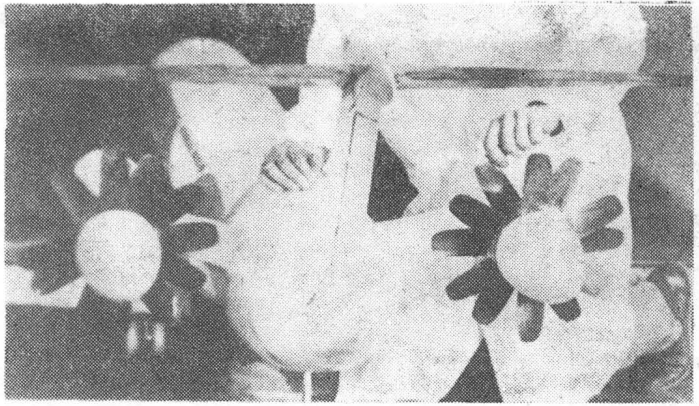
wo opracowywanych silników, gdyż od 1988 r. będą obowiązywały nowe normy ICAO, ostrzejsze niż obecne. Część eksploatowanych obecnie samolotów nie będzie mogła ich spełnić. Firmy silnikowe liczą na to, że potrzebna będzie wymiana niektórych silników starszej generacji, podkreślając więc walory nowych silników właśnie pod tym względem.

Firmy zachodnie mają już kilkudziesięcioletnie doświadczenie w tego rodzaju współpracy międzynarodowej, przynoszącej korzyści techniczne i ekonomiczne wszystkim współpracującym firmom. Szkoda, że kraje socjalistyczne, poza kilkoma zaledwie przykładami, nie dopracowały się dotychczas takich form współpracy w przemyśle lotniczym, które przyspieszyłyby rozwój postępu technicznego i technologicznego z korzyścią dla wszystkich krajów.

Ekspozycje silników były wystawione w kilku halach i pawilonach narodowych. Dużo spośród nich pokazano po raz pierwszy, jak np. nowy radziecki silnik D-18T, stanowiący napęd czterosilnikowego nowego radzieckiego samolotu transportowego An-124 Ruslan, aktualnie największego samolotu na świecie. D-18T został opracowany w biurze konstrukcyjnym W. Lotariewa. Jest to dwuprzepływowy, trójwałowy silnik o ciągu startowym na poziomie morza 22 985 daN i wysokim stopniu dwuprzepływowości wynoszącym 5,7:1, dzięki któremu poziom hałasu jest bardzo niski. Wentylator silnika jest jednostopniowy, sprężarka trójzespolowa, łączny spręż wynosi 27,5:1, komora spalania z odparowaniem paliwa zapewnia niski stopień emisji szkodliwych składników oraz niski stopień zadymienia spalin, turbina jest czterostopniowa. Odwracacz ciągu jest zamontowany za wentylatorem. Temperatura gazów przed turbiną w warunkach startowych wynosi 1600 K, jednostkowe zużycie paliwa na poziomie morza — 0,367 kg/daNh, ciąg silnika na wysokości 11 000 m przy prędkości lotu odpowiadającej $Ma = 0,75$ — 4680 daN, jednostkowe zużycie paliwa — 0,581 kg/daNh, a temperatura przed turbiną — 1353 K. Średnica wentylatora silnika wynosi 2330 mm, masa silnika suchego — 4100 kg.

W pawilonie pokazano drugi silnik konstrukcji tego samego biura, oznaczony D-136. Dwa takie silniki o mocy 2×8382 kW ($2 \times 11\,400$ KM) stanowią zespół napędowy największego radzieckiego śmigłowca Mi-26, również eksponowanego na Salonie.

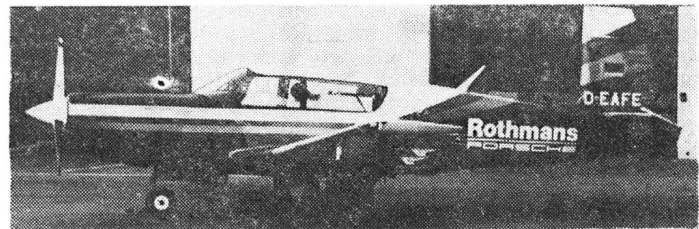
D-136 składa się z dwuzespołowej sprężarki, po sześć stopni w każdym zespole, o sprężu 18,3:1, pierścieniowej komory spalania, jednostopniowej turbiny wysokoprężnej z łopatkami chłodzonymi powietrzem (temp. gazów przed turbiną — 1478 K), jednostopniowej turbiny niskoprężnej z



Rys. 6. Model samolotu z dwoma silnikami GE36 przygotowany do prób tunelowych

przebieżnymi łopatkami kierownicy, dwustopniowej turbiny napędowej oraz z rury odprowadzającej gazy wylotowe. Jednostkowe zużycie paliwa w warunkach startowych wynosi 0,269 kg/kWh (0,198 kG/KMh). Wymiary silnika są następujące: szerokość — 1382 mm, wysokość — 1133 mm, długość — 3715 mm; masa własna — 1050 kg.

Radziecki przemysł lotniczy opracował nowoczesne ośmiolopatowe śmigło o specjalnym kształcie łopat. Łopaty są wykonane z laminatów. Na Salonie pokazano zespół składający się z dwóch przeciwbieżnych ośmiolopatowych śmi-



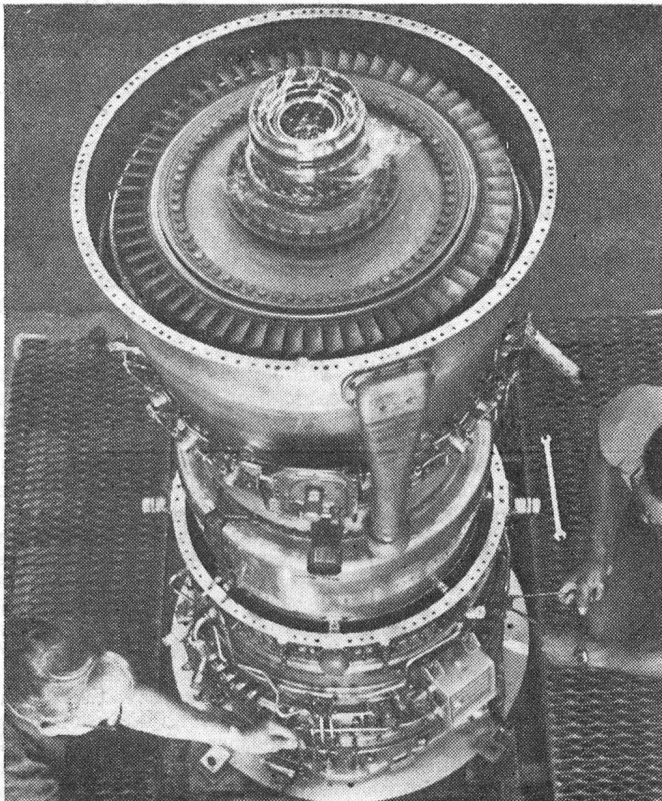
Rys. 7. Samolot Mooney wyposażony w silnik Porsche. Fot. Euralair

giel o średnicy 4,2 m. Masa całego zespołu, tzn. z piastą, wynosi 800 kg. Sprawność tego zespołu śmigłowego przy prędkości lotu odpowiadającej $Ma = 0,7$ osiąga podobno 0,9. Zespół przechodzi próby hamownicze.

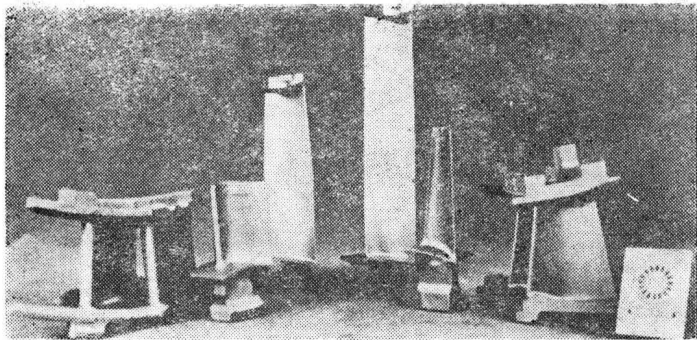
Nad tego rodzaju śmigłami, pośrednimi między śmigłem klasycznym a wentylatorem, pracuje kilka firm na świecie, przodujących w tej dziedzinie, głównie Hamilton i Dowty Rotol. Silnik turbinowy wyposażony w takie śmigło otrzymał w literaturze angielskiej nazwę prop-fan, co można tłumaczyć jako śmigłowentylator. Silnik z takim śmigłowentylatorem różni się od obecnie używanych turbinowych silników śmigłowych mniejszym jednostkowym zużyciem paliwa, niższym poziomem hałasu oraz większym zakresem prędkości lotu.

W ostatnich dwóch latach w prasie technicznej ukazały się informacje o tym, że firma General Electric pracuje nad inną koncepcją silnika prop-fan, której nadano nazwę Unducted Fan. Unducted Fan (UDF) oznacza wentylator bez osłony, tzn. wentylator nie obudowany. Jest to nowy rodzaj napędu, zajmujący pośrednie miejsce między dwuprzepływowymi silnikami turbinowymi o dużym stopniu dwuprzepływowości (4÷8) a prop-fanami, osiągającymi stopień dwuprzepływowości zbliżony do 70:1. Silnik UDF składa się z normalnego silnika dwuprzepływowego, na obudowie którego znajdują się dwa przeciwbieżne wentylatory z 8÷10 mocno odgiętymi do tyłu łopatkami każdy. Wentylatory są napędzane przez dwie niezależne przeciwbieżne turbiny, przy czym łopaty wentylatorów są zamocowane do obrotowych obudów turbin. Łopaty wentylatorów są znacznie krótsze niż łopaty śmigieł. Stopień dwuprzepływowości silnika UDF ocenia się na ok. 35:1. Przewiduje się zastosowanie tych silników do napędu samolotów komunikacyjnych lat dziewięćdziesiątych. Będą one montowane do tylnej części kadłuba na specjalnych wysięgnikach poziomych, które będą wytwarzać również siłę nośną.

Obecnie firma General Electric pracuje nad silnikiem UDF, któremu nadano oznaczenie GE36. Jest to silnik o stopniu dwuprzepływowości 35:1 i jednostkowym zużyciu paliwa o 25% mniejszym od najlepszych będących w eksploatacji silników dwuprzepływowych. Niedługo mają być rozpoczęte badania tego silnika w locie na samolotach Boeing 727 i McDonnell Douglas MD-80. Jako wytwornica



Rys. 5. Jako wytwornica gazów w silniku GE36 będzie użyty przystosowany do tego celu silnik F404. Fot. General Electric

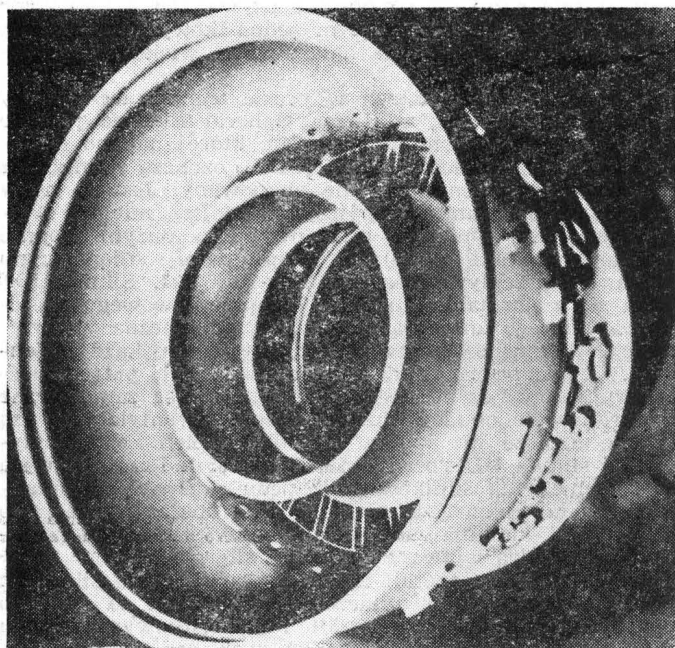


Rys. 8. Łopatkı otrzymane metodą rozrostu krzysztalu. Fot. Howmet

gazu silnika GE36 będzie służył silnik F404. Połączenie tych dwóch silników powinno umożliwić uzyskanie ciągu rzędu 11 000 daN. Certyfikacja silnika UDF jest przewidywana na 1990 r., a certyfikacja samolotu z tymi silnikami — na 1992 r.

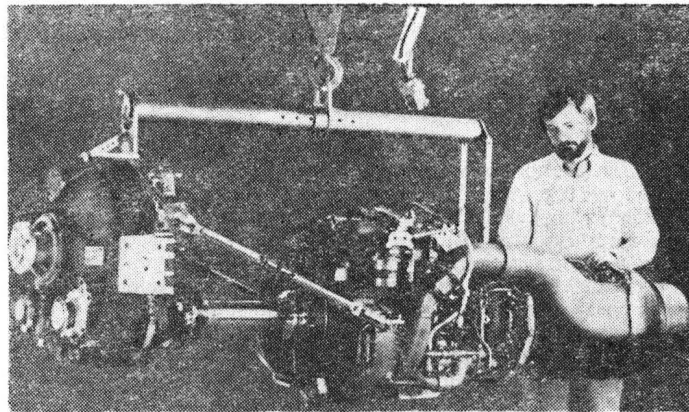
Bardzo ciekawy silnik, F109-GA-100, opracowała firma Garrett do napędu nowego amerykańskiego samolotu szkolno-treningowego T-46A firmy Fairchild. Jest to dwuwahowy dwuprzepływowy silnik o stopniu dwuprzepływowości 5:1. Wały obracają się w przeciwbieżnych kierunkach. Niskopiętny zespół wirnikowy stanowi jednostopniowy wentylator napędzany przez dwustopniową turbinę osiową. Wysokopiętny zespół wirnikowy składa się z dwustopniowej sprężarki promieniowej i napędzającej ją dwustopniowej turbiny osiowej. Spręż całkowity wynosi 20,7:1. Komora spalania pierścieniowa ze zwrotnym przepływem zapewnia niską emisję szkodliwych składników. Silnik rozwija ciąg startowy wynoszący 592 daN, któremu odpowiada jednostkowe zużycie paliwa równe 0,400 kg/daNh. Na wysokości 9145 m przy prędkości lotu odpowiadającej $Ma = 0,5$ ciąg spada do 178 daN. Wymiary silnika są następujące: średnica — 523 mm, długość — 942 mm; masa silnika suchego — 182 kg. Wysoki stopień dwuprzepływowości zapewnia cichą pracę silnika *).

Firma Allison pokazała m.in. model nowego silnika śmigłowentylatorowego oznaczonego 578. Silnik ten, o mocy 5880 kW (8000 KM), został wytypowany przez NASA do realizacji obszernego programu prac badawczo-rozwojowych w dziedzinie nowych napędów. W programie uczestniczą również firmy Hamilton Standard i Lockheed. Do prób w locie silnika 578 został wybrany samolot Gulfstream II, którego pierwszy lot jest przewidywany na koniec 1987 r. Badane silniki będą zamontowane na skrzydłach. Firma przewiduje, że przy lotach z prędkościami odpowiadającymi liczbie Macha $Ma = 0,8$ na wysokościach 10 000÷10 500 m będzie możliwe zaoszczędzenie 20÷35% paliwa w stosunku do porównywalnych silników dwuprzepływowych.

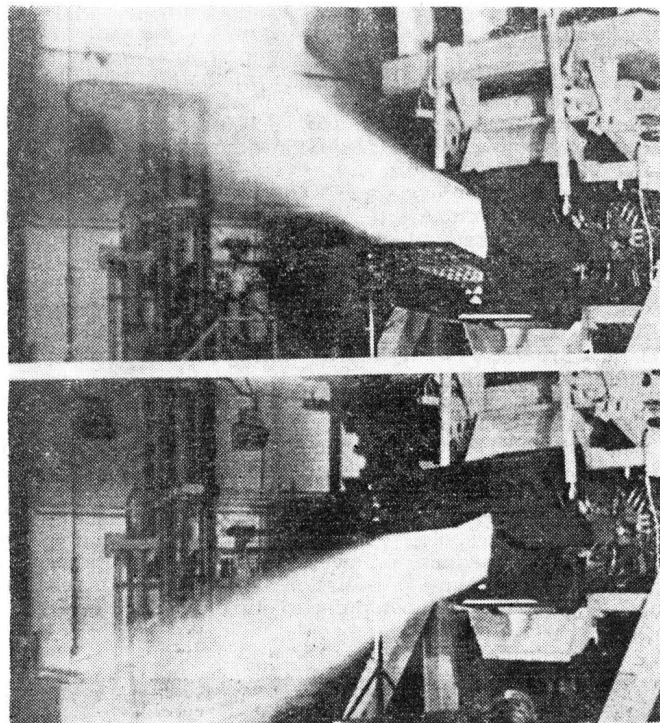


Rys. 9. Jecnoczęściowy odlew obudowy silnika. Fot. Howmet

* Silnik powstał z turbinowego silnika śmigłowego TPE331 (przyp. red.).



Rys. 10. Nowoczesny turbinowy silnik śmigłowy GE CT7. Fot. General Electric



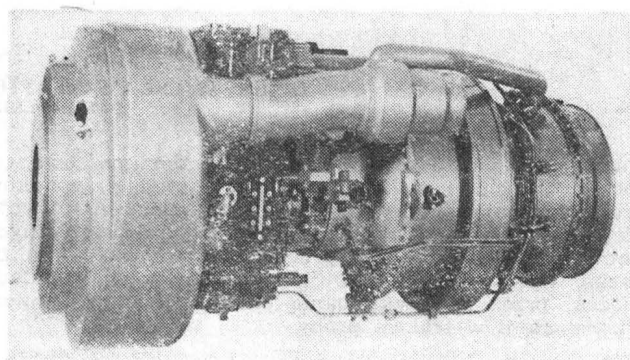
Rys. 11. Badania płaskiej dyszy silnika F100, który ma napędzać samolot F-15 o właściwościach STOL. Fot. United Technologies

Firma Lycoming wystawiła nowy silnik z wirującym tłokiem i uwarstwionym ładunkiem w komorze spalania.

W dziedzinie tłokowych silników lotniczych pracuje się nad polepszeniem ich charakterystyk użytkowych i nad zastosowaniem nowych rozwiązań konstrukcyjnych. Czynione są również próby przystosowania silników samochodowych na potrzeby lotnictwa lekkiego. Do tych prac włączyła się firma Porsche produkująca samochody sportowe i silniki do ich napędu.

Porsche 911 — to tłokowy silnik samochodowy przystosowany do napędu lekkich samolotów wielozadaniowych. Pod względem konstrukcyjnym jest on wykonany w układzie płaskim, sześciocyndrowym, z chłodzeniem powietrznym. Pojemność cylindrów wynosi 3,2 dm³, moc — 156 kW (210 KM) przy prędkości obrotowej 5300 obr/min. Prace nad przygotowaniem silnika rozpoczęto w maju 1981 r. W kwietniu 1983 r., po 600-godzinnej próbie naziemnej, rozpoczęto badania w komorze wysokościowej w warunkach odpowiadających wysokości 6000 m. Do badań silnika w locie przystosowano, jako latającą hamownię, samolot Cessna 182 Skylane. W połowie 1984 r. Porsche 911, któremu nadano oznaczenie PFM 3200 (Porsche Flugaviation Motor), otrzymał certyfikat zachodnioniemiecki. Duża prędkość obrotowa wymagała opracowania reduktora o przełożeniu 0,411:1, który umożliwił stosowanie śmigieł o średnicy 1,9÷2,1 m. Dzięki śmigłom o tej średnicy, prędkości na końcach łopaty nie przekraczają zakresu odpowiadającego liczbom Macha 0,68÷0,75, a więc zakresu, w którym śmigło pracuje jeszcze ze stosunkowo dużą sprawnością. Zastosowano różne rozwiązania układu paliwowego, m.in. wtrysk paliwa wg systemu Bosh K-Jetronic. To, co zostało dawno wypróbowane w silnikach samochodowych, musi przejść kompleksowe ba-

дания przed zastosowaniem w lotnictwie. Próby trwają. Masa silnika wynosi ok. 200 kg i jest porównywalna z masą silników lotniczych o podobnej mocy, chociaż jest on od nich trochę cięższy. Firma pracuje nad doładowaniem silnika, który będzie rozwijał moc 169 i 176 kW (226 i 235 KM).



Rys. 12. Silnik RTM322 o mocy 1600 kW (2175 KM), z możliwością jej zwiększenia do 2200 kW (2990 KM). Fot. Turbomeca

Aby rozreklamować silnik PFM 3200, przewiduje się rajd dookoła świata na samolocie Mooney 231. Na Salonie pokazano francuski samolot TB-16 Trinidad napędzany również tym silnikiem. Roczna zdolność produkcyjna fabryki jest ograniczona obecnie do 200 silników. Nie podjęto jeszcze decyzji nt. produkcji silnika PFM 3200.

Najmniejszy z najmniejszych silników wystawiła firma Teledyne Continental. Jest to silnik z wirującym tłokiem o mocy 30 kW (40 KM), przeznaczony do napędu celów latających. Ta sama firma pokazała nowe cztero- i sześciocylindrowe silniki płaskie chłodzone cieczą.

Postęp w dziedzinie silników zależy w dużym, a może i w decydującym stopniu od rozwiązania wielu trudnych problemów materiałowych i technologicznych. Oprócz wielu nowoczesnych, wysokowytrzymałych stopów metali lek-

kich, stali stopowych i żarowytrzymałych, w konstrukcji silników zaczyna używać się laminatów węglowych i borowych oraz materiałów ceramicznych. Np. w najnowszym silniku PW4000 firmy Pratt and Whitej, przeznaczonym do napędu samolotów szerokokadłubowych, zastosowano materiały ceramiczne jako pokrycia w konstrukcji wentylatora, sprężarki niskoprężnej, komory spalania, kierownic turbin oraz uszczelnień, zwłaszcza elementów statycznych. Np. użycie powłoki ceramicznej na łopatkach kierownicy turbiny wysokoprężnej umożliwia ich pracę bez chłodzenia w temp. do 1370 K, co w konsekwencji przyczynia się do oszczędności paliwa. Zastosowanie powłoki ceramicznej na obudowie elementów wirujących umożliwia zmniejszenie do minimum przecieków powietrza wskutek istnienia luzów wierzchołkowych, co zwiększa sprawność układu i w następstwie przyczynia się do zmniejszenia jednostkowego zużycia paliwa.

Amerkańska firma Howmet Turbine Komponente Corporation przedstawiła nową technologię wykonywania łopatek turbin w postaci monokryształów o ukierunkowanych właściwościach wytrzymałościowych i podwyższonej o prawie 100°C żarowytrzymałości w porównaniu z łopatkami wykonanymi metodą tradycyjną. Firma wyprodukowała tą metodą ponad 200 000 różnych części silników i do końca 1986 r. wyprodukuje ich 0,5 mln.

Drugą metodą, szeroko stosowaną przez tę firmę, jest odlewanie łopatek aluminiowych, stalowych i tytanowych za pomocą traconego wosku. Tą metodą firma wykonuje w br. m.in. aluminiowe łopatki sprężarki silnika PW2037 przeznaczonego do napędu samolotu B.757. Istnieje możliwość odlewania dużych elementów o masie do 900 kg z superstopów i tytanu. Może to być np. obudowa sprężarki lub turbiny. Firma przewiduje, że wykona tego rodzaju odlewy do silnika TF30, napędzającego już przez wiele lat samoloty myśliwskie F-14 i F-111.

Postęp w dziedzinie nowych materiałów i technologii jest bardzo szybki, ale również i kosztowny. Jest to m.in. powodem szerokiej współpracy wielu firm na świecie, gdyż tylko w ten sposób można uzyskać nowe rozwiązania w tej dziedzinie.

cd. ze s. 24

SZCZEPAŃSKI P.: SZD-52-4 Krokus — a glider of the 15 m class. TLiA, vol. XL, 1985, No. 10, p. 20

Pilotage qualities of the glider as well as design and outfit of its cabin have been described.

GLASS A.: The Salamandra's career made abroad. TLiA, vol. XL, 1985, No. 10, p. 21

The family of Salamandra gliders, designed by W. Czerwiński, has been described, including versions from the prototype of 1936 to the last Polish model of 1956, their export to 12 countries, licence production in Yugoslavia, Romania and China, and further development in China as the X-5 and X-5A two-seat version. Moreover, a number of foreign gliders patterned after the Salamandra have been presented. The Salamandra was manufactured for 25 years, and when taking into account also its two-seat version — even for 40 years, being in use nearly 50 years.

ZUSAMMENFASSUNGEN

GRZEGORZEWSKI J.: Flugmotoren auf dem Luftfahrt-Salon in Paris. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 10, S. 4

In dem Aufsatz werden einige Ausstellungsstücke aus dem Bereich des Flugzeugantriebes behandelt, die auf dem diesjährigen Internationalen Luftfahrttechnischen und Kosmischen Pariser Salon gezeigt wurden. Ihre Wahl hatte zum Ziel die Darstellung bestimmter Entwicklungsrichtungen, der bestehenden Tendenzen auf dem Gebiet des Flugzeugantriebes sowie, im bescheidenem Ausmass, auch die technologischen Lösungen.

STAFIEJ W.: Die programmatische Aufstellung der statischen Versuche an Segelflugzeugen aus Verbundwerkstoffen (I). TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 9, S. 8

Es werden Grundlagen für die Programmatische Aufstellung der statischen Versuche am Rumpf, den Flügeln, dem Leitwerk, dem Fahrwerk sowie an den Steueranlagen der Segelflugzeuge aus Verbundwerkstoffen angegeben.

GRAFFSTEIN A.: Überblick über die gegenwärtigen Navigationssysteme im militärischen Luftfahrtwesen (II). TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 10, S. 17

In dem Aufsatz werden 11 Navigationssysteme vorgestellt, die gegenwärtig in ein- und doppelsitzigen Flugzeugen, hergestellt in den westlichen Ländern, Anwendung finden. Der grösste Teil dieser Systeme wird bei der Berücksichtigung ihrer neueren und nicht konventionellen Anordnungen, ihrer Wirkungsweise und gegenseitiger Zusammenarbeit, genau beschrieben. Es wird auch die Stellung der Navigation unter den anderen Funktionen der Bordausrüstung sowie die Aufteilung und die Entwicklungsrichtung der Navigationssysteme erörtert.

SZCZEPAŃSKI P.: SZD-52-4 Krokus-Segelflugzeug der 15-Meter Klasse. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 10, S. 20

Es werden Konstruktion und die Ausrüstung der Kabine des Segelflugzeuges sowie seine Führungseigenschaften beschrieben.

GLASS A.: Karriere des Salamandra-Segelflugzeuges im Ausland. TLiA, XL Jhrg., 1985, H. 10, S. 21

Die Beschreibung betrifft die Salamandra-Segelflugzeugreihe, entworfen von Ing. W. Czerwiński, vom Prototyp aus dem Jahre 1936 bis zu der letzten polnischen Version im Jahre 1956, ihren Export in 12 Länder, ihre Produktion in Lizenz in Jugoslawien, Rumänien und China, ihre weitere Entwicklung in China als doppelsitzige Version X-5 und X-5A. Ausserdem werden ausländische Segelflugzeugtypen, als Nachbildung des Salamandra, vorgestellt. Das Salamandra-Segelflugzeug wurde 25 Jahre und in der Doppelsitz-Version 40 Jahre lang hergestellt. Seine Anwendungszeit belief sich auf 50 Jahre.

СОДЕРЖАНИЯ

ГЖЕГОЖЕВСКИ Е.: Авиационные двигатели на Салоне Авиации в Париже. TLiA, т. 40, 1985, № 10, с. 4.

В статье описаны некоторые авиадвигатели, экспонированные на Международном Салоне Авиации в Париже. Автором выбраны те, которые наиболее характеризуют направления развития, показывают, существующие тенденции в области авиадвигателей — также — в ограниченных пределах — технологические решения.

СТАФЕЙ В.: Разработка программ для статических испытаний композитных планеров (I ч.) TLiA, т. 40, 1985 г., № 10, с. 8

Указываются принципы разработки программ для статических испытаний фюзеляжа, крыльев, оперения, шасси и систем управления композитных планеров (стеклопластиковых).

ГРАФФСТЕЙН Е.: Обзор современных систем навигации, применяемых в военной авиации (II). TLiA, т. 40, 1985, № 10, с. 17

В статье рассмотрено II систем навигации применяемых на 1—2-местных военных самолетах, выпускаемых в странах Запада. Большинство из этих систем описано довольно подробно, с учетом новых и нетипичных систем, их работы и взаимодействия. Представлено также место навигации среди других функций бортового оборудования, систематика и направления развития систем навигации.

ШЕПАНЬСКИ П.: Планер класса 15 м СЗД-52-4 „Крокус“. TLiA, т. 40, 1985, № 10, с. 20

Описана конструкция и оборудование кабины планера, а также его летные свойства.

ГЛЯСС А.: Карьера планера Salamandra за рубежом. TLiA, т. 40, 1985, № 10, с. 21

Описано семейство планеров Salamandra, конструкции инж. В. Червиńskiego, от прототипа с 1936 г. до последнего польского варианта этого планера с 1956 г., экспорт этих планеров в 12 стран, лицензионное производство в Югославии, Румынии и Китае, а также дальнейшее развитие в Китае — двухместные варианты X-5 и X-5A. Рассмотрены также три типа зарубежных планеров, образцом для которых стал планер Salamandra. Планер находился в производстве 25 лет, а считая вместе с двухместным вариантом — 40 лет, в эксплуатации — около 50 лет.

Programowanie prób statycznych szybowców kompozytowych (I)

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ
PZL-BIELSKO

Jakkolwiek wymiarowanie zespołów szybowców kompozytowych w trakcie ich konstruowania oparte jest na obliczeniowych analizach wytrzymałościowych, to jednak ostateczną weryfikację przeprowadza się za pomocą statycznych prób wytrzymałościowych. Konieczność przeprowadzania prób, jako wiarygodnego dowodu wytrzymałościowego, wynika z następujących przesłanek:

— obliczenia wytrzymałościowe opierają się na modelu matematycznym opisującym stany naprężeń w sposób przybliżony, szczególnie w przypadkach statycznej niewyznaczalności,

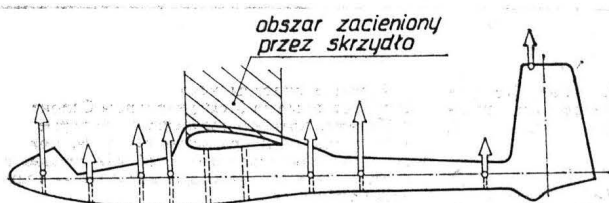
— badania tworzyw wykazują zawsze pewien rozrzut właściwości wytrzymałościowych, który obarcza rachunek błędem wynikającym z przyjęcia wielkości nominalnych (względnie minimalnych),

— w przypadku skomplikowanych układów konstrukcyjnych matematyczny model konstrukcji rzeczywistej może nie odpowiadać w pełni charakterowi pracy danego zespołu, szczególnie pod względem odtworzenia wpływu pozostającej części płatowca,

— próba statyczna pozwala na wyznaczenie wytrzymałości w warunkach rzeczywistej deformacji konstrukcji pod wpływem przyłożonych do niej obciążeń,

— w próbie zostaje zrealizowany dowód wytrzymałościowy elementów, których skomplikowany układ nie stwarza możliwości analitycznego opisu charakteru ich pracy.

Powyższe względy nakazują, aby w procesie certyfikacji szybowca próby były traktowane jako element konieczny do uzyskania Świadectwa Typu.

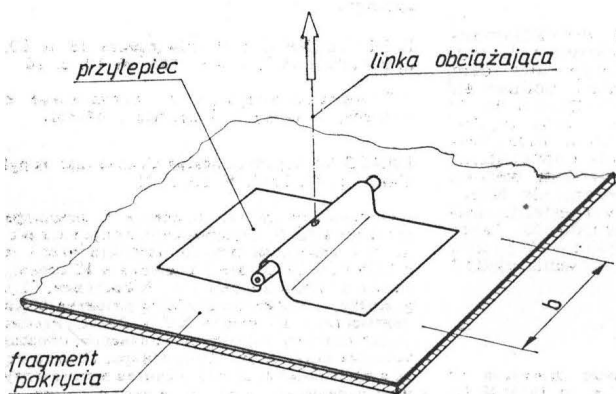


Rys. 1

W trakcie prób należy, możliwie jak najwierniej, odtworzyć zespół obciążeń zawarty w „dokumentacji obciążeń” szybowca. Odtworzenie takie wymaga zaprogramowania układu sił, który na stoisku badawczym ma symulować obciążenie rzeczywiste konstrukcji, przy czym odtwarzaniu podlegają te obciążenia w locie i na ziemi, które stanowią przypadki krytyczne.

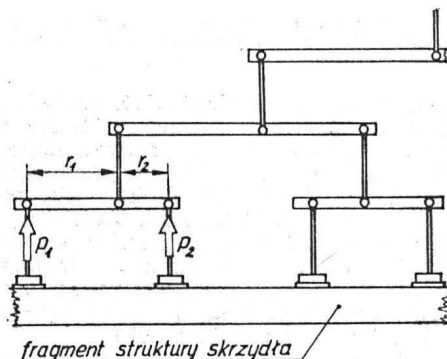
Zasady opracowania programu

Zadaniem programu jest podanie układu sił odtwarzającego stan obciążenia w rozpatrywanym przypadku lotu lub obciążenia na ziemi. Prawidłowe wykonanie tego zadania



Rys. 2

wymaga przeanalizowania wszystkich dokumentowanych stanów obciążeń i dokonanie selekcji tych przypadków, które pokrywają obwiednię wszystkich obciążeń. Wyniki takiej analizy tworzą ramowy program prób statycznych. Stanowi to podstawę do opracowania programu realizacyjnego, w którym opracowuje się szczegółową symulację obciążeń, przez zaprojektowanie układu sił przykładanych do konstrukcji w trakcie próby.

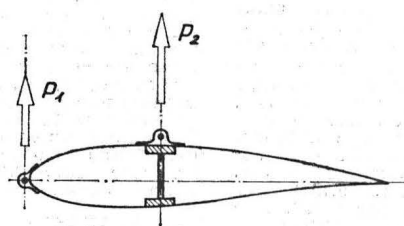


Rys. 3

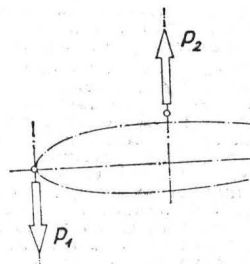
Ramowy program prób statycznych powinien zawierać: — wyszczególnienie przypadku (względnie przypadków) obciążenia,

— podanie zakresu (odcinka rozpiętości skrzydła wzgl. usterzenia, długości kadłuba itp.), na którym rozpatrywany przypadek obciążenia jest dla danego zespołu wymiarujący,

— ewentualne uwagi lub wymagania specjalne. Program ramowy służy konstruktorowi oraz realizatorowi prób do uzyskania ogólnej orientacji na temat zakresu i pracochłonności prób oraz kompletacji struktury szybowca przeznaczonego do badań wytrzymałościowych.



Rys. 4



Rys. 5

Program realizacyjny, sporządzany na podstawie wytycznych ujętych w programie ramowym, opracowywany jest na podstawie kompletu dokumentacji konstrukcyjnej i dokumentacji obciążeń. Program ten jest podstawą do opracowania dokumentacji realizacyjnej stoiska do prób.

Informacja podawana przez program realizacyjny powinna zawierać:

— numer identyfikacyjny próby,

— badany obiekt (cały szybowiec lub jego zespół czy część),

— sposób zamocowania na stoisku,

— szczegółowy układ sił obciążających badany obiekt o wartościach odpowiadających obciążeniu dopuszczalnemu (100% obciążeń rzeczywistych),

— wykaz parametrów podlegających rejestracji w trakcie próby,

— wielkość współczynnika bezpieczeństwa do jakiego należy daną próbę prowadzić, chyba że dany przypadek obciążenia wytypowany został jako niszczący, lub inaczej stanowią specjalne wymagania Nadzoru Państwowego,

— temperaturę otoczenia w trakcie próby (dla struktur kompozytowych wymagane są próby w temperaturze oto-

czenia i w temperaturze podwyższonej do $+54^{\circ}\text{C}$ przy stosowanych obecnie kompozytach wykorzystujących żywice epoksydowe).

— szybkość przyrastania (skoki) obciążenia i czas wytrzymywania obciążenia na danym poziomie,

— ewentualne wymagania specjalne.

Opracowanie programu realizacyjnego przebiega sprawniej wówczas, gdy jest on tworzony przez ten sam zespół, który opracowywał dokumentację obciążeń i przy współpracy z realizatorem prób.

Sposoby realizacji prób

Próby szybkości przeprowadza się jako:

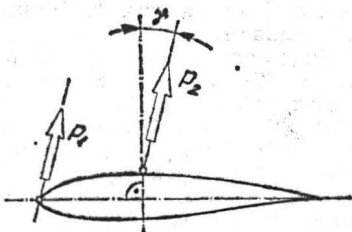
- integralne,
- półintegralne,
- izolowanych zespołów lub fragmentów struktury.

Próba integralna polega na obciążeniu całego płatowca układem sił działających na poszczególne zespoły struktury (skrzydła, kadłub, usterzenia). Próby takie programuje się dla tych przypadków obciążenia, które odzwierciedlają charakterystyczne stany lotu, powodujące wysokie wyężenia struktury jako całości. Do przypadków takich należą najczęściej wyrwania do punktów A i D obwiedni obciążenia (dodatni współczynnik obciążenia) oraz do punktów G i E (ujemny współczynnik obciążenia), a także przypadki dodatnich i ujemnych podmuchów podczas lotu w atmosferze burzliwej.

Programowanie prób integralnych jest zadaniem trudnym i pracochłonnym, albowiem przy ograniczonych (narzuconych przez układ konstrukcyjny) możliwościach symulacyjnych należy zaprojektować układ obciążeń zapewniających stan równowagi płatowca zawieszonoego swobodnie na tymże układzie sił, który ponadto powinien jak najwierniej symulować rzeczywisty stan obciążenia. Cechą istotną próby integralnej jest fakt, iż wpływ jednego elementu struktury na drugie (podatność sprężysta wzajemnego podwieszenia podzespołów) realizowany jest w sposób odpowiadający rzeczywistym warunkom pracy konstrukcji w locie.

Próby półintegralne prowadzone są na płatowcu o niepełnym skompletowaniu. Najczęściej bywa to kadłub z zamocowanymi usterzeniami, zawieszony za okucia główne na wspornikach stoiska (okucia skrzydło/kadłub) albo skrzydło podwieszone poprzez okucia skrzydło/kadłub do fragmentu centralnej partii kadłuba symulującego podatność sprężystą zawieszenia skrzydła. Próby półintegralne przeprowadzane są dla tych przypadków obciążeń, które są wymiarujące dla rozpatrywanego zespołu lub jego fragmentu, natomiast pozostałe elementy obciążają w sposób niewymiarujący. Układy sił są wówczas mniej rozbudowane, realizacja próby łatwiejsza, a opracowanie programu prostsze.

Próby izolowane prowadzi się na fragmentach struktury lub zespołach, gdzie przykładane obciążenie jest wyraźnie krytyczne tylko dla rozpatrywanego elementu bądź wymagania odnośnie do wielkości współczynnika bezpieczeństwa zespołu konstrukcyjnego badanego w próbie są zawyżone w stosunku do reszty struktury. Przykładem może być tutaj zabudowa zaczepu holowniczego, zespołu sterownicy lub próby specjalne jak badanie charakterystyki amortyzacyjnej ogumienia i amortyzatora, względnie innych zespołów wymagających kontroli wytrzymałościowej.

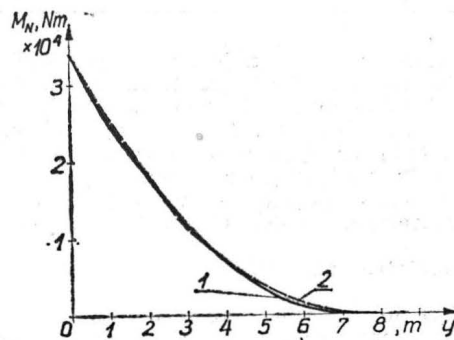


Rys. 6

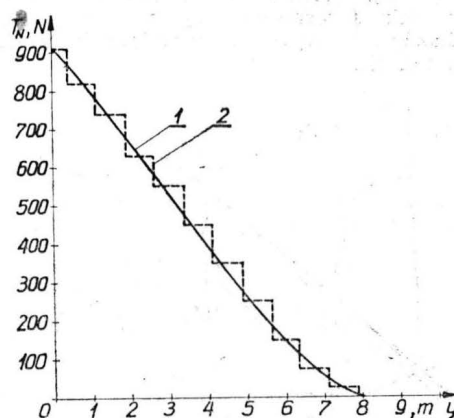
Metoda symulacji obciążeń

Program realizacyjny próby wytrzymałościowej powinien odtwarzać obciążenie w sposób wierny. Konstrukcja szybownika kompozytowego jednakże nie zawsze na to pozwala, albowiem obciążenia, w rzeczywistości rozłożone (ciśnienia, obciążenia liniowe ciągłe) w próbie muszą być zrealizowane przez układ dyskretny w postaci sił skupionych. Oczywiście wierność symulacji obciążenia ciągłego można uzyskać przez odpowiednie zagęszczenie sił skupionych,

gdyby nie istniały ograniczenia narzucone przez typ konstrukcji skorupowej lub półskorupowej, charakterystycznej dla tworzyw kompozytowych. Kesony skrzydeł lub usterzeń są układami bezżebrowymi lub o znikomej liczbie żebrowych względnie elementów usztywniających. Wówczas wprowadzanie sił skupionych na przestrzeniach międzyżebrowych jest trudne, szczególnie wtedy, gdy na pokrycia stosowana jest skorupa lita a nie znacznie sztywniejsza przekładkowa. Ograniczone są także możliwości wprowadzania sił skupionych w kadłub. O ile przednia i centralna część kadłuba ma wiele wzmocnień z racji usytuowania tam elementów nośnych kabiny pilota, węzłów mocowania skrzydeł, podwozia itd., realizowanych konstrukcyjnie przez wręgi, półwręgi i lokalne usztywnienia skrupy, to część tylną najczęściej stanowi rura stożkowa z dwiema tylko wręgami, na początku i na końcu rury. Czasami pośrodku rury znajduje się element poprzeczny w postaci wręgi, półwręgi lub lokalnego wzmocnienia usztywniającego pokrycie.



Rys. 7



Rys. 8

Realia konstrukcyjne nie pozwalają więc na dowolność dyskretyzacji obciążenia ciągłego, co rzutuje na wierność symulacji obciążenia.

Zasadą generalną symulacji jest założenie, iż stan obciążeń realizowanych podczas próby nie może dawać poziomu obciążenia niższego niż wyznaczony w dokumentacji obciążenia. Z drugiej zaś strony zawyżanie obciążeń staje się „krzywdzące” dla struktury. Wynika stąd konieczność dążenia do symulacji jak najwierniejszej w danych warunkach stwarzanych przez charakter konstrukcji.

Najwięcej problemów nasuwa programowanie próby integralnej ze względu na naturalne ograniczenia wynikające z samej sylwetki płatowca. W przypadku grzbietopłata, najpopularniejszego układu w szybownictwie, obciążenie płatowca integralne ujemne (siły na skrzydło skierowane do dołu, na kadłubie do góry) przez przyłożenie sił w centralnej partii kadłuba jest trudne do zrealizowania, ponieważ płat stwarza obszar „zacinienia” (rys. 1), nie pozwalający na prowadzenie układu linek obciążających w kierunku do góry. Jest to jeden z przykładów utrudnień w realizacji próby.

Siły aerodynamiczne na płatowcu, wynikające z rozkładu ciśnienia wzdłuż rozpiętości i wzdłuż cięciwy mają charakter ciągły. Aby warunki wprowadzenia obciążenia w czasie próby możliwie zbliżyć do rzeczywistych, siłę wprowadza się za pomocą przylepców w sposób pokazany na rys. 2. Do fałdu przylepca w partii środkowej wprowadzona jest rurka, do której mocowana jest linka obciążająca.

TABLICA 1. Symulacja momentu skręcającego skrzydło

Lp.	Oznaczenie	Operacja	Przekrój działania sił											
			1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	
1	Nr przekroju													
2	X_1, m		0,405	0,366	0,327	0,287	0,248	0,209	0,170	0,131	0,091	0,052	0,013	} odległość od osi y-y
3	X_2, m		0,825	0,786	0,747	0,707	0,668	0,629	0,590	0,551	0,511	0,472	0,433	
4	$\Delta T, N$		900	800	1100	800	1000	1000	1000	1000	760	500	240	} przyrost siły poprz.
5	P_1, N		200	0	200	0	0	0	0	0	0	0	0	
6	P_2, N		700	800	900	800	1000	1000	1000	1000	760	500	240	} siły obciąża- jące
7	$\Delta M_{y1}, Nm$	poz. 2 · poz. 5	81	0	65	0	0	0	0	0	0	0	0	
8	$\Delta M_{y2}, Nm$	poz. 3 · poz. 6	577	629	672	566	668	-629	590	551	388	236	104	} przyrost M_y
9	$\Delta M_y, Nm$	poz. 7+ + poz. 8	658	629	737	566	668	629	590	551	388	236	104	
10	M_y, Nm	Σ poz. 9	5756	5098	4469	3732	3166	2498	1869	1279	728	340	104	} symulacja M_y obliczeni- owy M_y
11	M_{yobl}, Nm		5735	5130	4405	3720	3060	2415	1825	1310	850	435	120	

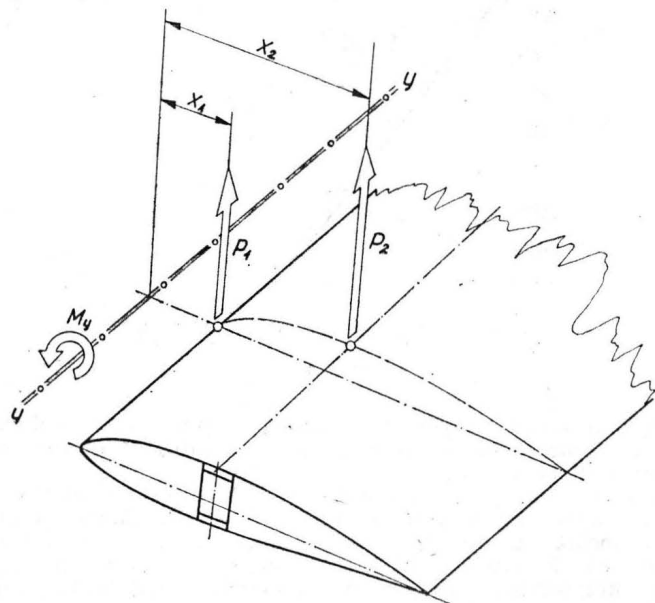
Siła skupiona rozprowadzana jest przez przyklepiec na szerokości b . Poszczególne linki łączone są w układ dźwigniowy o odpowiednio dobranych ramionach r_1 do r_2 do odtworzenia sił P_1 i P_2 (rys. 3). Powstaje wówczas znana „choinka” układu dźwigniowego przyłączona linką zbiorczą do siłownika obciążającego układ.

Układ obciążeń w programie należy podawać dla wielkości dopuszczalnych (100% obciążeń rzeczywistych).

Symulacja obciążeń skrzydła

Aby obciążenie skrzydła mogło być możliwie wiernie symulowane, zespół obciążeń powinien być przyłożony w co najmniej 10 przekrojach wzdłuż rozpiętości jednego skrzydła. Zapewnia to symulację siły poprzecznej normalnej i momentu gnącego normalnego z dość dużą wiernością.

Do odtworzenia skręcania skrzydła konieczne jest przyłożenie w każdym z wyżej wspomnianych przekrojów co najmniej dwóch sił.

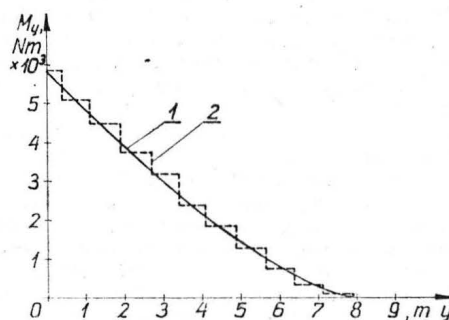


Rys. 9

Konstrukcja skrzydła w układzie konwekcjonalnym (keon, dźwigar) narzuca układ sił wzdłuż cięciwy pokazany na rys. 4. Siły przykładane są w osi dźwigara (dobre podparcie skorupy pokrycia przez dźwigar) oraz na krawędzi natarcia (duża krzywizna noska profilu usztywnia pokrycie).

Układ sił P_1 i P_2 pozwala na odtworzenie momentu skręcającego, przy czym może zachodzić konieczność zastosowania przeciwnych zwrotów sił (rys. 5). Symulowana siła poprzeczna w danym przekroju wynosi: $T = P_1 + P_2$.

Do odtworzenia obciążeń stycznych stosuje się odchyle-



Rys. 10

nie układu sił względem linii prostopadłej do płaszczyzny cięciw (rys. 6) o kąt γ , którego wielkość zależy od stosunku obciążeń stycznych do obciążeń normalnych. Dodatnie obciążenie styczne uzyskuje się przez pochylenie płata „na nos”, natomiast ujemne przez zadarcie płata. Kąt γ uzyskuje wówczas odpowiednio dodatnią lub ujemną wartość.

Taką metodę odtwarzania obciążeń stycznych narzuca sposób realizacji próby. Daje on wierność odtworzenia tam, gdzie przebieg obciążeń stycznych jest proporcjonalny do normalnych. O ile proporcjonalność taka nie zachodzi, przyjmuje się średnią wartość kąta γ spośród wielkości wyznaczonych w poszczególnych przekrojach, a symulacja odbiega od odtwarzania wiernego obciążenia stycznego. Należy jednak pamiętać, iż wartość obciążeń stycznych bywa mała w porównaniu z normalnymi i wpływ pewnego ich zafaszowania na wielkość naprężeń nie jest duży. Przykład symulacji obciążeń skrzydła w przypadku wyrwania do punktu A obwiedni obciążeń, dla przykładowego szybowca o rozpiętości 16 m podano na wykresach, gdzie linią ciągłą oznaczono obliczeniową wartość obciążenia, zaś linią przerywaną symulację w próbie wytrzymałościowej.

Przyjmując jako podstawę symulacji rozkład siły poprzecznej wzdłuż rozpiętości realizowany za pomocą 11 przekrojów na skrzydle (rys. 7), uzyskuje się schodkowy przebieg wartości siły poprzecznej normalnej. Przebieg wynikającego stąd momentu gnącego normalnego, na tle wartości obliczeniowej, przedstawiono na rys. 8. Wykres ten wykazuje dużą wierność symulacji.

Do odtworzenia momentu skręcającego przyrost siły poprzecznej w każdym przekroju ΔT należy rozłożyć na układ dwóch sił P_1 i P_2 stwarzając przyrost momentu skręcającego w danym przekroju. Dobór wielkości sił najlepiej przeprowadzać tabelarycznie (tabl. 1), pamiętając, że przyrost momentu względem osi $y-y$ tworzy zależność $P_1 \cdot x_1 + P_2 \cdot x_2$ (rys. 9). Przebieg symulacji skręcania dla przykładowego skrzydła podano na rys. 10.

Kąt odchylenia płaszczyzny obciążenia od linii prostopadłej do płaszczyzny cięciw dla przykładowego skrzydła wynosi $\gamma = -7^\circ$, czyli obciążenia styczne skierowane są do przodu.

Uwaga: Literaturę zamieścimy w cz. II artykule, TLiA, nr 11—12/1985.

Northrop F-20 Tigershark • USA •

Samolot myśliwski wielozadaniowy



KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, jedno-silnikowy odrzutowy dolnopłat konstrukcji metalowej z użyciem kompozytów.

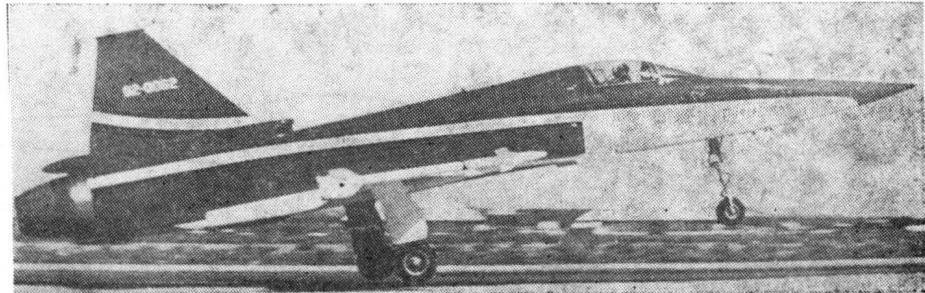
Plat. Obrys trapezowy, profil Northrop o grubości względnej 4,8% (modyfikacja NACA 65A004.8), skos 25° (w 25% cięższy), wznios 0°. Konstrukcja dwudzielna, półskorupowa, wielodźwigarowa, metalowa. Pokrycia integralnie frezowane chemicznie. Na całej rozpiętości płata znajdują się kłapy noskowe. Kąt wychylenia kłap noskowych maks. 32°, konstrukcja przekładkowa, kompozytowa. Na krawędzi spływu umieszczone są kłapy szczelinowe, sięgające od kadłuba do 50% rozpiętości skrzydła; konstrukcja kłap metalowa. Lotki sięgają od 50% do 75% rozpiętości skrzydła. Wnętrze kesonu skrzydła zajmują integralne zbiorniki paliwowe oraz wnęka podwozia głównego. Na dolnej powierzchni każdego skrzydła znajdują się dwa zaczepy do podwieszania uzbrojenia lub zasobników z wyposażeniem. Na końcówkach skrzydeł są zaczepy do zawieszania zbiorników dodatkowych lub pocisków rakietowych. U nasady skrzydeł umieszczone są trójkątne grzebienie — napływy. Struktura skrzydła jest prawie identyczna ze strukturą skrzydła wcześniejszego samolotu Northrop F-5E, została jednak wzmocniona.

Kadłub. Przekrój owalny, kształt wg reguły pół, konstrukcja półskorupowa metalowa. W części przedniej znajduje się stacja radiolokacyjna i wyposażenie radioelektryczne, dalej — komora uzbrojenia stałego, a pod nią wnęka podwozia przedniego. Kabina pilota ciśnieniowa, klimatyzowana, z dwuczęściowym oszkleniem (wiatrochron i podnoszona hydraulicznie w górę ku tyłowi osłona). Fotel wyrzucany Stencel S IIS-3-F-20 typu „zero-zero”. Z obu stron kadłuba za kabiną znajdują się stałe, nierogulowane wloty powietrza do silnika, odsunięte od kadłuba w celu odseparowania warstwy przysiennej. Wewnątrz kadłuba, za kabiną, mieszczą się zbiorniki paliwowe i wnęki kół podwozia głównego. Tylna część kadłuba stanowi rurę obudowę zespołu napędowego i niesie usterzenie, może być ona odfilmowana w przypadku przeglądu lub wymiany silnika. Pod tylną częścią kadłuba umieszczony jest hak do lin hamujących, a na jej grzbiecie pod usterzeniem — zasobnik ze spadochronem hamującym. Kadłub wykonany jest głównie z tytanu i stali. Pod środkową częścią kadłuba znajduje się zaczep do podwieszania uzbrojenia lub dodatkowego zbiornika paliwowego.

Usterzenie. Usterzenie w układzie klasycznym, obrisy obu usterzeń trapezowe. Statecznik pionowy wielodźwigarowy, ster kierunku przekładkowy. Wewnątrz statecznika pionowego umieszczony jest zbiornik odpowietrzający instalacji paliwowej, na jego szczycie — anteny wyposażenia radioelektrycznego. Usterzenie poziome płytowe o niewielkim wzniosie ujemnym, konstrukcja płyt usterzenia przekładkowa jednodźwigarowa.

Sterowanie. Zdwójony układ sterowania aktywnego (fly-by-wire) z silnikami elektrohydraulicznymi do wychylenia lotek, kłap, kłap noskowych, płyt usterzenia poziomego i steru kierunku.

Podwozie. Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba i skrzydeł. Podwozie przednie chowane ku przodowi, koło sterowane. Na widelcu. Podwozie główne chowane w kierunku do kadłuba (golenie chowają się w skrzydła, koła — w kadłub). Koła na półwidelcach, zaopatrzone w hydrauliczne hamulce tarczowe z kompozytu węglowego. Amortyzacja podwozia olejowo-powietrzna. Wymiary ogumienia: przednie — 18×6,5; główne — 22×8,5. W po-



równaniu z F-5E koła mają wzmocnioną konstrukcję.

Zespół napędowy. Silnik odrzutowy dwuprzepływowy General Electric F404-GE-400 o ciągu z dopalaniem 7560 daN (ponad 60% więcej niż w F-5E).

Instalacje. Paliwowa — zbiorniki w skrzydłach i w kadłubie, łączna poj. 2290 kg, możliwość podwieszania zbiorników dodatkowych. Elektryczna — prąd stały 28 V, prąd zmienny 115 V/400 Hz, prądnicą kVA, prądnicą awaryjna 5 kVA, akumulator niklowo-kadmowy. Hydrauliczna — ciśnienie robocze 20,6 MPa, obwoły zdwojone; instalacja współpracuje z układem sterowania płatowcem. Tlenowa — butle z ciekłym tlenem, maska pilota. Klimatyzacyjna — utrzymuje stałe ciśnienie w przedziale wysokości lotu 2400–7000 m, powyżej 7000 m — ciśnienie 3,4 kPa.

Wyposażenie. Wewnątrz kabiny pilota 3 główne ekrany (radar/celownik, projektor mapy, projektor danych), projektor HUD (head-up display), zestaw podstawowych przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych (o przeznaczeniu awaryjnym), radiostacje VHF i UHF, TACAN, stacja radiolokacyjna wielozadaniowa AN/APG-67/V, kalkulator sterowania lotem, centrala danych aerodynamicznych, system identyfikacji, system sterowania uzbrojeniem, układ do automatycznego lądowania, bezwładnościowy układ nawigacyjny, ostrzegacz radarowy.

Uzbrojenie. Stałe — 2 działka M-39 kal. 20 mm w przedniej części kadłuba (zapas amunicji — po 450 naboju na działko). Podwieszane — na zaczepach kadłubowych i skrzydłowych można podwieszać różne zestawy uzbrojenia i wyposażenia dodatkowego, w których skład mogą wchodzić: podkadłubowy zasobnik z działkami kal. 30 mm, pociski samonaprowadzające AIM-9 Sidewinder (na końcach skrzydeł), pociski kierowane AGM-65 Maverick, zasobniki z pociskami niekierowanymi, bomby różnego typu i wagiomiaru, zbiorniki dodatkowe oraz zasobniki z aparaturą do prowadzenia rozpoznania lub zakłócania systemów wykrywających przeciwnika.

ROZWÓJ KONSTRUKCJI. W 1953 r. Firma Northrop zaprojektowała myśliwiec N-102 Fang, który jednak nie został przyjęty do uzbrojenia USAF (za lepszy uznano F-104 Starfighter). Projekt N-102 zmodyfikowano, zmieniając przy tym oznaczenie na N-109. Przystąpiono też do opracowania samolotu myśliwsko-bombowego N-156 na podstawie tych samych założeń co w przypadku N-109 — był to efekt starannej analizy sytuacji sprzętowej USAF i sił lotniczych państw sprzymierzonych (NATO i in.) pod kątem przyszłych potrzeb. Samolot N-156 opracowano od razu w 2 wersjach: N-156F (myśliwskiej) i N-156T (treningowej). USAF zainteresowały się tą ostatnią w przewidywaniu zastąpienia przez nią starzejących się T-33. Oznaczenie N-156T zmieniono na SS-420L, w USAF samolot otrzymał oznaczenie i nazwę T-38 Talon (oblot 1959.04.10, zbudowano 1187

egz., produkcję zakończono w 1972 r.). Prototyp N-156F oblatano 1959.07.30, produkcję seryjną rozpoczęto w 1963 r. pod oznaczeniem F-5 Freedom Fighter. Samolot F-5 produkowano w wersjach:

— F-5A — myśliwiec przechwytyjący i bombardujący, oblot 1964.05.19,

— F-5B — wersja treningowa dwumiejscowa łącząca cechy T-38 i F-5 (nosiła też oznaczenie F-5B-21), oblot 1964.02.24; użytkowany w Kanadzie (CF-5B), Holandii (NF-5B) i Hiszpanii (SF-5B; oznaczenie hiszpańskie CE-9),

— F-5C — myśliwiec; płatowiec F-5A, silniki J85-GE15, oblot — 1965, maj; pierwotne oznaczenie F-5A-15, dostarczany do Kanady i budowany tam z licencji (CF-5C), używany w Holandii (NF-5A) i Hiszpanii (SF-5A; oznaczenie hiszpańskie C-9),

— F-5D — wersja treningowa, bez uzbrojenia, produkowana z licencji w Kanadzie (CF-5D),

— F-5E International Fighter (potem Tiger II) — oblot 1972.08.11, w 75% zunifikowany z poprzednimi wersjami, silniki J85-GE21, zwiększona rozpiętość,

— F-5F — dwumiejscowa wersja treningowa, modyfikacja F-5E, przedłużony kadłub,

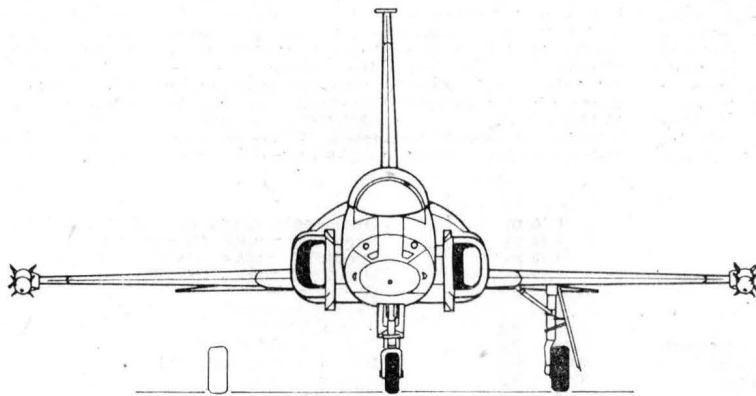
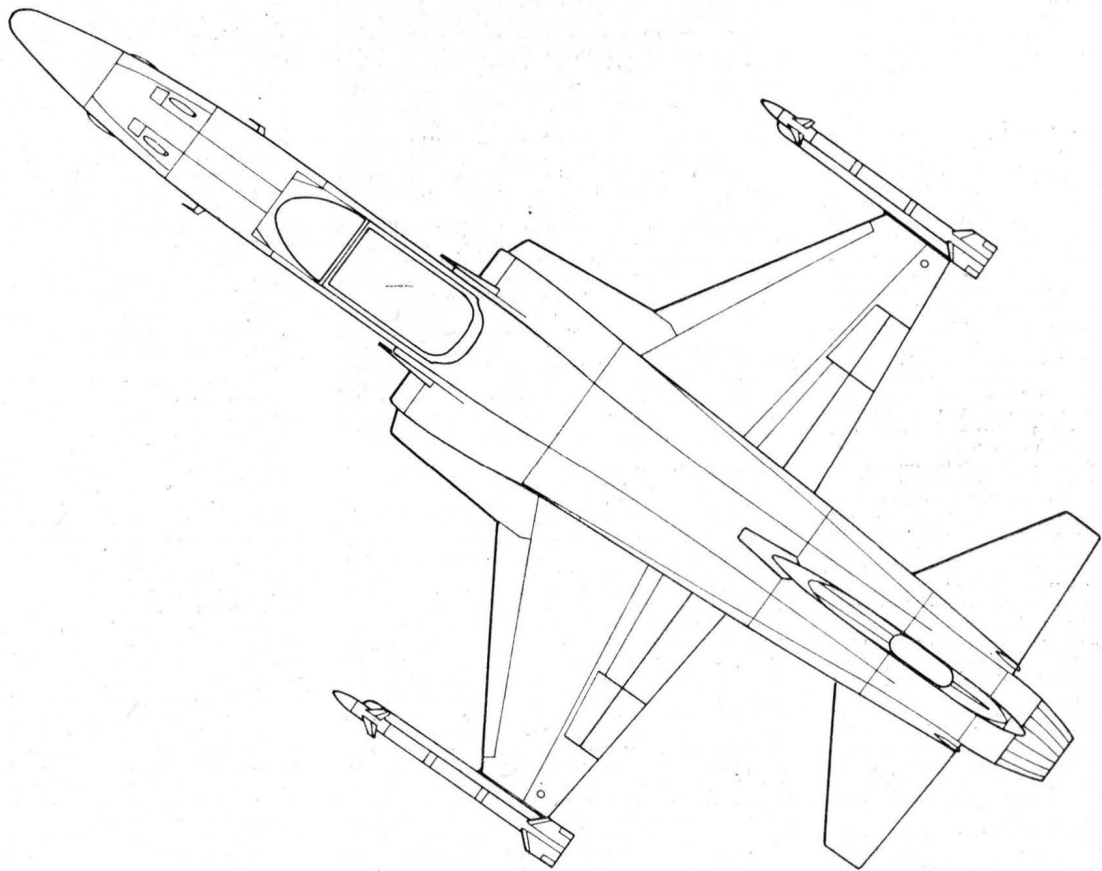
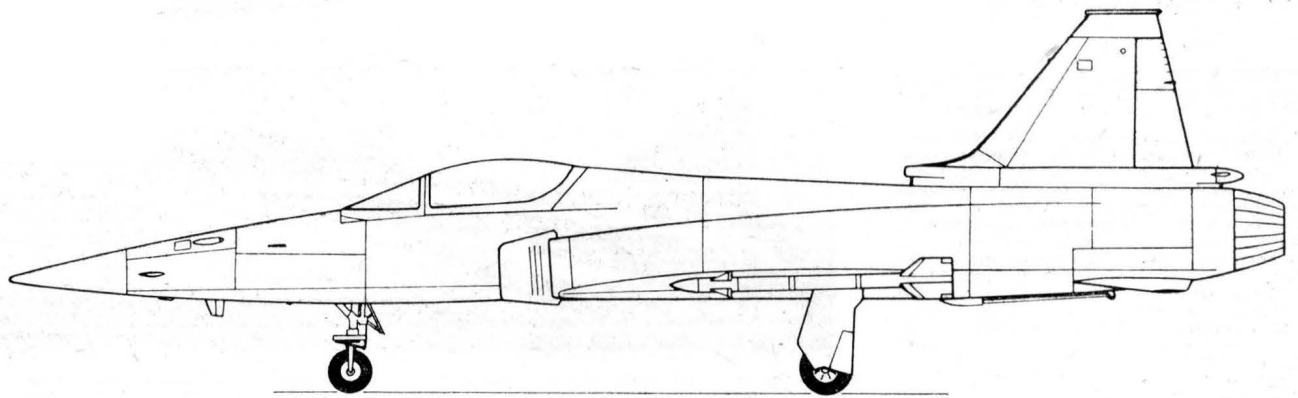
— F-5G Tigershark — jeden silnik F404-GE-400, płatowiec w znacznym stopniu zunifikowany z F-5E, struktura wzmocniona; od 1983 r. oznaczenie zmieniono na F-20, prototyp oblatano 1982.08.30, prace nad tą wersją rozpoczęto w 1980 r.

Istnieją też warianty rozpoznawcze wersji samolotu F-5: RF-5A — pochodna F-5A; RF-5E — pochodna F-5E; RF-5G — wariant dla Norwegii. F-5 używano w lotnictwie USA, Kanady, Holandii, Hiszpanii, Grecji, Turcji, Norwegii, Iranu, Tajwanu, Korei Płd., Filipin, Etiopii, Tajlandii, Libii, Maroka i Wietnamu Płd. (po klęsce tego ostatniego pewna ich liczba znalazła się w lotnictwie Ludowej Republiki Wietnamu). Produkowane były z licencji w Kanadzie, Hiszpanii i na Tajwanie; znaczny udział kooperacyjny w ich produkcji ma Brazylia (firma Embraer). Łączna produkcja i zamówienia samolotów F-5 wszystkich wersji wyniosły ok. 1900 egz. Northrop spodziewa się, że nowy F-20 Tigershark, przeznaczony głównie na eksport, może stać się konkurentem nawet dla F-16. W porównaniu z wcześniejszymi odmianami F-5, samolot F-20 ma zmieniony kształt kadłuba (jeden silnik, spłaszczenie części nosowej dla poprawienia stateczności podłużnej w locie na dużych kątach natarcia), wzmocniona konstrukcja (współczynnik obciążenia zwiększono z 7,33 do 9,0), nowy układ sterowania (fly-by-wire), przedłużone płatowy u nasady skrzydeł (napływy) oraz znacznie lepsze osiągi (prędkość maks. większa o ok. 58%, wznoszenie o 48%, przyspieszenie o 32%, promień działania o 10%, długotrwałość lotu o 20% — w porównaniu z F-5E). Wzrosła też masa własna samolotu — ok. 17% w porównaniu z F-5E. Pierwsze zamówienie na F-20 Tigershark złożył Bahrajn.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	8,13 m
Rozpiętość z uzbrojeniem	8,53 m
Długość	14,78 m
Wysokość	4,52 m
Powierzchnia skrzydła	17,28 m ²
Wydłużenie skrzydła	3,83
Masa własna	5089 kg
Masa paliwa w zbiornikach podwieszanych	3210 kg
Masa uzbrojenia podwieszanego maks.	3760 kg
Masa startowa (konfiguracja gładka)	8167 kg
Masa startowa maks.	12 474 kg
Masa do walki powietrznej	7167 kg
Obciążenie powierzchni maks.	721,9 kg/m ²
Obciążenie powierzchni do walki powietrznej	414,8 kg/m ²
Obciążenie ciągu maks.	1,65 kg/daN

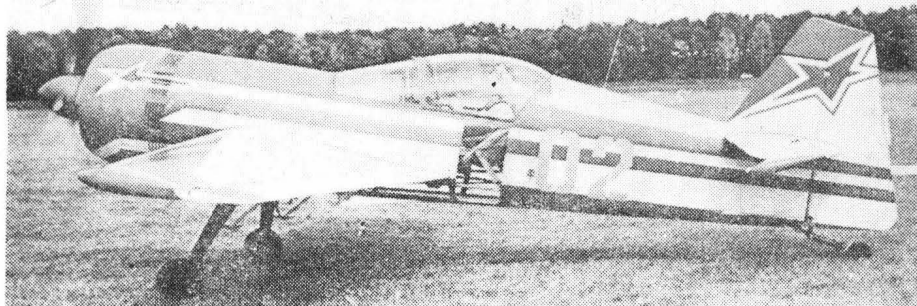
Obciążenie ciągu do walki powietrznej	0,95 kg/daN
Prędkość maks. (H = 11 000 m)	1,9 Ma
Prędkość maks. (H = 11 280 m)	2230 km/h
Prędkość maks. (H = 0)	1285 km/h
Wznoszenie	268 m/s
Czas wznoszenia na 12 200 m	138 s
Pułap bojowy	16 670 m
Pułap praktyczny	16 765 m
Promień działania (hi-lo-hi)	556–713 km
Zasięg maks.	3000 km
Rozbieg	488 m
Rozbieg (masa startowa maks.)	1280 m
Dobieg	793 m
Czas przyspieszenia od prędkości 0,5 Ma do 1,25 Ma w locie poziomym	70 s
Współczynnik obciążeń konstrukcji maks.	n = 9 H.M.



Samolot akrobacyjny

KONSTRUKCJA. Jednomiejscowy, jednosilnikowy dolnopłat o konstrukcji mieszanej ze stałym podwoziem.

Plat. Obrys trapezowy, profil symetryczny zmienny wzdłuż rozpiętości (grubość względna 18% u nasady i 12% przy końcówce), kąt zaklinowania 0°, bez wzniosu. Konstrukcja jednoczęściowa dwudźwigarowa, skorupowo-przekładkowa z kompozytu epoksydowo-szklanego. W kesonie międzydźwigarowym przy kadłubie znajdują się integralne zbiorniki paliwowe. 67% rozpiętości krawędzi spływu zajmują lotki o konstrukcji kompozytowej przekładkowej z kompozytu epoksydowo-szklanego. Każda lotka zawieszona jest na czterech zawiasach, wyposażona w niewielką kłapkę wyważającą ustawianą na ziemi oraz w dwie trójkątne płytki odciążające umocowane na wysięgnikach pod dolną powierzchnią skrzydła. W połowie rozpiętości lewego skrzydła w jego nosku umocowana jest rurka Pitota.



Kadłub. Przekrój owalny, konstrukcja kratownicowa spawana z rur stalowych. Do kratownicy kadłuba mocowane jest łożo silnika, podwozie, skrzydło i usterzenie oraz duralowe listwy, do których montuje się płyty pokrycia. Pokrycia kadłuba nienośne; wykonane są z cienkich blach duralowych z przyklejonym do nich usztywnieniem w postaci wypełniacza ulowego i mogą być łatwo demontowane. W rejonie kabiny z boków i z dołu pokrycie tworzą szyby z cienkiego pleksi, co zapewnia pilotowi doskonałą widoczność we wszystkich fazach lotu. Z przodu kadłuba znajduje się skośna (analogicznie jak w samolotach Jak-18 i ich pochodnych) ściana ogniowa. Osłony kabiny dwuczęściowe (wiatrochron i otwierana na bok w prawo osłona). Pozycja pilota półleżąca (pochylenie oparcia fotela 45°), fotel dostosowany do spadochronu siedzeniowego. Wnętrze kabiny wyposażone skromnie — tylko w niezbędne przyrządy i mapinulatory.

Usterzenie. Krzyżowe, obrysy obu usterzeń trapezowe. Statecznik poziomy jednoczęściowy konstrukcji kompozytowej (kompozyt epoksydowo-szklany). Ster wysokości składa się z dwóch jednakowych segmentów, jest wyważony masowo, odciążony aerodynamicznie (rogowo); każdy segment steru jest zawieszony w dwóch punktach i zaopatrzony w ustawianą na ziemi kłapkę wyważającą. Statecznik pionowy o konstrukcji analogicznej do konstrukcji poziomów, ster kierunku zawieszony w dwóch punktach, wyważony masowo i odciążony aerodynamicznie (rogowo), zaopatrzony w kłapkę wyważającą ustawianą na ziemi. Konstrukcja sterów kompozytowa, przekładkowa.

Sterowanie. Sterowanie lotkami i sterem wysokości popychaczowe, sterem kierunku — linkowe.

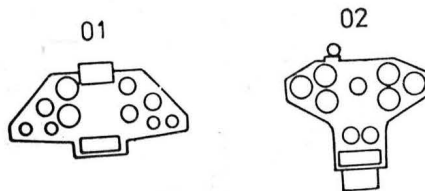
Podwozie: Stałe w układzie klasycznym (z kółkiem ogonowym). Golenie podwozia głównego sprężyste, wykonane ze stali. Koła zaopatrzone w hamulce hydrauliczne tarczowe, wymiary kół: 0,35x0,135 m. Podwozie tylne z gołenią sprężystą, kółko na widelcu, sterowane (połączone sprężynami ze sterem kierunku).

Zespół napędowy. Gwiazdowy, chłodzony powietrzem, 9-cylindrowy silnik gaźnikowy Wiedieniejew M-14P o mocy 268 kW. Śmigło trójłopatowe metalowe o zmiennym skoku Hoffmann. Silnik zawieszony na łożu z rur stalowych. Osłony silnikowa duralowa, wylot powietrza chłodzącego przez szczeliny rozmieszczone wokół osłon. Wspólny wlot powietrza pod osłonami dla gaźnika i chłodnicy oleju. Wyloty spalin z cylindrów zebrane w dwie rury wydechowe skierowane w dół pod kadłub.

Instalacje. Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 50 l, instalacja przystosowana do lotów odwróconych. Olejowa — zbiornik o pojemności 22,6 l, przystosowana do lotów odwróconych. Elektryczna — napięcie 24/28 V, prądnicą 3000 W, akumulatory, złącze zasilania zewnętrznego. Hamulcowa — hydrauliczna typu samochodowego.

Wyposażenie. Busola magnetyczna, prędkościomierz, wysokościomierz, zegar czasowy, przeciążeniomierz, obrotomierz, kontroler silnika, termometr głowic, woltamperowierz, paliwomierz, radiostacja UKF. W zademonstrowanych dwóch prototypach były znaczne różnice w kompozycji tablicy przyrządów.

ROZWOJ KONSTRUKCJI. Samolot Su-26 jest drugim już w ciągu ostatnich trzech lat radzieckim samolotem akrobacyjnym nowej generacji. Projekt samolotu powstał w biurze konstrukcyjnym im. P. O. Suchoja. Prace rozpoczęto w 1983 r. po uzgodnieniu założeń z organizacją DOSAAF. Konstrukcja jest dziełem grupy młodych konstruktorów kierowanej przez W. Kondratiewa. Początkowo projekt nosił oznaczenie S-42, został ukończony w rekordowo krótkim czasie — w ciągu niecałych pięciu miesięcy. W pół roku później, w czerwcu 1984 r., pierwszy prototyp został oblatany przez pilota doświadczalnego J. Frolowa. W czasie prób nie wystąpiły żadne trudności i udało się zdać na Mistrzostwa Europy w Akrobacji Samolotowej w Bekecsaby (Węgry). Latający na tych samolotach piloci nie odnieśli co prawda wielkich sukcesów, gdyż nie zdążyli w pełni poznać ich możliwości. Nieco lepsze wyniki uzyskano podczas startu w Czeskich Budziejowicach. Podczas prób pierwszego egzemplarza samolotu posługiwano się początkowo radzieckim śmigłem dwulopatowym V-530. Elementy konstrukcji kompozytowej (skrzydła, usterzenie) wykonane były przez wytwórnię ESAG (Prenai, Litewska SRR), znana z doskonałych szybowców Lietuva. Dalsze prace nad samolotem Su-26 zmierzają w kierunku obniżki masy niektórych elementów i zespołów (zwłaszcza sterów i lotek), co nastąpi po pełnym opanowaniu ich produkcji.

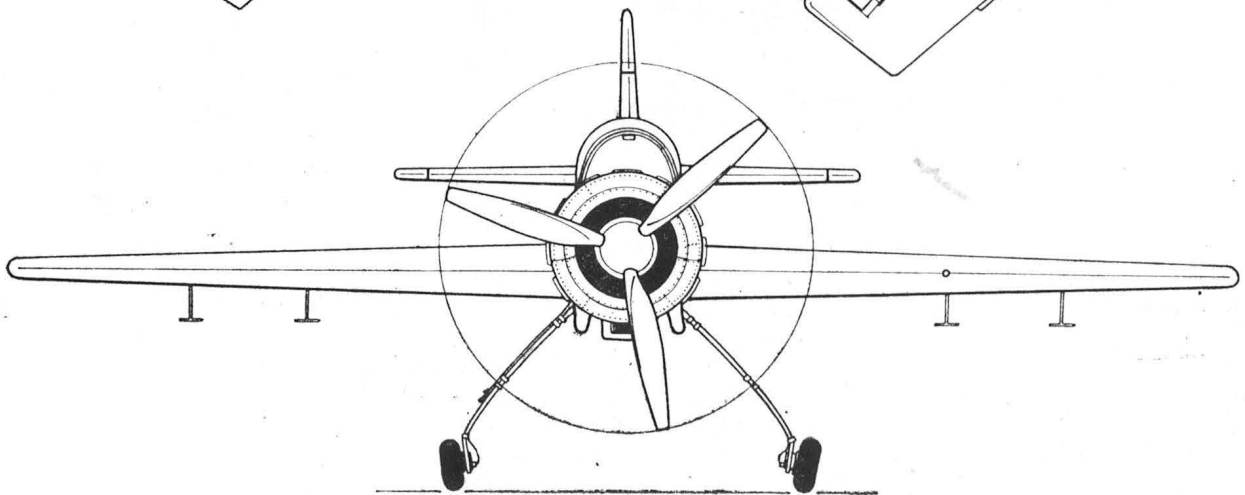
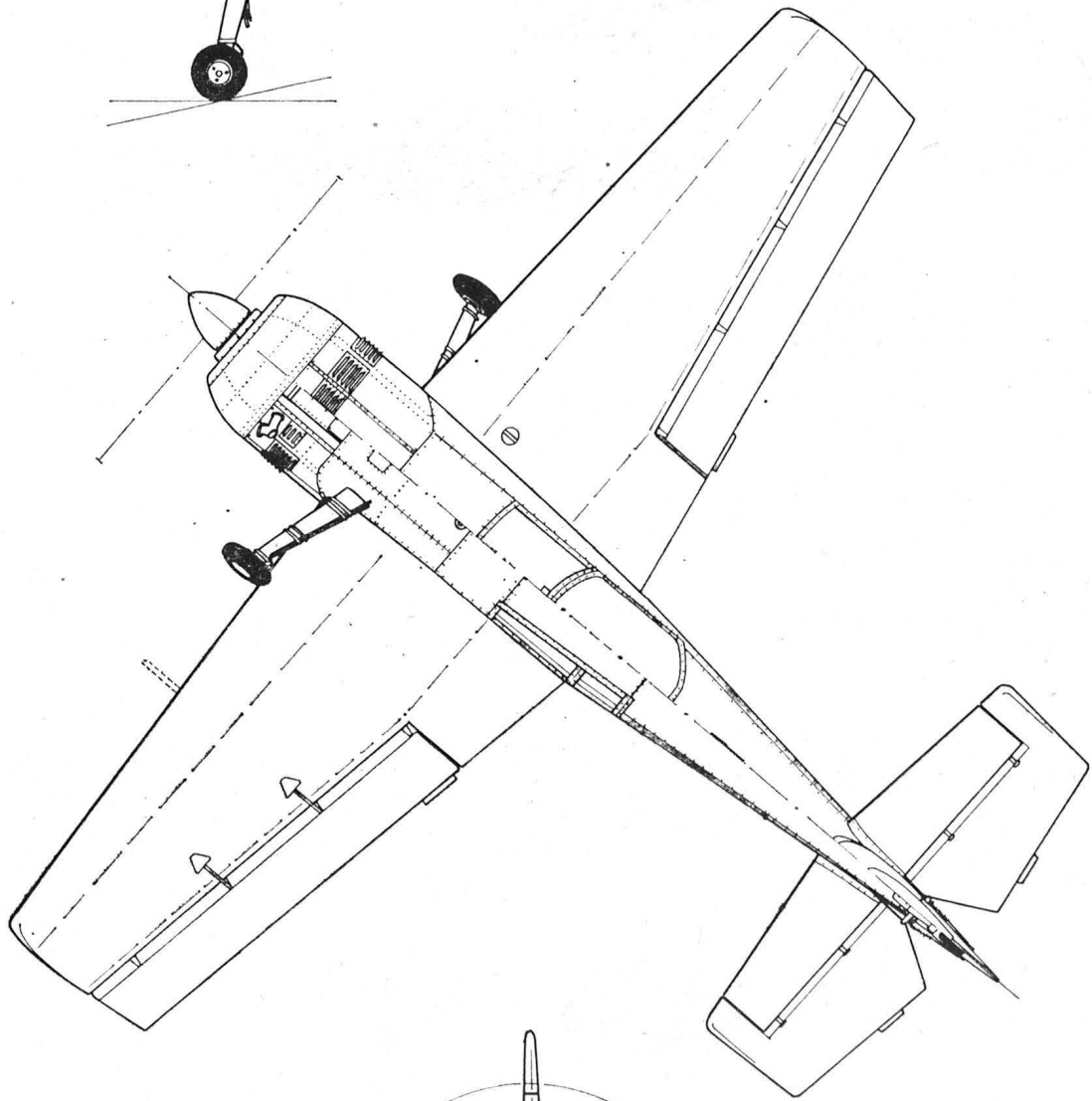
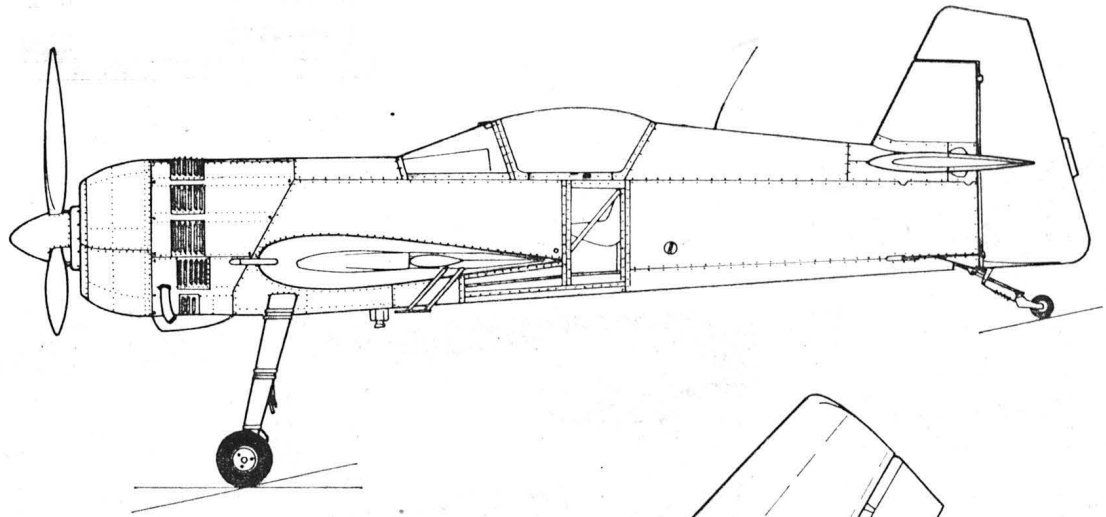


Układ tablicy przyrządów — różnica między prototypami 01 i 02

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	7,80 m	Powierzchnia steru kierunku	0,89 m ²
Długość	6,82 m	Powierzchnia usterzenia poziomego	2,63 m ²
Wysokość	2,78 m	Powierzchnia steru wysokości	1,53 m ²
Baza podwozia	5,05 m	Wydłużenie skrzydła	5,6
Rozstaw podwozia	2,20 m	Masa własna	720 kg
Rozpiętość usterzenia	2,95 m	Masa startowa	860 kg
Cięciwa skrzydła przy kadłubie	1,95 m	Obciążenie powierzchni	79,3 kg/m ²
Cięciwa skrzydła przy końcówce	1,10 m	Obciążenie mocy	3,21 kg/kW
Srednica śmigła	2,40 m	Prędkość maks.	355 km/h
Powierzchnia skrzydła	10,85 m ²	Prędkość przelotowa	260 km/h
Powierzchnia lotek	1,18 m ²	Wznoszenie maks.	16,8 m/s
Powierzchnia usterzenia pionowego	1,23 m ²	Współczynniki obciążeń konstrukcji	+11 do -9

T.M.



FRANCUSKIE CZASOWNIKI I ZWROTY
LOTNICZE (IV)

- 1 — wypuszczać (np. podwozie); opuszczać; obniżać
- 2 — włączać radar
- 3 — wyłączać r.
- 4 — wyznaczać kurs wg radiolaterni; wyposażać (trasę) w radiolaternie
- 5 — mieć zbieżność, zmieniać cięciwę lub grubość wzdłuż rozpiętości (o skrzydle)
- 6 — uruchamiać ponownie; u. w locie
- 7 — lądować
- 8 — wykonywać lot koszący
- 9 — w. przeróbkę; modyfikować
- 10 — tankować; zaopatrywać
- 11 — ponownie zapalać; p. uruchamiać; u. w locie (o silniku)
- 12 — włączać dopalacz
- 13 — wyłączać d.
- 14 — prowadzić rozpoznanie
- 15 — startować ponownie (po przyziemieniu)
- 16 — ponownie uruchamiać (silnik)
- 17 — wyrównywać; przechodzić do lotu poziomego
- 18 — cofać dźwignię mocy do oporu
- 19 — dawać pełny gaz
- 20 — wchodzić w (założony) zakres pracy
- 21 — ustalać z. p.
- 22 — wykonywać lot długotrwały; w. lot na mocy trwałej
- 23 — powracać (na założoną trasę); sprowadzać (na z. t.); dołączać do sztyku
- 24 — chować, podnosić (np. podwozie); namierzać
- 25 — ponownie nabierać wysokości; wznosić się przy przejściu na II krąg; podnosić, chować (np. podwozie)
- 26 — naprawiać, poprawiać, remontować
- 27 — przechodzić na II krąg (po przyziemieniu)
- 28 — określać położenie; wykrywać, namierzać; zaznaczać; orientować
- 29 — orientować się
- 30 — nanosić na mapę; przebazować
- 31 — opróżniać zbiornik; zlewać (paliwo) ze zbiornika
- 32 — wychodzić z nurkowania; wyprowadzać z n.; wyrównywać
- 33 — odtwarzać; rozszyfrowywać (zdjęcia lotnicze)
- 34 — przeglądać; wykonywać naprawę główną (np. silnika)
- 35 — przylatywać z powrotem
- 36 — nitować
- 37 — huczeć, hałasować (o silniku)
- 38 — lądować na koła główne, l. na 2 punkty
- 39 — odhamowywać koło
- 40 — stykać się kołami z ziemią (przy przyziemieniu)
- 41 — kołować; rozpędzać się na ziemi
- 42 — k. na małym gazie
- 43 — wykonywać rozbieg na trzech kołach
- 44 — obracać się względem osi podłużnej, przechylać się
- 45 — zwalać się na skrzydło
- 46 — odchylić się od (założonej) trasy
- 47 — zmieniać trasę l. kurs
- 48 — uruchamiać; zapuszczać; włączać (np. silnik)
- 49 — wykonywać skok spadochronowy
- 50 — przyciskać do siedzenia (o przyspieszeniu)
- 51 — obserwować ziemię; prowadzić rozpoznanie
- 52 — odrywać się od ziemi (przy starcie)
- 53 — lądować, siadać
- 54 — wytrzymać samolot (przy lądowaniu)
- 55 — wbić się w ziemię, rozbić się

- 56 — orientować się na podstawie obserwacji ziemi
- 57 — wypuszczać (np. podwozie, klapy)
- 58 — latać z prędkością nadźwiękową
- 59 — przenosić, wytrzymywać (przeciążenia)
- 60 — przelatywać; latać (nad...)
- 61 — wykonywać kangury przy lądowaniu
- 62 — zmieniać kąt pochylenia, obracać się względem osi poprzecznej
- 63 — użytkować w każdych warunkach meteorologicznych
- 64 — zakrecać o 180°
- 65 — podbić, uszkodzić; trafić; dotknąć (ziemi), przyziemić
- 66 — holować
- 67 — wykonywać zakręty, krążyć; wisieć w powietrzu, wykonywać lot żaglowy
- 68 — prowadzić rozmowy radiowe
- 69 — wypuszczać podwozie
- 70 — zmniejszać opór czołowy
- 71 — lecieć po (założonym) torze, utrzymywać (założony) tor
- 72 — powodować przejście (ruchu laminarnego w burzliwy) w warstwie przyściennej
- 73 — przestawiać dysze (silników o odchylanym ciągu)
- 74 — wytoczyć (po raz pierwszy) z wytwórni na lotnisko
- 75 — lądować z (tylnym) wiatrem
- 76 — l. pod wiatr
- 77 — l. z bocznym wiatrem
- 78 — l. przy silnym wietrze bocznym
- 79 — lecieć z wiatrem
- 80 — wentylować; owiewać, oplać; przedmuchiwać
- 81 — lądować na kadłub (bez, podwozia), l. „na brzuchu”
- 82 — l. pionowo
- 83 — wznosić się p.
- 84 — startować p.
- 85 — nurkować p.
- 86 — wprowadzać w zakręt; zaczynać z.
- 87 — w. w z.
- 88 — zacieśniać z.
- 89 — wykonywać z., zakrecać; obracać
- 90 — w. z. bez ślizgu, w. z. prawidłowo
- 91 — w. z. ciasny
- 92 — lecieć bez wiadomości, l. wg przyrządów
- 93 — zmniejszać prędkość
- 94 — zwiększać p.
- 95 — wytracać p.
- 96 — osiągać p., rozwijać p.
- 97 — wzrastać z prędkością, w. ze wzrostem prędkości
- 98 — utrzymywać (stałą) prędkość
- 99 — wyrównywać (samolot) do lotu poziomego
- 100 — demonstrować w locie
- 101 — startować
- 102 — utrzymywać się w powietrzu
- 103 — latać, wykonywać lot
- 104 — l. w pobliżu ziemi, l. na małej wysokości
- 105 — l. na sposób samolotowy (o śmigłowcu)
- 106 — wypuszczać klapy
- 107 — splaszczyć korkociąg, przejść w k. bardziej płaski
- 108 — wychodzić z korkociągu
- 109 — wykonywać korkociąg
- 110 — wchodzić w k.
- 111 — huczeć (o silniku)
- 112 — obchodzić strefę (np. złej pogody)

K.D.

VERBES ET TOURS D'AVIATION
FRANCAISES (IV)

- 1 — rabaisser
- 2 — brancher le radar
- 3 — éteindre un r.
- 4 — radiobaliser
- 5 — rajeunir
- 6 — rallumer
- 7 — ramener
- 8 — faire (du) rase-mottes
- 9 — monter en rattrapage
- 10 — ravitailler
- 11 — réallumer
- 12 — allumer la réchauffe
- 13 — couper la r., éteindre la r.
- 14 — faire des reconnaissances, reconnaître
- 15 — redécoller
- 16 — redémarrer
- 17 — redresser
- 18 — réduire à fond
- 19 — augmenter le régime à plein gaz
- 20 — monter en r.
- 21 — situer le r.
- 22 — voler en r.
- 23 — rejoindre
- 24 — relever
- 25 — remonter
- 26 — réparer
- 27 — repartir
- 28 — repérer
- 29 — se r.
- 30 — reporter
- 31 — vidanger le réservoir
- 32 — amorcer la ressource, arrondir la r., faire une r.
- 33 — restituer
- 34 — réviser
- 35 — revolver
- 36 — river, riveter
- 37 — ronronner
- 38 — atterir sur les roues
- 39 — défreiner la roue
- 40 — toucher des roues
- 41 — rouler
- 42 — r. au ralenti
- 43 — r. trois points
- 44 — basculer en roulis
- 45 — partir en r.
- 46 — balayer une route
- 47 — changer de r., dévier sa r.
- 48 — mettre en r.
- 49 — sauter
- 50 — appliquer au siège
- 51 — fouiller le sol
- 52 — quitter le s.
- 53 — ramener au s.
- 54 — refuser le s.
- 55 — s'écraser au s.
- 56 — se reconnaître au s., s'orienter au s.,
- 57 — sortir
- 58 — voler en supersonique
- 59 — supporter
- 60 — survoler
- 61 — talonner
- 62 — tanguer

- 63 — opérer par tous les temps
- 64 — faire un tête-à-queue
- 65 — toucher
- 66 — tourner
- 67 — tourner
- 68 — trafiquer
- 69 — baisser le train
- 70 — abaisser la traînée
- 71 — faire un trajectoire, poursuivre la t., suivre la t.
- 72 — déclencher la transition
- 73 — basculer les tuyères, pivoter les t.
- 74 — sortir des usines
- 75 — atterir avec vent arrière, a dans le v.
- 76 — a. a. v. debout; a. contre le v.; a. face au v.
- 77 — a. a. v. de côté, a. a. v. latéral
- 78 — a. par fort v. de travers
- 79 — avoir le v. derrière
- 80 — ventiler
- 81 — se poser sur le ventre
- 82 — atterir à la verticale
- 83 — cabrer à la v.
- 84 — décoller à la v.
- 85 — piquer à la v.
- 86 — amorcer un virage; déclencher le v.; engager le v.
- 87 — mettre en v.
- 88 — reserrer le v.
- 89 — virer
- 90 — v. correctement, v. sans déraper
- 91 — v. serré
- 92 — voler sans visibilité
- 93 — abaisser la vitesse, diminuer la v.
- 94 — accélérer la v.
- 95 — amortir la v., annuler la v.
- 96 — atteindre la v., faire de la v.
- 97 — augmenter avec la v.
- 98 — tenir la v.
- 99 — allonger le vol
- 100 — démontrer en v., présenter en v.
- 101 — prendre le v.
- 102 — tenir le v.
- 103 — voler
- 104 — v. au voisinage du sol
- 105 — v. de façon conventionnelle
- 106 — baisser les volets
- 107 — aplatir la vrille
- 108 — arrêter la v., sortir de v.
- 109 — effectuer la v., faire la v., vriller
- 110 — partir en v., passer en v.
- 111 — vrombir
- 112 — contourner la zone

Przepisy BCAR i JAR zdatności sprzętu lotniczego

Do certyfikacji sprzętu lotniczego jest konieczna znajomość obecnie obowiązujących przepisów. Przedstawiamy więc sytuację w dziedzinie przepisów brytyjskich oraz JAR (Joint Airworthiness Requirements — przyjętych przez wiele krajów w Europie).

1. Publikacje z dziedziny wymagań zdatności — informacje ogólne.

Publikacje te można nabywać zarówno w całości, jak i w postaci kopii poszczególnych stron lub rozdziałów. Pełna lista publikacji CAA z tej dziedziny jest dostępna pt. CAA Publication List (CAA Document No 13) i jest wydawana dwukrotnie w ciągu roku, w kwietniu i we wrześniu. Oprócz przepisów, dostępne są także dokumenty stanowiące część Certyfikatu Zdatności (np. Instrukcje użycia w locie i Zestawienia osiągnięć) dla pewnych typów samolotów.

2. Przepisy brytyjskie

Zawierają one minimalne wymagania zdatności i stanowią podstawę do wydawania świadectw zdatności i certyfikatów, wymaganych przez Air Navigation Order.

Przepisy BCAR składają się z:

— Section A — Certyfikacja i procedury zatwierdzania (CAP 460),

— Section G — Wiropląty (CAP 465),

— Section J — Elektryczne (CAP 466),

— Section K — Samoloty lekkie (CAP 467),

— Section L — Licencje i ich wydawanie (CAP 468),

— Section N — Hałas (CAP 468),

— Section P — Tymczasowe wymagania zdatności dla cywilnych statków powietrznych, które wytwarzają siłę nośną z udziałem mocy (CAP 470) (napędzanie warstwy przyściennej i podobne rozwiązania),

— Section Q — Sterowce (CAP 471),

— Section R — Radiowe (CAP 472),

— Section S — Małe samoloty lekkie (CAP 482),

— BCAR-31 — Balony wolne załogowe (CAP 494),

— JAR-1 — Definicje i skróty,

— JAR-APU — Pomocnicze jednostki napędowe,

— JAR-22 — Szybowce i motoszybowce,

— JAR-25 — Samoloty wielkie,

— JAR-E — Silniki,

— JAR-P — Śmigła.

U w a g i

A. Od 1 lipca 1979 r. weszły w życie przepisy JAR-25 zastępujące Section D — Samoloty (CAP 463), jako brytyjskie wymagania dla samolotów o maks. masie w locie przekraczającej 5700 kg. Jednak ze względu na to, że przez jakiś czas będzie konieczne odwoływanie się do przepisów Section D dla samolotów certyfikowanych wg tych przepisów a obecnie modyfikowanych lub rozwijanych konstrukcyjnie, zostało opracowane wydanie 14 tych przepisów z datą 16 grudnia 1981 r.

B. Od 1 listopada 1980 r. przepisy Section E (CAP 464) zastąpiono przepisami JAR-22 jako obowiązującymi w Wlk. Brytanii dla szybowców i motoszybowców.

C. Od 1 stycznia 1984 r. JAR-E i JAR-P zastąpiły przepisy Section C — Silniki i śmigła (CAP 462) i stały się brytyjskimi przepisami dla silników i śmigieł. Jednak układ JAR-E i JAR-P jest taki, że przepisy Section C są potrzebne do wytworzenia kompletnego tekstu.

3. Przepisy Joint Airworthiness Requirements (JAR) (Połączone Wymagania Zdatności).

Przepisy JAR są publikowane przez Airworthiness Authorities Steering Committee (Komitet Kierujący Nadzorów Lotniczych). Przepisy te zostały obecnie uznane przez nadzory lotnicze uczestniczących krajów europejskich za zadowalającą podstawę do wykazywania zgodności z ich państwowymi przepisami zdatności, a pewne kraje przyjęły poszczególne części JAR za swoje przepisy państwowe. Części JAR przyjęte przez Wlk. Brytanię wymieniono wyżej.

Przepisy JAR składają się z następujących części:

Przepisy brytyjskie

Tytuł	Wydanie (nr)	Data wydania	Cena (funty ang.)
Spis rzeczy (General Contents)	80	1.8.1984	—
Wprowadzenie (General Foreword)	47	1.8.1984	—
Section A (CAP 460)	27	1.8.1984	7,50
Section G (CAP 465)	9	16.8.1982	9,00
Section J (CAP 466)	3	15.9.1966	3,50
Section K (CAP 467)	6	10.4.1974	7,00
Section L (CAP 468)	7	1.10.1976	2,00
Section N (CAP 469)	2	10.11.1978	1,00
Section P (CAP 470)	—	10.1972	15,00
		(+ okładki	6,00)
Section Q (CAP 471)	1	17.12.1979	4,50
Section R (CAP 472)	4	10.4.1974	3,50
Section S (CAP 482)	—	3.1983	3,50
JAR-1	Zmiana 3	1.7.1981	2,50
JAR-APU	Zmiana 2	26.9.1983	3,50
JAR-22	Zmiana 3	31.1.1983	8,50
JAR-25	Zmiana 10	19.12.1983	10,00
JAR-E	Zmiana 6	28.8.1981	2,50
JAR-P	Zmiana 6	28.8.1981	2,00
BCAR-31	—	31.8.1984	2,00

Przepisy JAR

Tytuł	Wydanie	Data wydania	Cena (funty ang.)
Spis rzeczy (General Contents)	Wyd. 15	19.12.1983	—
JAR-TSO	—	28.6.1982	1,50

- JAR-1 — Definicje i skróty,
- JAR-E — Silniki,
- JAR-P — Śmigła,
- JAR-APU — Pomocnicze jednostki napędowe,
- JAR-22 — Szybowce i motoszybowce,
- JAR-25 — Samoloty wielkie,
- JAR-TSO — Połączone wymagania techniczne.

Ponadto istnieją publikacje JAR zawierające materiały nie będące przepisami:

A. Information Leaflets — ulotki informacyjne, zawierające dane o różnych komitetach i grupach współpracujących w opracowaniu JAR, dane o tym, jakie części JAR zostały przyjęte przez kraje członkowskie oraz rejestr wariantów narodowych JAR;

B. Administrative Procedures — procedury administracyjne związane z tworzeniem i uzupełnianiem JAR. Omawiają organizację procesu opracowania JAR i wprowadzania uzupełnień.

C. Guidance on Administrative Procedures for Basic Type Certification of Aeronautical Products to JAR — wskazówki nt. procedur administracyjnych w zakresie podstawowej certyfikacji wyrobów lotniczych wg JAR.

4. Dane o aktualnych wydaniach przepisów BCAR i JAR (stan na 20 maja 1985 r.).

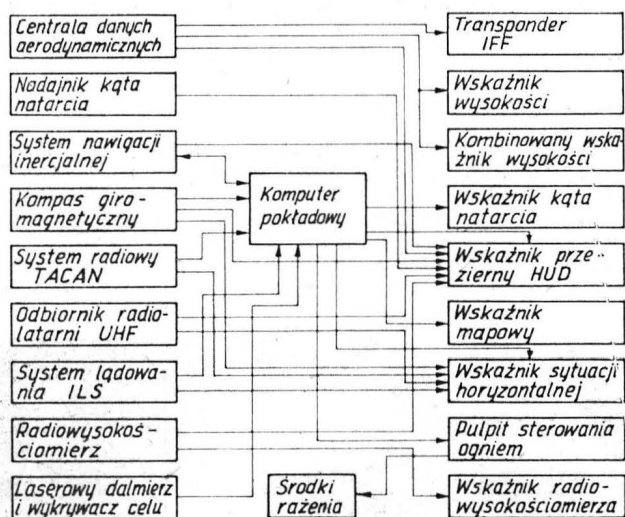
U w a g a: podano tylko te części JAR, które nie były wymienione na liście BCAR, gdyż nie wchodzi w ich skład.

Przegląd współczesnych systemów nawigacji stosowanych w lotnictwie wojskowym (II)

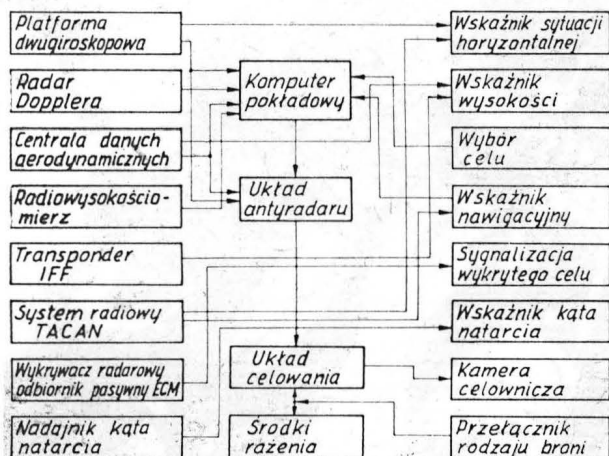
Mgr inż. JERZY GRAFFSTEIN
Instytut Lotnictwa

Systemy nawigacji FIN 1060 i FIN 1064

Systemy nawigacji FIN 1060 i FIN 1064 zostały opracowane przez firmę Ferranti i są w wyposażeniu angielskich samolotów Jaguar BBC oraz Jaguar w wersji francuskiej. Zasadnicze bloki i podzespoły systemów nawigacji pokazują rys. 10, 11, 12, z których wynika, że układ nawigacji inercyjnej znajduje się tylko na pokładzie Jaguara w wersji angielskiej. Układ ten ma (poza elementami jak w tabl. 1*) przelicznik Disc, który przeprowadza obróbkę danych wyjściowych z układu nawigacji inercyjnej, w celu określenia składowych prędkości, długości przebytej drogi oraz danych do celowania. Francuskie wersje samolotu Jaguar nie mają układu nawigacji inercyjnej i jedynie korzystają z dodatkowego układu orientacji, czyli platformy dwugiroskowej, mierzącej położenie katowe samolotu. Informacje o przewidywanej pozycji celów oraz położenie samolotu są prezentowane na wskaźniku przeziernym HUD. Wyliczenia tych parametrów wykonuje komputer pokładowy Spirit-3 firmy Litef, charakteryzujący się pojemnością



Rys. 10. Schemat blokowy systemu nawigacji i ataku na pokładzie samolotu Jaguar A w wersji angielskiej



Rys. 11. Schemat blokowy systemu nawigacji i ataku na pokładzie samolotu Jaguar A w wersji taktycznej dla lotnictwa francuskiego

*) Patrz cz. I art., TLiA nr 9/85.

pamięci 16÷32 tys. słów 16-bitowych, o szybkości dodawania 3 μ s i mnożenia 11,5 μ s.

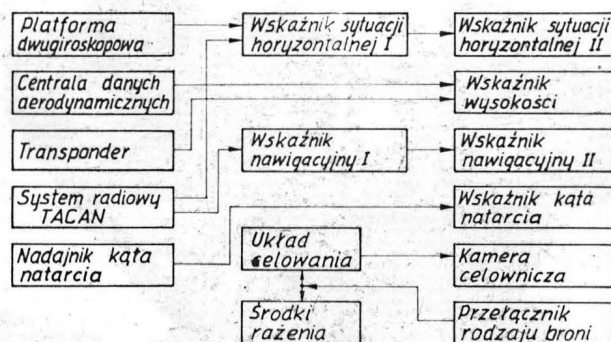
Dalmierz laserowy typ 105D na samolocie Jaguar spełnia nie tylko funkcje w systemie ataku, ale może także odgrywać rolę przy korekcji położenia wg punktów drogi przez pomiar odległości między samolotem a namierzonym punktem drogi. Przewiduje się wyposażenie samolotu Jaguar w wersji francuskiej w układ śledzenia na podczewieni z wyświetlaniem otrzymywanego obrazu obszaru widocznego przed samolotem na lampie oscyloskopowej. W celu polepszenia efektu wizualnego stosuje się siedmiokrotne powiększenie obrazu oraz selekcję wybranych długości fali, co pozwala na uzyskanie wyższej kontrastowości. Dodatkowo we wskaźniku układu śledzenia za terenem na podczewieni można obserwować jaśniejsze punkty przedstawiające cele podświetlone laserem przez wykrywacz celów. Układ śledzenia za terenem na podczewieni i laserowy wykrywacz celów ułatwiają pilotowi prowadzenie ataku. Mogą przy tym spełniać funkcję nawigacji, tzn. ułatwiać orientację w terenie podczas słabej widoczności oraz odgrywać pewną rolę przy korekcji położenia samolotu wg punktów drogi widocznych na ekranie śledzenia. Dla samolotu Jaguar, przed startem przygotowywane są w stacji naziemnej dane nawigacyjne, planowany przebieg lotu oraz dane taktyczne na taśmie magnetycznej umieszczonej w metalowej kasecie. Krótko przed startem kaseta jest ładowana do bloku sterowania i kontroli układu nawigacji i z taśmy magnetycznej przegrywane są odpowiednie informacje do pamięci komputera.

System nawigacji LW-33

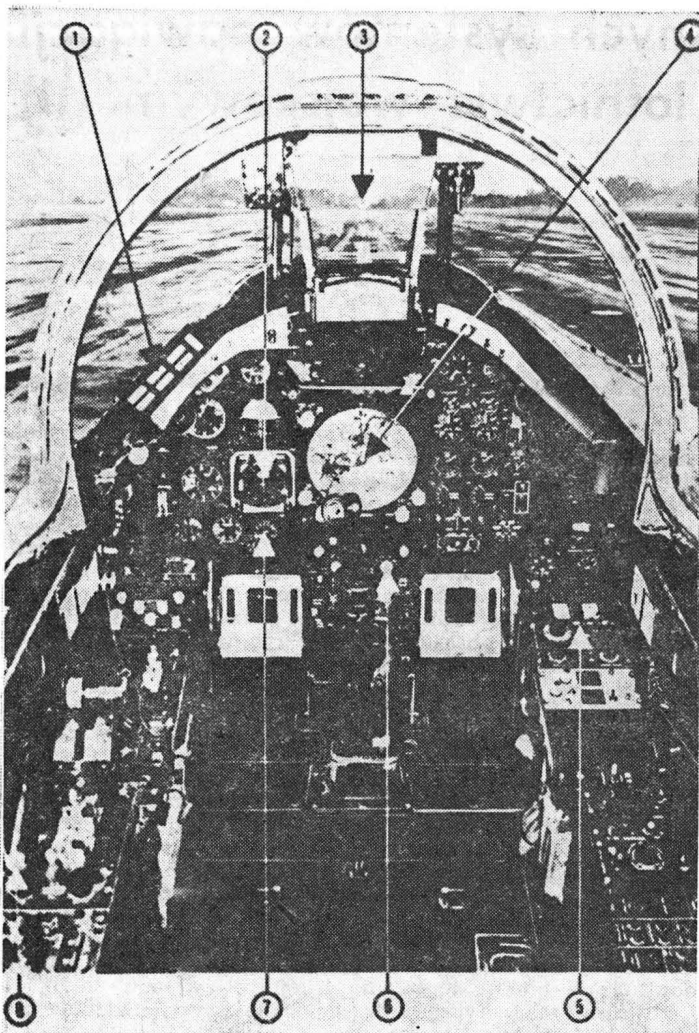
System nawigacji LW-33 został opracowany przez firmę amerykańską Litton i pracował na pokładzie samolotów F-4, F-5E, F-15, F-17, F-104, Mirage i in. System ten wyróżnia się spośród innych uniwersalnym komputerem pokładowym LC-4516 o wysokich wartościach użytkowych. Wykonuje on obliczenia nawigacyjno-celownicze parametrów oraz steruje automatyczną kontrolą zdadności do pracy całego systemu. Komputer ten charakteryzują następujące wielkości: szybkość działania 250 tys. operacji na s, czas dodawania 3 μ s, a mnożenia 8,25 μ s, pojemność pamięci 32÷65 tys. słów 16-bitowych. Przez urządzenie klawiszowe w bloku sterowania i kontroli pilot może zażądać dodatkowych informacji takich jak: dane w postaci cyfrowej o aktualnym położeniu samolotu i 16 punktach drogi lub celów oraz wybrane parametry lotu. Do ważniejszych danych technicznych systemu nawigacji LW-33 należą: masa 25,3 kg, objętość 42,5 dcm³, zapotrzebowanie mocy 400 W, czas pracy 750 h.

System nawigacji RGS-4

System nawigacji RGS-4, produkowany przez firmę Saab, przeznaczony jest dla lekkich samolotów taktycznych wy-

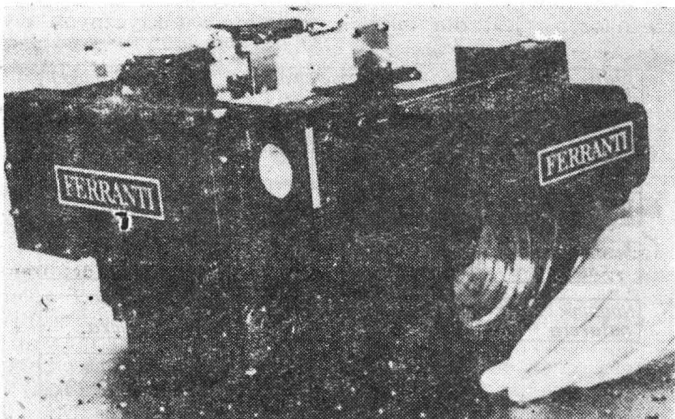


Rys. 12. Schemat blokowy systemu nawigacji i ataku na pokładzie samolotu Jaguar E (Francja) w wersji treningowej



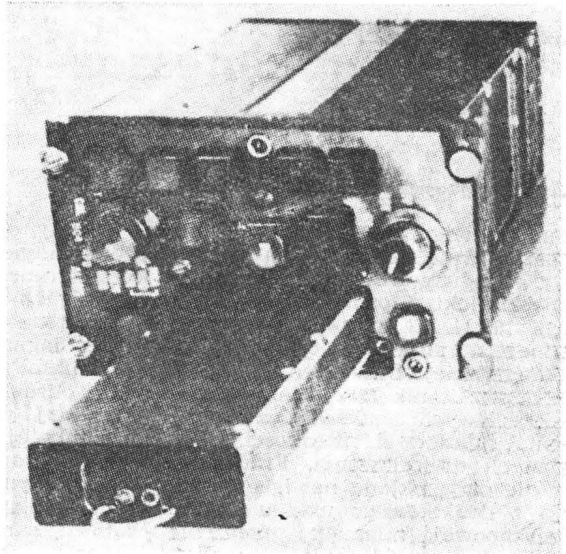
Rys. 13. Wyposażenie kabiny samolotu Jaguar w wersji angielskiej: 1 - wybór rodzaju broni, 2 - wskaźnik sytuacji horyzontalnej, 3 - wskaźnik przezierny HUD, 4 - wskaźnik mapowy, 5 - tablica kontrolna środków bojowych, 6 - tablica kontrolna urządzeń systemu nawigacji, 7 - radiowysokościomierz, 8 - ręczne wprowadzanie korekcy

pełniających swoje zadanie w ciągu dwóch godzin. Podstawowym urządzeniem systemu wypracowującym informacje nawigacyjne jest układ inercyjny HNF-IE mający sztywne zawieszenie (bezkardanowe). Układ współpracuje z centralą danych aerodynamicznych, radarem Dopplera i innymi urządzeniami (tabl. 1). Urządzeniem wyliczającym odpowiednie wielkości nawigacyjne jest komputer nawigacyjny ND-IE, przy czym funkcje wykonywania obliczeń związanych z systemem ataku spełnia oddzielny komputer sterowania bronią. Komputer ND-IE składa się z 16- i 32-bitowych mikroprocesorów i ma linię przesyłową danych o przepływności 20 Mbit/s. Masa komputera nawigacyjnego wynosi 6 kg, a pobór mocy 42 W. Z systemem współpracuje laserowy dalmierz umożliwiający pomiar odległości w zakresie 5÷9 km z dokładnością przy dobrej widoczności ± 5 m.



Rys. 14. Dalmierz laserowy typ 105D

Produkowane wersje tego dalmierza umożliwiają ustawianie promienia w jednym położeniu lub w sposób pozwalający na ruch promienia w niewielkim zakresie kątowym (maks. 20°). Masa dalmierza nie przekracza 9 kg. Zasadniczym urządzeniem wskazującym w tym systemie jest wskaźnik mapowy KP-IE, w którym obraz jest tworzony przez rzutowanie przezroczka z 20-krotnym powiększeniem. Masa

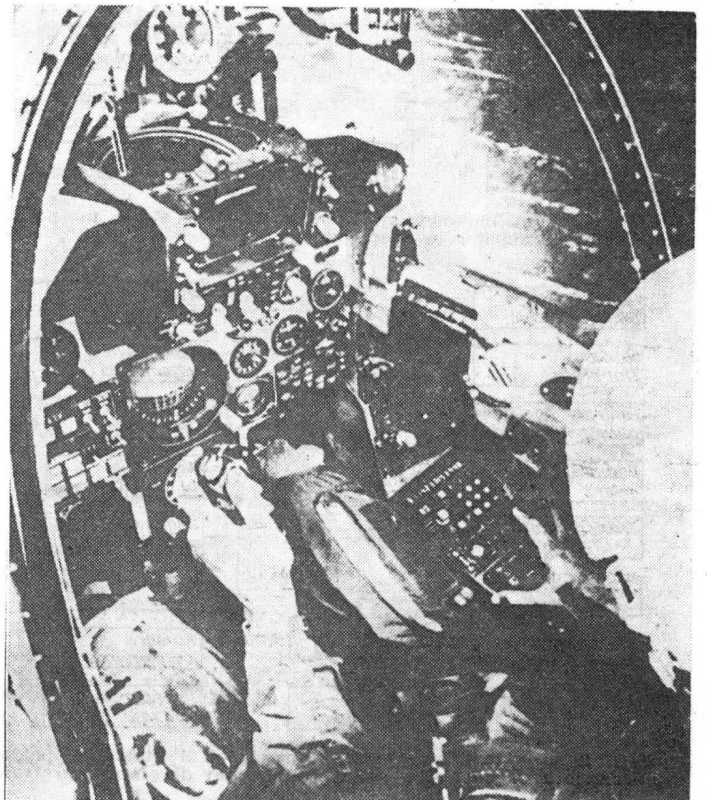


Rys. 15. Wprowadzanie kasety do bloku sterowania i kontroli układów nawigacji

wskaźnika mapowego wynosi 4,5 kg, a pobór mocy 140 W. Dokładność wyznaczenia aktualnej pozycji (po wyeliminowaniu systematycznego błędu wg odpowiedniego algorytmu korelacji) wynosi ok. 1% przebytej drogi.

System nawigacji WDNS

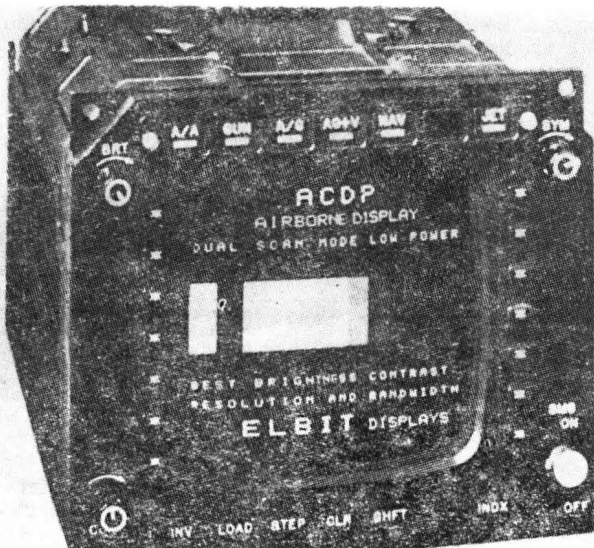
System nawigacji WDNS został opracowany przez firmę Israel Aircraft Industries i wykorzystano go na samolotach Draken BBC, RF-35, Kfir C7 oraz F-4S. Wśród urządzeń pomiarowych systemu główną rolę odgrywa układ nawigacji inercyjnej wyprodukowany na licencji firmy Signer Kirfott. Ustawianie tego układu odbywa się za pomocą kompasu magnetycznego w ciągu 10 min, ale może być



Rys. 16. Wyposażenie kabiny samolotu Kfir C7

przyspieszone, gdy zostanie wykorzystany wprowadzony wcześniej do pamięci kurs samolotu. Charakterystyki pomiarowe systemu są doskonałe w wyniku automatycznej korekcji na podstawie danych z systemów radiowych średniego i bliskiego zasięgu typu TACAN lub dalekiego zasięgu typu LORAN.

Nowsze wersje systemu WDNS są wyposażone w zintegrowany wskaźnik elektroniczny mający 4-calowy kineskop umieszczony w dolnej części tablicy przyrządów i dlatego może być zaliczony do grupy wskaźników „head down”. Masa systemu w wersji WDNS 80 wynosi 55 kg.



Rys. 17. Zintegrowany wskaźnik elektroniczny CRT

System nawigacyjny KT 70

System nawigacyjny KT 70 produkcji szwedzkiej znajduje się w wyposażeniu samolotu JAS 39 Viggen. System ma rozwiniętą wersję układu radarowego spełniającego, poza zwykłymi funkcjami pomiaru prędkości i kąta znoszenia w układzie Dopplera typ 72, funkcję śledzenia za terenem oraz pomiar odległości w dalmierzu. Dodatkowo tworzy mapę konturową Ziemi o normalnej i podwyższonej rozdzielczości. Komputer pokładowy typu SDS 80 firmy SRA zapewnia możliwość wykonania obliczeń nawigacyjnych i ataku i pracuje, opierając się na 32-bitowym mikroprocesorze. Wspomagany jest przez układ kontroli oparty także na mikroprocesorze z 500 równoległymi kanałami. Przewiduje się rozszerzenie systemu o układ na podczerwień FLIR.

Większość informacji nawigacyjnych skupionych jest na trzech wskaźnikach typu „head down” oraz wskaźniku przeziernym HUD. Na tym ostatnim powstaje szerokokątny obraz otrzymany przez układ holograficzny, dla którego źródłem światła jest specjalny laser. Druga składowa obrazu — symbole (tworzona w lampie oścyloskopowej) jest rzutowana na półprzepuszczalną szybę. Grupa wskaźników „head down” składa się z trzech lamp telewizyjnych. Wskaźnik telewizyjny po lewej stronie pokazuje informacje nawigacyjne o położeniu horyzontalnym samolotu, prędkości lotu, liczbie Ma, wysokości oraz informacje pomocnicze o zbliżaniu się do celu. Wskaźnik umieszczony po prawej stronie wyświetla dane taktyczne o sytuacji w przestrzeni powietrznej, informacje z radaru lub też ew. obraz z urządzenia na podczerwieni. W centralnym miejscu znajduje się wskaźnik mapowy na lampie telewizyjnej z cyfrowo zapisaną w pamięci mapą przelotu. Cały system KT 70 waży ok. 160 kg.

Tendencje rozwoju systemów nawigacji

W ostatnich latach obserwuje się dynamiczny rozwój systemów nawigacji, a szczególnie w kierunku:

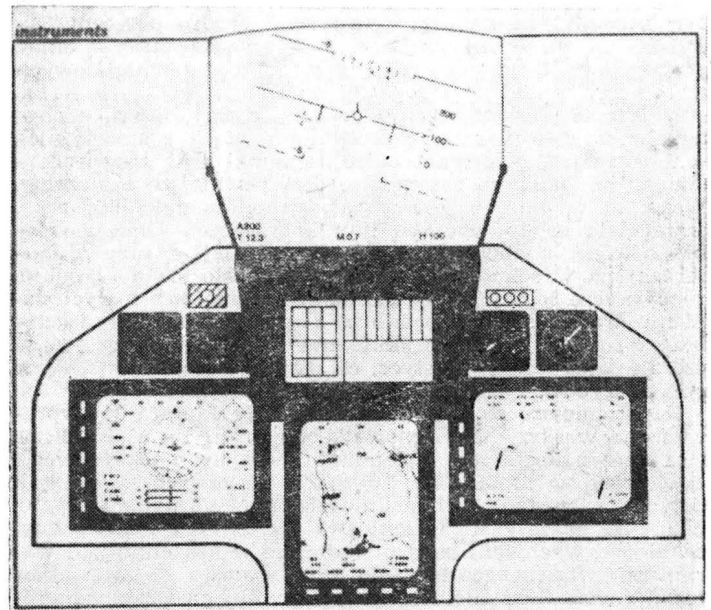
a) rozbudowy urządzeń optoelektronicznych, w tym układu z kamerą telewizyjną oraz z detekcją fal świetlnych spoza zakresu widzialnego, np. na podczerwieni. Urządzenia te pozwalają na orientację co do aktualnego położenia samolotu oraz dają rozpoznanie w terenie, nad którym przelatuje samolot w warunkach słabej widoczności;

b) rozszerzenie udziału zintegrowanych wskaźników elektronicznych, głównie w tzw. grupie „head down”. Umiej-

scowienie podstawowych informacji nawigacyjnych w jednym obszarze tablicy przyrządów na wskaźnikach „head-down” umożliwia pilotowi większą koncentrację (przynajmniej w niektórych fazach lotu), nie zakłócając koniecznością rozglądania się po całej tablicy przyrządów. Poza tym ten typ wskaźników stanowi najczęściej zwielenienie źródeł tych samych informacji nawigacyjnych, przez co zwiększa się niezawodność wizualizacji;

c) wypieranie systemów nawigacji inercyjnej z zawieszeniem kardanowym przez systemy bezkardanowe. Wykorzystywanie systemów bezkardanowych eliminuje z konstrukcji układów inercyjnych ruchomą platformę, co upraszcza budowę oraz podwyższa dokładność i niezawodność pomiarów. Jednocześnie rozwiązanie to wymaga wykonywania wielu dodatkowych obliczeń, przez co niezbędny staje się komputer o wyższych mocach obliczeniowych (większa pamięć i szybkość działania);

d) doskonalenie technik obliczeniowych przy obróbce wyników z pomiarów, w tym filtracja optymalna i adaptacyjna.



Rys. 18. Tablica przyrządów samolotu JAS 39 Viggen

Wymienione techniki obliczeniowe umożliwiają, przy zachowaniu nie zmienionych parametrów urządzeń pomiarowych, znaczne podwyższenie dokładności uzyskiwanych danych nawigacyjnych. Warunkiem korzystania z tych metod obliczeniowych jest spełnienie wymogów co do komputera podanych w pkt. c.

LITERATURA

1. A. KEYES: Jaguar a new look at combat effectiveness. *Flight International* 1973, nr 3337, s. 257-259
2. T. FORD: Inside looking out. *Flight International* 1973, nr 3381, s. 1061
3. T. FORD: Wolf in sheep's clothing. *Flight International* 1973, nr 3378, s. 961-962
4. MRCA nav/attack system. *Flight International* 1974, nr 3394, s. 400-402
5. Measuring metres to the target. *Flight International* 1979, nr 3681, s. 1129-1134
6. D. EAGLES, G. Mc AULEY: Flying Tornado. *Flight International* 1981, nr 3758, s. 1491-1494
7. R. WHITAKER: Ferranti mission managers. *Flight International* 1981, nr 3771, s. 505-510
8. Viggens test Gripen avionics. *Flight International*, 1983, nr 3389, s. 64-65
9. Smart nav/attack system for Kfir. *Flight International* 1983, nr 3877, s. 542
10. D. E. HUMPHRIES: Das britische navigations und Waffenzellsystem für Jaguar. *Interavia*, 1973, nr 9, s. 969-970
11. D. E. HUMPHRIES: Navigations und Angriffsleitanlage der französische Jaguar. *Interavia* 1973, nr 9, s. 971
12. Les équipements de l'Apha Jet. *Air et Cosmos*, 1973, nr 502, s. 26-29
13. J. T. SUMMERS: LINAS — advanced attack avionics at low cost. *International Defence Review* 2/1977, s. 347-349
14. Airborne navigation. *World Aerospace System*, 8/1965, s. 5-8
15. Prospekty firm zachodnich: Sperry-Decca, Saab-Scania, Bofors-Aertronics i in.

Szybowiec klasy 15-metrowej SZD-52-4 Krokus

PIOTR SZCZEPAŃSKI

W maju br. PDPS-Bielsko przekazało Aeroklubowi PRL do eksploatacji nowy polski szybowiec klasy 15-metrowej*) SZD-52-4 Krokus, konstrukcji inż. Adama Kurbiela.

Konstrukcja szybowca i wnętrze kabiny

Poprzednikiem szybowca Krokus był SZD-52-0 Jantar 15 (konstrukcyjnie bardzo podobny do szybowca klasy otwartej Jantar 2B). Jednak Krokus nie przypomina żadnego z tych szybowców. Najwidoczniejsza zmiana to inny, jak gdyby „przełamany” za kabiną, kadłub o smuklejszej sylwetce. To „przełamanie” kadłuba obniżyło kabinę, do której wygodniej wsiadać. Kabina jest szersza, z wygodniej ukształtowaną miską siedzenia, ciężła wyczepu liny holowniczej i wentylacji kabiny umieszczono bardzo poręcznie na wewnętrznych ściankach burty. Wyeliminowano kolumnę przyrządów, tak typową dla wszystkich jednomiejscowych szybowców polskich począwszy od Foki. Tablica przyrządów została podwieszona pod osłoną kabiny, która, odchylana w górę do przodu na przednim zawiasie z amortyzatorem gazowym, otrzymała potrójne zamki oraz parapecik z obu stron, przez co zamknięcie jest pewniejsze i szczelne. Wszystko w kabine jest w zasięgu pilota z krótką ręką, szczególnie ciężła wyczepu liny holowniczej. Umieszczenie dźwigni trymera (znacznie korzystniejsze niż w Jantarach) na wysokości dźwigni klap okazało się dość dobre, choć jeszcze lepszy byłby mechanizm sprzężony z wychyleniami drążka sterowego lub z klapami. Słabą stroną kabiny Krokusa jest mało skuteczna wentylacja przy jednocześnie nadmiernej akustyce, co utrudnia wsłuchanie się w opływ szybowca i sygnalizację audiowariometru.

Najistotniejszą zmianę (w stosunku do Jantara 15) wprowadzono w skrzydle. Zachowało ono profil Fx 67-K170/150, lecz otrzymało klapę z laminatu węglowo-epoksydowego, zawieszoną w środku na łożyskach kulkowych, a nie jak dotychczas w Jantarach na niedzielonym górnym pokryciu. Klapy te okazały się (dzięki swej sztywności i znacznemu zakresowi wychyleń) bardzo skuteczne w krążeniu, pod warunkiem właściwego dobrania masy balastu do warunków termicznych. Skrzydło Krokusa, o profilu cieńszym od profilu Jantara Std. i z ostrzejszym noskiem, jest bardziej wrażliwe i podatne na zniekształcenia spowodowane np. przez rozbite owady w odległości 10÷15 m od krawędzi natarcia.

Szybowiec ma usterzenie w kształcie litery T z mocno wysuniętym do przodu statecznikiem poziomym.

Właściwości pilotażowe

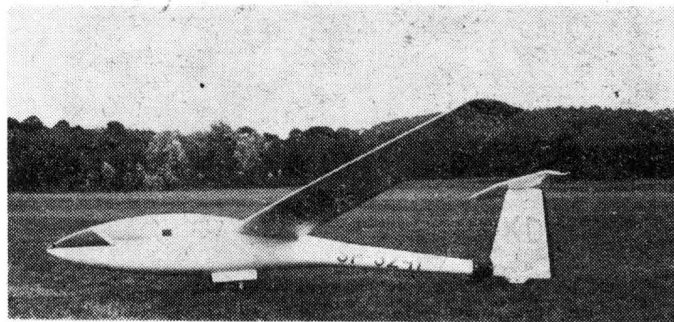
Krokus jest szybowcem bardzo dobrze sterownym dzięki skutecznym lotkom i klapom. Klapy mają wychylenia od +8° do -11°, realizowane przy trójpołożeniowym ruchu dźwigni na „+” i pięciopłożeniowym na „-”. Drążek sterowy został umieszczony bliżej pilota, co pozwala na swobodniejsze i niemęczące ułożenie ręki. Sterowanie lotkami jest bardzo płynne dzięki bezwładnościowemu tłumikowi w układzie napędu lotek.

Charakterystyczną cechą Krokusa jest umieszczenie płyt hamulców aerodynamicznych tylko na górnej powierzchni skrzydeł. Na rękojeści dźwigni hamulców znajduje się dźwignia hamulca koła głównego podwozia, uruchamiana niezależnie od ruchu dźwigni hamulców aerodynamicznych.

Wszystkie krawędzie podziału skrzydło-klapa, statecznik-ster mają uszczelnienia z gąbki.

Szybowiec przeszedł swą pierwszą próbę zawodniczą w tegorocznych XXX Szybowcowych Mistrzostwach Polski w Lisich Kątach, gdzie poza konkursem startowały dwa Krokusy.

Krokus latał najczęściej z obciążeniem ok. 42 kg/m² (co uzyskiwano przy 3/4 masy balastu). Przy średnich noszeniach 1,5÷2 m/s, z klapami +2/+3 i przechyleniem do 45° szybowiec krąży z prędkością 90÷95 km/h, przy połowie balastu (Q/S = 38 kg/m²) prędkości te spadają o ok. 10 km/h, a bez balastu (Q/S = 32 kg/m²) szybowiec może dobrze krążyć z prędkością nieco poniżej 80 km/h.



Rys. 1. Szybowiec SZD-52-4 Krokus

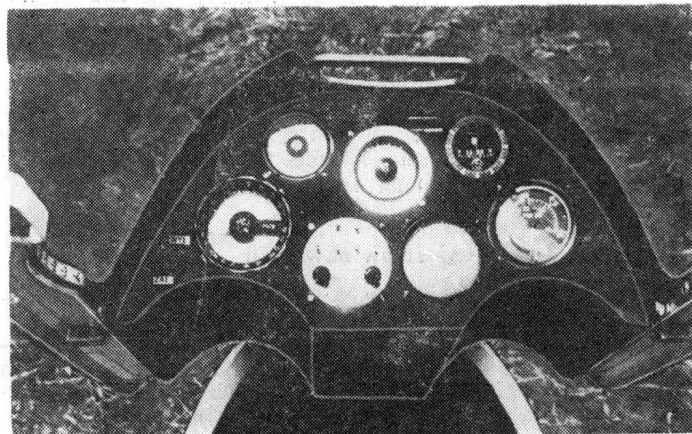
W locie po prostej, na przeskokach, do prędkości ok 180 km/h z użyciem klap od -1 do -3 szybowiec jest równorzędny Jantarom Std. 2 lub 3, z użyciem klap -4, -5 staje się znacznie lepszy, ale wymaga to przeskoków z prędkością ok. 200 km/h i większą, co nie jest zbyt często możliwe do zrealizowania.



Rys. 2. SZD-52-4 Krokus

Szybowiec jest bardzo prawidłowy przy starcie, nie wymaga podnoszenia ogona „na siłę” i nie ma np. „falowania” po oderwaniu. Przy lądowaniu jest mało wrażliwy na boczny wiatr (ważne w terenie przygodnym), przed przyziemieniem nie ma tendencji do nagłego przepadania przy większym kącie podprowadzenia.

Z zalet eksploatacyjnych Krokusa należy wymienić bardzo dobrą instalację tankowania wody (czas ok. 6 min na jedno skrzydło) oraz szybkie opróżnianie zbiorników wod-



Rys. 3. Tablica przyrządów na uniesionej w górę osłonie kabiny. Wszystkie zdjęcia autora

*) Obecnie na Szybowcowych Mistrzostwach Świata i międzynarodowych zawodach szybowcowych konkurencje rozgrywane są w trzech klasach: w klasie otwartej — bez żadnych ograniczeń konstrukcyjnych, w klasie standard — dopuszczalna rozpiętość skrzydeł 15 m, wymagania: skrzydła bez urządzeń hipernosnych oraz prostota i seryjność produkcji, oraz w tzw. klasie 15-metrowej, w której obowiązuje jedynie ograniczenie rozpiętości skrzydeł do 15 m (czasem nazywa się tę klasę zawodniczą, 15-metrową FAI, a szybowce klapówkami). We wszystkich tych klasach stosowane jest balastowanie szybowców, co nie jest dopuszczalne w szybowcach klasy Club, która nie jest objęta nomenklaturą Mistrzostw Świata ani Mistrzostw Europy.

Zagraniczna kariera Salamandry

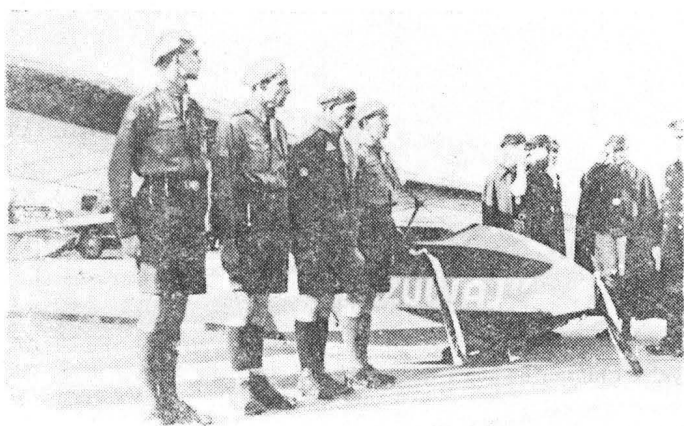
Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Gdy inż. Wacław Czerwiński rozstał się z lwowskimi studenckimi warsztatami szybowcowymi i rozpoczął zimą 1935/1936 r. projektowanie szybowca przejściowego Salamandra dla Wojskowych Warsztatów Szybowcowych w Krakowie, nie mógł się spodziewać takiej kariery dla swego szybowca, jaką on zrobił.

Salamandra miała być następcą Czajki II skonstruowanej w 1931 r. przez Antoniego Kocjana. Od szybowca przejściowego między szkolnym a treningowym wymagano wówczas, by miał osiągi pośrednie między tymi typami. Szybowiec szkolny miał doskonałość 9÷11, opadanie min. 1,2÷1,4 m/s i prędkość min. rzędu 45 km/h, zaś treningowy miał doskonałość 19, opadanie min. 0,65 m/s oraz prędkość min. 37÷42 km/h. Dla Salamandry konstruktor przyjął osiągi obliczeniowe: doskonałość 16,5, opadanie min. 0,81 m/s i prędkość min. 37 km/h. Rzeczywiste osiągi szybowca niewiele różniły się od obliczeniowych. Zostały one uzyskane przy rozpiętości 12,5 m oraz z profilem skrzydła G387 o grubości względnej 15,2%. Cechą charakterystyczną tego profilu był duży współczynnik siły nośnej przy małych liczbach Reynoldsa, czyli przy małej prędkości lotu. Szybowiec miał służyć do pierwszych lotów żaglowych na zbroczu i pierwszych lotów termicznych. Mała prędkość min. pozwalała na ciasne krążenie, czyli na wykorzystywanie niedużych prądów wznoszących.

Prototyp szybowca WWS-1 Salamandra wykonał pierwszy lot latem 1936 r., bardzo szybko uzyskał dobrą opinię i jeszcze w tym samym roku wszedł do produkcji seryjnej w Wojskowych Warsztatach Szybowcowych w Krakowie, gdzie zbudowano go ponad 80 szt. W 1937 r. jego produkcję podjęły Lwowskie Warsztaty Lotnicze oraz Śląskie Warsztaty Lotnicze w Bielsku. Zbudowały one odpowiednio ponad 40 i 20 szt. Do wybuchu II wojny światowej zbudowano łącznie ok. 150 Salamander. Dobre osiągi szybowca umożliwiły wykonywanie na nim długotrwałych lotów w słabych prądach wznoszących. Najdłużej trwający lot na Salamandrze wykonał 1938.08.22 pilot Burak utrzymując się w powietrzu 11 h 15 min.

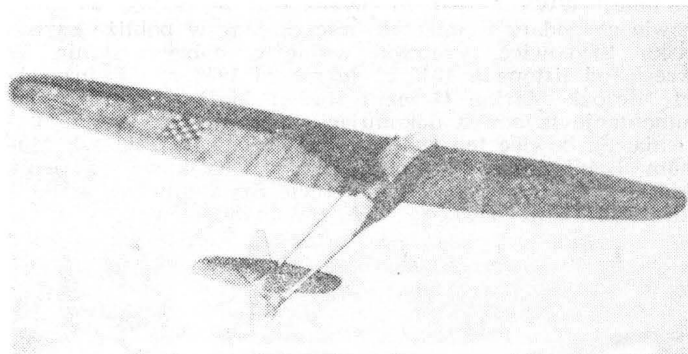
Szybownicy zagraniczni (m.in. jugosłowiańscy i fińscy),



Rys. 1. Salamandra „Czuwaj” ofiarowana skautom węgierskim

szkolący się w 1937 r. na szybowisku wyczynowym w Bezmiechowej (zwanym Akademią Szybowcową), rozslawili Salamandrę w krajach bałkańskich i nadbałtyckich. W wyniku tego Finlandia zakupiła jedną Salamandrę produkcji LWL o nr fabr. 147, która otrzymała znaki OH-SAA (a później została zmodyfikowana przez dodanie koła podwozia) i była używana aż do 1962 r., a obecnie znajduje się w muzeum lotniczym w Helsinkach-Vantaa. Jedna Salamandra została wyeksportowana do Estonii, gdzie była użytkowana. Jugosławia zakupiła licencję Salamandry i zbudowała kilka szybowców tego typu. W 1937 r. katowicki okręg LOPP ofiarował węgierskim skautom lotniczym Salamandrę z napisem „Czuwaj” jako dar od polskich harcerzy. W ten sposób przed II wojną światową Salamandra była używana w czterech krajach poza Polską.

W wyniku działań wojennych we wrześniu 1939 r. większość Salamander na ziemiach polskich uległa zniszczeniu. Kilkadziesiąt szybowców znajdujących się na szybowisku w Ustjanowej ocalało. Niemcy przewieźli tę zdobycz najpierw do Krosna, gdzie część szybowców uległa zniszczeniu



Rys. 2. Salamandra z chorwackimi znakami na skrzydłach

na lotnisku, a resztę przewieziono później do Mielca. Było tam składowanych w baraku ok. 200 polskich szybowców w stanie złożonym. Pożar strawił ten barak wraz z szybowcami, tylko kilkadziesiąt uratowano. 20 Salamander odremontowano i Niemcy odsprzedali je lotnictwu Chorwacji (proniemieckiemu państewku utworzonemu na terenie okupowanej Jugosławii). Prawdopodobnie kilka Salamander zdobytych w Polsce Niemcy wykorzystali do prób. Cztery Salamandry pozostawione w hangarze Aeroklubu Lwowskiego przejęło lotnictwo radzieckie, które użytkowało je w 1940 r. na swych szybowiskach.

Odrębną kartę swych dziejów zapisała Salamandra w latach wojny w Rumunii. Ewakuowana z Polski we wrześniu 1939 r. dokumentacja Salamandry pozostała w Rumunii u przebywającego tam. inż. Witolda Kasprzyka. W 1943 r. w warsztatach szkoły szybowcowej w Sinpetru uruchomił on seryjną produkcję Salamander. Nie jest znana dokładna liczba zbudowanych tam szybowców (można przypuszczać, że zbudowano 20÷40 szt.). Jeszcze w 1943 r. pilot G. Brascu wykonał na Salamandrze rekordowy lot (rumuński rekord krajowy) trwający 23 h. Później rumuńskie Salaman-

cd. ze s. 20

nych w powietrzu (ok. 4 min 20 s). Poza tym w skrzydłach znajdują się dodatkowe (zamykane wkretami) otwory do spustu resztek wody np. po sezonie lotnym. Ponadto szybowiec wyposażono w rozbudowaną instalację przyrządów pokładowych i podwójną instalację radiową.

Dane techniczne

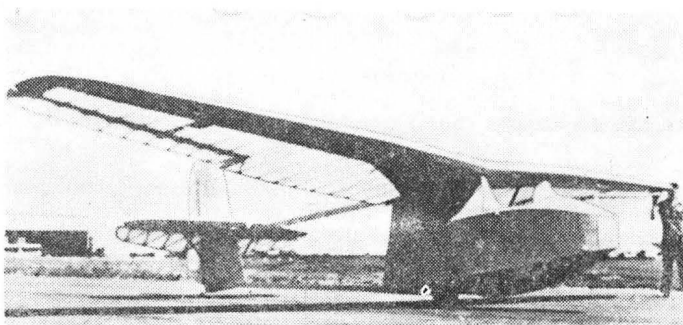
Rozpiętość	15,00 m
Długość	7,00 m
Wysokość	1,25 m
Powierzchnia nośna	10,3 m ²

Wydłużenie	21,9
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,50 m
Masa własna	255 kg
Balast wodny	130 kg
Obciążenie powierzchni nośnej	32÷48 kg/m ²
Opadanie min.	
bez balastu, przy 82 km/h	0,58 m/s
z balastem, przy 94 km/h	0,66 m/s
Doskonałość bez balastu przy 100 km/h	
i z balastem przy 114 km/h	42,6
Współczynnik obciążenia dopuszczalnego	+4,8/—2,65

dry otrzymały hamulce aerodynamiczne, a w 1948 r. dolny zaczep. Były używane przez wiele lat po wojnie.

Konstruktora szybowca, inż. W. Czerwińskiego, zawierucha wojenna rzuciła przez Francję do Kanady. Tam podjął pracę w przemyśle lotniczym przy produkcji drewnianych samolotów bojowych Mosquito. Jednakże nie zrezygnował ze swej pasji konstruowania szybowców. Na podstawie małego rysunku Salamandry w trzech rzutach odtworzył z pamięci jej konstrukcję, rysując dokumentację techniczną. Pod względem wymiarów zewnętrznych i wyglądu szybowiec był niemal identyczny z przedwojennym, otrzymał jednak inny zestaw żeber w skrzydłach i usterzeniu oraz dodatkowo podwozie otrzymało koło. Szybowiec nazwano DH Sparrow. Jego prototyp został zbudowany i oblatany w 1942 r. Następnie W. Czerwiński skonstruował jego dalsze rozwinięcie, nazwane DH Robin. Prototyp tego szybowca został oblatany w sierpniu 1944 r. W marcu 1945 r. szybowiec ten, pilotowany przez Jerzego Illaszewicza, wykonał w Toronto lot na hoku za wiatrakowcem. Były to pierwsze w świecie próby holowania szybowca za wiatrakowcem. Sparrow i Robin były szybowcami przejściowymi, przydatnymi podczas szkolenia na szybowcach jednomiejscowych. Ponieważ Amerykanie, a później Kanadyjczycy, podczas wojny wprowadzili szkolenie na szybowcach dwumiejscowych, szybowiec przejściowy nie był potrzebny w owym czasie w Kanadzie. Dlatego do produkcji Robina nie doszło.

Po II wojnie światowej odbudowujące się polskie szybownictwo potrzebowało szybowców. Najszybszą metodą uruchomienia ich produkcji było nie konstruowanie wszystkich typów, lecz skorzystanie z najlepszych wzorów przedwojennych. Nie zachowała się jednak w kraju dokumentacja Salamandry. Jednak jeden jej egzemplarz (nr fabr. 41 produkcji WWS z 1937 r.) przechował w stodole w Goleiszowie gospodarz Stanieczonek, mieszkający w pobliżu szybowiska. Szybowiec przetrwał wojnę w dobrym stanie. W okresie od listopada 1945 r. do marca 1946 r. inż. inż. Józef Niespał, Marian Gracz i Rudolf Matz odtworzyli dokumentację szybowca dokonując pomiarów bez jego uszkodzenia. Szybowiec ten znajduje się obecnie w zbiorach Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie. Jesienią 1946 r. wyprodukowano w Instytucie Szybownictwa w Białym-Białej 5 szybowców IS-A Salamandra wg tej doku-



Rys. 3. DH Sparrow z 1942 r. — kanadyjska odmiana Salamandry

mentacji. Następnie w warsztatach szybowcowych w Jeżowie w 1948 r. wyprodukowano 75 szybowców Salamandra 48, zaś w 1949 r. serię 50 szybowców Salamandra 49 wyposażonych w hamulce aerodynamiczne. W latach 1950÷1951 Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego na Okęciu i w Mielcu zbudowały 43 szybowce Salamandra 49. W 1953 r. zostało zmodyfikowane usterzenie Salamandry. 50 tak zmodyfikowanych szybowców Salamandra 53 wykonały w 1953 r.

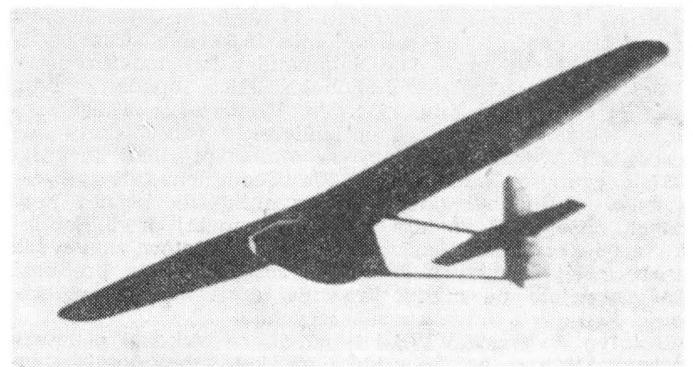
TABLICA 3. Rodzina Salamander i szybowce wzorowane na niej

Nazwa	WWS-1 Salamandra	IS-A Salamandra 53A	Szenjang X-5A	DH Robin	Čavka	Roda	PIK-5c	K-02b Szellő
	Polska/Jugosławia/ /Rumunia	Polska/Chiny	Chiny	Kanada	Jugosławia	Jugosławia	Finlandia	Węgry
Rok	1936	1956	ok. 1968	1944	1940	ok. 1955	1946	1950
Zbudowano, szt.	420	>40	~100	2	~10	>20	27	78
Liczba miejsc	1	1	1	1	1	2	1	1
Rozpiętość, m	12,5	12,5	12,33	11,35	12,7	12,7	12,4	12,7
Wydłużenie	9,2	9,2	9,0	8,2	9,7	9,7	10,4	10,7
Powierzchnia nośna, m ²	16,9	16,9	16,9	15,7	16,7	16,7	14,7	14,8
Długość, m	6,45	6,5	6,64	5,8	6,0	6,5	6,4	6,5
Masa własna, kg	110	140	185	124	115	120	123	155
Masa całkowita, kg	190	225	345	214	205	280	205	245
Obeciążenie pow., kg/m ²	11,6	13,3	20,4	13,6	12,2	16,7	14,3	16,6
Doskonałość	16,5	15,2	12	16,4	16	14	18	18,5
Opadanie, m/s	0,83	0,85	1,2	0,82	0,84	1,2	0,85	0,84
Prędkość min., km/h	38,5	43	48	41	40	45	45	45

TABLICA 1. Użycie szybowców Salamandra TABLICA 2. Rodzina Salamander

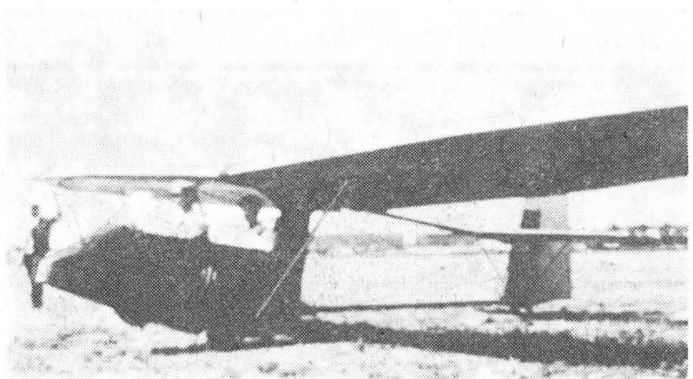
Kraj	Szt.	WWS-1 Salamandra (1936 r.)
		DH Sparrow (1942 r.)
		IS-A Salamandra (1946 r.)
Polska	370	Salamandra 48 (1948 r.)
Estonia	1	Salamandra 49 (1949 r.)
Finlandia	1	Salamandra 53 (1953 r.)
Węgry	1	Salamandra 53 A (1956)
Jugosławia	ok. 5	Szenjang X-5 (ok. 1962 r.)
ZSRR	4	Szenjang X-5A (ok. 1968 r.)
Niemcy	ok. 3	
Chorwacja	20	
Rumunia	ok. 40	
Kanada	1	
Bulgaria	2	
Chiny	>40	
Wietnam	ok. 10	

zakłady w Jeżowie. Równocześnie wymieniono usterzenia poziome w Salamandrach uprzednio zbudowanych. Łącznie w tym okresie zbudowano w Polsce 223 Salamandry. Dwie z nich zostały na początku lat pięćdziesiątych ofiarowane przez Aeroklub PRL lotnictwu sportowemu Bułgarii.



Rys. 4. Salamandra 53 z 1953 r.

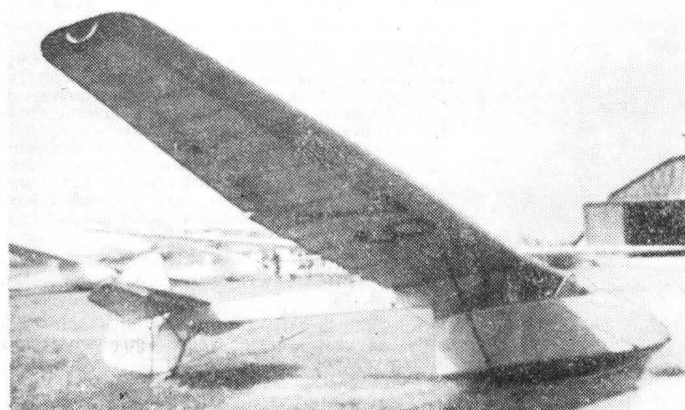
W 1953 r. lotnictwo Chińskiej Republiki Ludowej postanowiło wprowadzić szybownictwo w swym kraju, zwróciło się więc do Polski z zamówieniem na zorganizowanie szkolenia szybowcowego, sprzedaż szybowców i uruchomienie ich produkcji w Chinach. Wśród pięciu typów wybranych szybowców znalazła się też Salamandra. Po zapoznaniu się w 1955 r. chińskich pilotów z polskimi szybowcami, wyłonił się problem związany z tym, że chińscy piloci byli nie-



Rys. 5. Chińska odmiana dwumiejscowa Szenjang X-5A

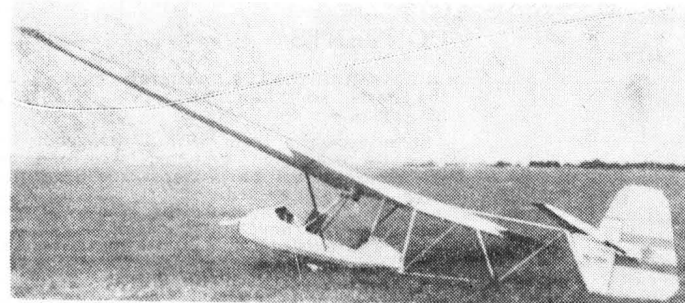
wysocy i mieli małą masę rzędu 45÷55 kg. Odległość od siodełka do sterownicy okazała się za duża, a położenie środka ciężkości szybowca z pilotem — niewłaściwe. W związku z tym skrzydło przesunięto względem kadłuba o 15 cm do tyłu, przesunięto fotel i sterownice, a w kadłubie dodano uchwyty na zakładane ciężarki wyważające. Oblot pierwszej Salamandry 53A, gdyż tak ją oznaczono, odbył się 29 grudnia 1956 r., czyli w 20 lat po powstaniu tego typu szybowca.

W 1957 r. warsztaty w Jeżowie przerobiły 10 szybowców Salamandra, odstąpionych przez nasze aerokluby, na wersję Salamandra 53A. Eksportowano je do Chin. Już w 1955 r. ekipa polskich specjalistów szybowcowych wybrała miejsce k. Mukdenu na szybowisko i wytwórnię. Wkrótce jednak szybowisko przeniesiono, a wytwórnię zlokalizowano w Szenjang. W celu uruchomienia wytwórni pojechała z Polski ekipa fachowców z wytwórni szybowców w Bielsku-Białej. W 1957 r. zakłady szybowcowe w Jeżowie wyprodukowały 30 Salamander 53A w elementach. Zostały



Rys. 6. Jugosłowiańska Čavka z 1940 r.

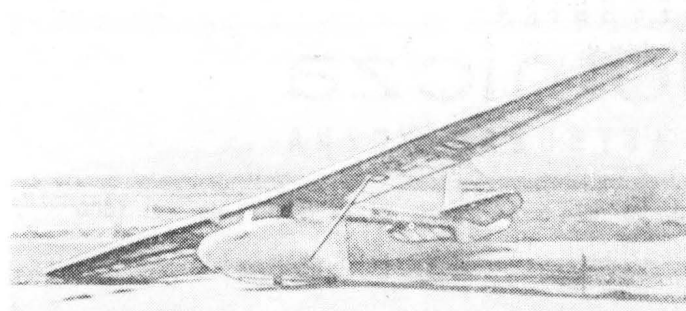
one z tych elementów wykonane w Szenjang jako zapoczątkowanie produkcji. Trudno ustalić liczbę Salamander zbudowanych przez wytwórnię, gdyż przez kilkanaście lat docierały do kraju bardzo niktłe wieści na temat jej działalności. W połowie lat sześćdziesiątych w czeskosłowackim dwutygodniku *Letectví + Kosmonautika* pojawiło się zdjęcie szybowców Blanik używanych w Wietnamie; na dru-



Rys. 7. Jugosłowiańska dwumiejscowa Roda z lat pięćdziesiątych

gim planie widoczne były Salamandry 53A. Był to dowód na eksport tych szybowców z chińskiej wytwórni do Wietnamu.

W 1964 r. w radzieckim miesięczniku *Krylija Rodiny* został zamieszczony artykuł o chińskim szybownictwie. Na jednym ze zdjęć był pokazany dwumiejscowy szybowiec szkolny o nazwie „I stopień wyszkolenia” (później oznaczony Szenjang X-5). Była to chińska przeróbka Salamandry dokonana ok. 1961 lub 1962 r. Przeróbkę ułatwiała mniejsza masa chińskich pilotów. Wg polskich norm Salamandra była dostosowana do maksymalnej masy tzw. ciężkiego pilota (90 kg). Należy sądzić, że dostosowanie szybowca do dwóch znacznie lżejszych pilotów wymagało niezbyt dużego wzmocnienia dźwigarów skrzydeł. Przerobiono przód szybowca rezygnując z kabiniki, natomiast wykonano belkę przodu kadłuba i siodełka na wzór stosowanych na szybowcu ABC, który też był używany w Chinach. Miejsce konstruktora zostało cofnięte pod skrzydło, co wymagało wykonania specjalnego słupka za okuciami skrzydłowymi. Przestrzeń między tym słupkiem a słupkiem za tylnymi okuciami skrzydeł pokryto sklejką. Skrzydła, usterzenie i



Rys. 8. Węgierski K-02b Szellő z 1950 r.

belki ogonowe pozostały bez zmian. Odsłonięcie kabiny oraz wzrost masy w locie spowodowały wzrost opadania i spadek doskonałości.

Następnie (prawdopodobnie w końcu lat sześćdziesiątych lub na początku lat siedemdziesiątych, choć pierwsze zdjęcia znane są dopiero z lat osiemdziesiątych) powstała dalsza wersja tego szybowca oznaczona X-5A. Otrzymała ona osłonę przodu kadłuba (kabinę), co poprawiło osiągi. Trudno ustalić liczbę wyprodukowanych szybowców X-5 i X-5A. Ponieważ stanowiły one podstawowy sprzęt szkolny wśród tysięcy szybowców wyprodukowanych w latach 1957÷1980 przez chiński przemysł lotniczy, ich liczba powinna zawierać się między 100 a 300 szt. Należy przypuszczać, że ich produkcja zakończyła się w połowie lat siedemdziesiątych.

Salamandra miała też wpływ na konstrukcje zagraniczne. O ile w latach trzydziestych Niemcy stworzyli szybowce szkolne Zögling i SG-38, które były stosowane w wielu krajach, to nie konstruowali wyróżniającego się szybowca przejściowego, odpowiadającego wymaganiom stawianym w drugiej połowie lat trzydziestych. Koncepcja Salamandry z jednodźwigarowym zastrzałowym prostokątno-trapezowym płatem o rozpiętości 12,5 m, belkowym tyłem kadłuba i „kajaczkową” kabiną była oryginalna i w pełni udana. Dlatego układ ten znalazł naśladowców.

W 1940 r. I. Šoštarić skonstruował w Jugosławii szybowiec przejściowy Čavka z płatem bardzo podobnym do płata Salamandry (wymiary niemal identyczne), lecz z innym jednobelkowym tyłem kadłuba i z usterzeniem pionowym innego kształtu. Niewiele zbudowano tych szybowców. W pierwszej połowie lat pięćdziesiątych ten sam konstruktor skonstruował dwumiejscowy szybowiec szkolny wykorzystując skrzydła i usterzenie od Čavki. Nowy kadłub o postaci płaskiej kraty w prototypie miał miejsca załogi nie osłonięte. Szybowiec otrzymał nazwę Roda. Jego wersja seryjna (zbudowano ponad 20 szt.) miała niską osłonę kabiny i podparcie płata pojedynczymi zastrzałami. Jej powstanie wiązało się z okresem przejścia ze szkolenia na szybowcach jednomiejscowych do szkolenia na szybowcach dwumiejscowych. Niestety nie skorzystaliśmy z tego przykładu i na przełomie lat pięćdziesiątych i sześćdziesiątych skasowano u nas ok. 50 Salamander, gdy równocześnie brakowało dwumiejscowych szybowców szkolnych.

W 1946 r. konstruktorzy fińscy z politechniki w Helsinkach zbudowali szybowiec PIK-5 o skrzydłach zbliżonym do skrzydła Salamandry, lecz o profilu G533 i o powierzchni o 2 m² mniejszej, co dało większe jego wydłużenie i pozwoliło na osiągnięcie doskonałości rzędu 18. Miał on jednobelkowy tył kadłuba. W wersji seryjnej PIK-5c wyprodukowano 27 szt. szybowców. W 1950 r. A. Kémény skonstruował na Węgrzech szybowiec K-02b Szellő o skrzydłach o wymiarach podobnych jak w szybowcu PIK-5c, lecz o profilu G549. Kadłub miał kabinę o okrągłych kształtach i belkę ogonową o przekroju kołowym. Korzystniejszy profil skrzydła i bardziej opływowy kadłub pozwoliły na uzyskanie doskonałości 18,5. Szybowiec został wyprodukowany w serii 78 szt.

Produkcja szybowca w kraju i z licencji w wersjach nieznacznie zmodyfikowanych przez ok. 25 lat — to niewątpliwym sukces. Salamandra w tym okresie była wyprodukowana w 373 egz. w kraju, zaś wraz z produkcją licencyjną w Jugosławii, Rumunii i w Chinach — co najmniej w 500 egz. (a możliwe, że w większej liczbie). Jest to też sukces produkcyjny. Jeśli dodać do tego chińską dwumiejscową wersję Salamandry, czyli X-5 i X-5A, okaże się, że produkcja szybowca trwała aż 40 lat. Jest to osiągnięcie niespotykane w produkcji szybowców w skali światowej. Natomiast, wraz z X-5A, czas użytkowania szybowców z rodziny Salamander wynosi 50 lat.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

	Str.
A. Glass: Teoria lotu a nauka pilotażu	1
ZE SWIATA	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Lotnictwo cywilne w RFN w 1983 r.; Balony sportowe na świecie w 1983 r. i 1984 r.	3
J. Grzegorzewski: Silniki lotnicze na Salonie Lotniczym w Paryżu	4
W. Stafiej: Programowanie prób statycznych szybowców kompozytowych (I)	8
KARTOTEKA TLiA: Northrop F-20 Tigershark	11
Suchoj Su-26	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Francuskie czasowniki i zwroty lotnicze (IV)	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Przepisy BCAR i JAR zdatości sprzętu lotniczego	16
J. Graffstein: Przegląd współczesnych systemów nawigacji stosowanych w lotnictwie wojskowym (II)	17
P. Szczepański: Szybowiec klasy 15-metrowej SZD-52-4 Krokus	20
A. Glass: Zagraniczna kariera Salamandry (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ)	21
PROTOTYPY: IAR-28M	II okł.
Sikorsky S-75	II okł.
NOWOŚCI TECHNICZNE: Motoszybowiec WINDEX 1100	III okł.

Na okładce: Samolot myśliwski PZL 38/II Wilk — rys. K. Cieślak

WYDAWNICTWO
SIGMA
00-950 Warszawa
skrytka pocztowa 1004
ul. Biała 4

NACZELNA ORGANIZACJA TECHNICZNA
CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH

Redaktor naczelny:
mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:
Emilia Łazarewicz

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

Rada programowa:

Mgr inż. Z. Girulski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, mgr inż. W. Jasiński, dr inż. T. Kostia, mgr inż. T. Królikiewicz (przewodniczący), mgr inż. K. Kunachowicz, doc. dr inż. J. Lamparski, dr inż. J. Lewitowicz, dr inż. K. Michalewicz, dr inż. M. Michalski, mgr inż. M. Mikluszka, mgr inż. A. Milkiewicz, mgr inż. A. Mistorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. M. Potapowicz, mgr inż. S. Trębacz, mgr inż. R. Zaremba

Zakłady Graficzne „Tamka”, Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0917-1300/85. Nakład 6600 egz.

Cena pojedynczego egz. zł 80.--

Prenumerata roczna zł 960.--

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. N-8.

INDEKS 37909

GRZEGORZEWSKI J.: Silniki lotnicze na Salonie Lotniczym w Paryżu. TLiA, t. XL, 1985, nr 10, s. 4
W artykule omówiono niektóre eksponaty z dziedziny napędów lotniczych pokazane na Międzynarodowym Salonie Lotniczo-Kosmicznym w Paryżu w br. Starano się dobrać je tak, aby charakteryzowały określone kierunki rozwoju, pokazywały istniejące tendencje w dziedzinie napędów lotniczych oraz w skromnym zakresie również rozwiązania technologiczne.

STAFIEJ W.: Programowanie prób statycznych szybowców kompozytowych (II). TLiA, t. XL, 1985, nr 10, s. 8
Podano zasady opracowywania programu prób statycznych kadłuba, skrzydeł, ustereżenia, podwozia oraz układów sterowania szybowców kompozytowych (laminatowych).

GRAFFSTEIN J.: Przegląd współczesnych systemów nawigacji stosowanych w lotnictwie wojskowym (II). TLiA, t. XL, 1985, nr 10, s. 17

W artykule przedstawiono 11 systemów nawigacji aktualnie znajdujących zastosowanie w 1-2-osobowych samolotach wojskowych produkowanych w krajach zachodnich. Większość z tych systemów opisano bardziej szczegółowo, uwzględniając budowę nowszych i niekonwencjonalnych układów, ich działanie oraz wzajemną współpracę. Dodatkowo podano miejsce nawigacji wśród innych funkcji wyposażenia pokładowego oraz podział i kierunki rozwoju systemów nawigacji.

SZCZEPAŃSKI P.: Szybowiec klasy 15-metrowej SZD-52-4 Krokus. TLiA, t. XL, 1985, nr 10, s. 20

Opisano konstrukcję i wyposażenie kabiny szybowca oraz jego właściwości pilotażowe.

GLASS A.: Zagraniczna kariera Salamandry. TLiA, t. XL, 1985, nr 10, s. 21

Opisano rodzinę szybowców Salamandra, konstrukcji inż. W. Czerwińskiego, od prototypu z 1936 r. do ostatniej polskiej wersji z 1956 r., ich eksport do 12 krajów, produkcję licencyjną w Jugosławii, Rumunii i Chinach oraz dalszy rozwój w Chinach w postaci odmiany dwumiejscowej X-5 i X-5A. Ponadto przedstawiono typy szybowców zagranicznych wzorowanych na Salamandrze. Salamandra była w produkcji przez 25 lat, a wraz z jej odmianą dwumiejscową — 40 lat, natomiast w użyciu przez 50 lat.

CONTENTS

GRZEGORZEWSKI J.: Aircraft engines at the Paris Air Show. TLiA, vol. XL, 1985, No. 10, p. 4

Some exhibits from within the scope of aircraft propulsion systems, presented at the International Paris Aerospace Show '85, have been discussed. Efforts have been made to select them so that they characterize specific development trends, demonstrate the existing trends within the scope of aircraft propulsion systems and represent, though to a limited degree, various solutions from the manufacturing methods point of view.

STAFIEJ W.: Programming of static tests of gliders made from composites (I). TLiA, vol. XL, 1985, No. 10, p. 8

Principles of programming static tests of fuselage, wings, control surfaces, landing gear and control systems of gliders made from composite materials (laminates), have been given.

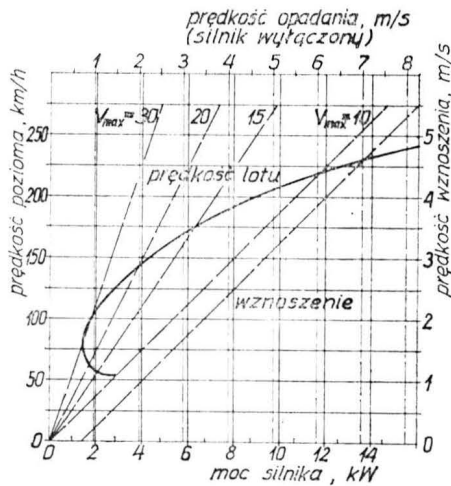
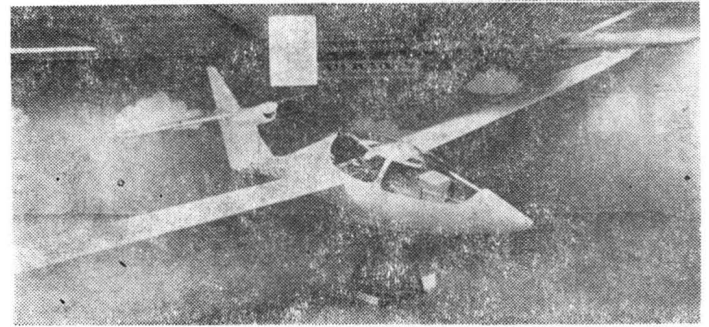
GRAFFSTEIN J.: Review of the present-day navigation systems used in military aviation (II). TLiA, vol. XL, 1985, No. 10, p. 17

Eleven navigation systems currently used in single-or two-seat military aeroplanes manufactured in western countries have been presented in this article. Most of these systems have been described in details, with taking into account design of the most recent and unconventional systems, their operation and compatibility. Additionally, the position of navigation among other functions of boar equipment has been defined and classification and development trends of navigation systems have been described.

cd na s. 7

Motoszybowiec WINDEX 1100

Na tegorocznym 36 Międzynarodowym Salonie Lotniczo-Kosmicznym w Paryżu szwedzkie przedsiębiorstwo AB RADAB zaprezentowało projekt lekkiego samolotu — motoszybowca WINDEX 1100 o nietypowym układzie zespołu napędowego. Całkowicie kompozytowy jednomiejscowy motoszybowiec ma silnik Limbach 275 E o mocy 16,2 kW (22 KM) przy 7200 obr/min, zabudowany na stałe na stateczniku pionowym. Silnik, przez przekładnię redukującą obroty w stosunku 1,6:1, napędza dwułopatowe śmigło o skoku nastawialnym na ziemi. Zgodnie z założeniami projektu, usytuowanie zespołu napędowego z tyłu, wysoko ponad kadłubem w mało zaburzonym obszarze opływu, ma zmniejszyć hałas pochodzący od śmigła oraz zwiększyć sprawność napędu. Os śmigła jest odchylona do góry o kąt 8° w celu zmniejszenia wpływu siły ciągu na równowagę podłużną samolotu, a to dzięki wykorzystaniu w ten sposób odchylenia kierunku strumienia zaśmigłowego przez usterzenie poziome.



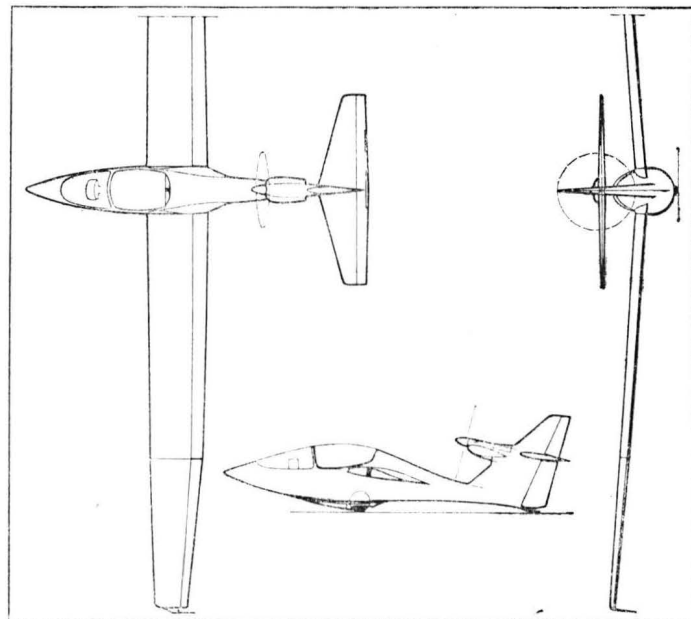
Rys. 1. Osiągi obliczeniowe w funkcji mocy silnika. Optymalne położenie klap, masa 187 kg

cie w różnych warunkach (krążenie) i przy lądowaniu. Działanie klap jako hamulców aerodynamicznych jest sprzężone ze spoilerami. Profil został zaprojektowany przez instytut KTH (Królewski Instytut Techniczny) w Sztokholmie.

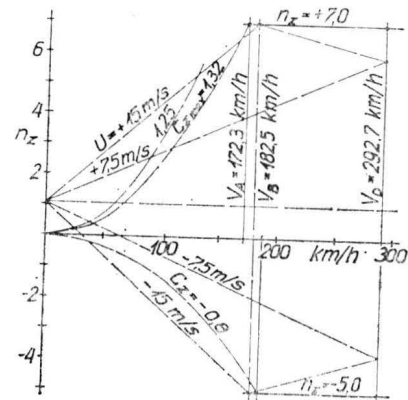
Usterzenia mają symetryczny profil laminarny o grubości względnej 14%. Podwozie o klasycznym układzie szybowcowym składa się ze stałego koła głównego osłoniętego owiewką, pomocniczej płozy ogonowej oraz podpór pod skrzydłami.

Motoszybowiec został już oblatany, zaś producent przewiduje jego sprzedaż w formie zestawów do samodzielnego montażu od 1985 lub 1986 r.

Motoszybowiec został zaprojektowany wg przepisów JAR-22, kategoria akrobacyjna.



Skrzydła mają profil laminarny o grubości 17% z przesuniętą do przodu maksymalną grubością i klapą o cięciwie względnej 22,5%. Wychylenia klap wynoszą: -5° w warunkach przelotowych, $+20^\circ$ do $+90^\circ$ przy starcie, w lo-



Rys. 2. Obwiednia obciążeń manewrowych i od podmuchów

Dane techniczne

Rozpiętość	11,00 m
Długość	4,50 m
Wysokość	1,25 m
Powierzchnia nośna	7,41 m ²
Masa całkowita maks.	230 kg
Masa własna	110 kg

Osiągi (obliczeniowe dla prototypu):

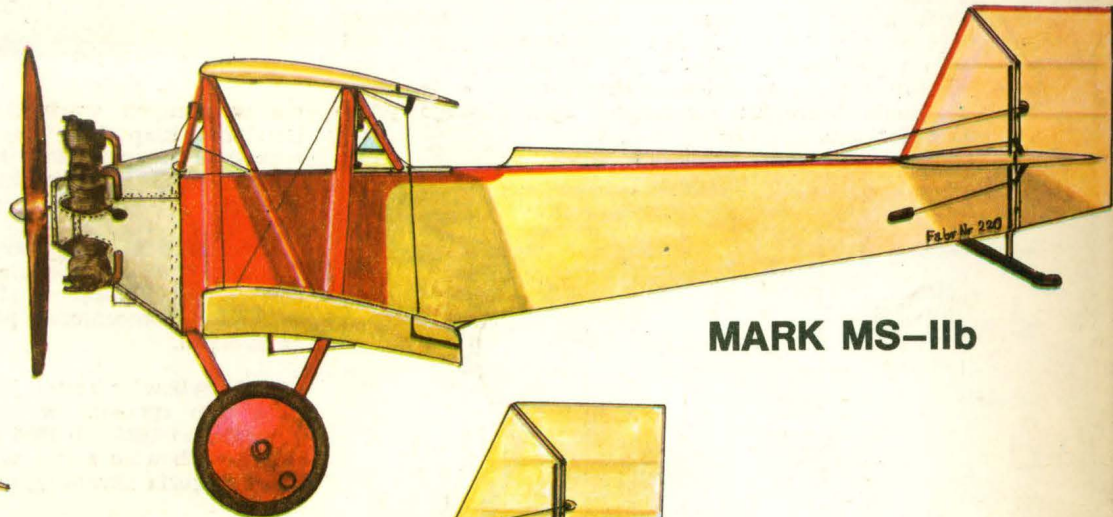
Długość rozbiegu z trawy	100 m
Wznoszenie przy 110 km/h	4 m/s
Prędkość przeciągnięcia z klapami	60 km/h
Prędkość maks.	240 km/h
Prędkość nurkowania dopuszczalna	278 km/h
Prędkość przelotowa (30% mocy)	157 km/h
Dośkonłość maks. (śmigło zatrzymane)	30
Współczynnik obciążeń dopuszczalnych	$+7,0/-5,0$

Z. Paturski

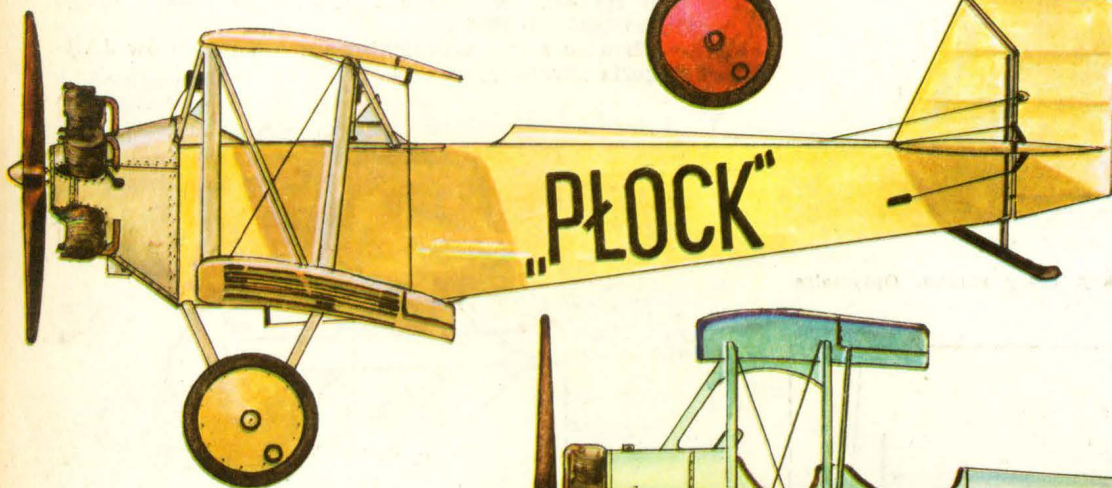
SAMOLOTY SPORTOWE 1925 ÷ 1929



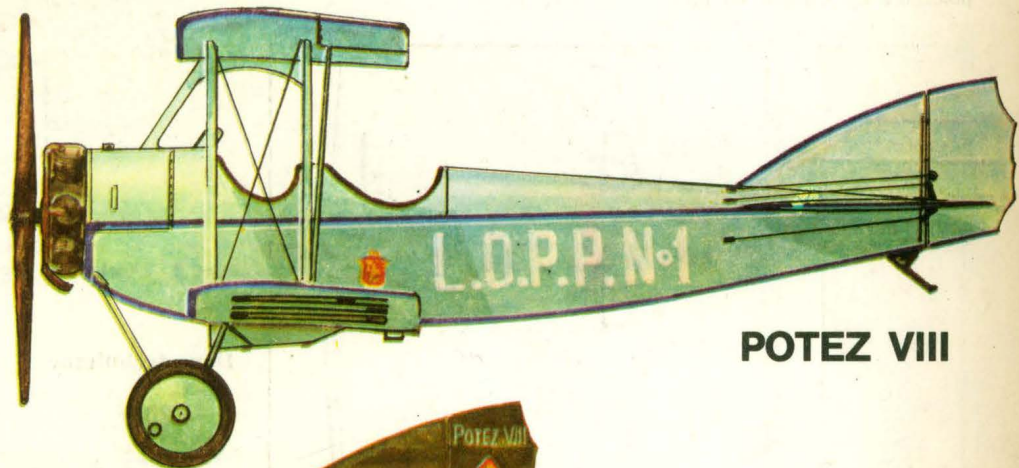
MARK R-IIIb



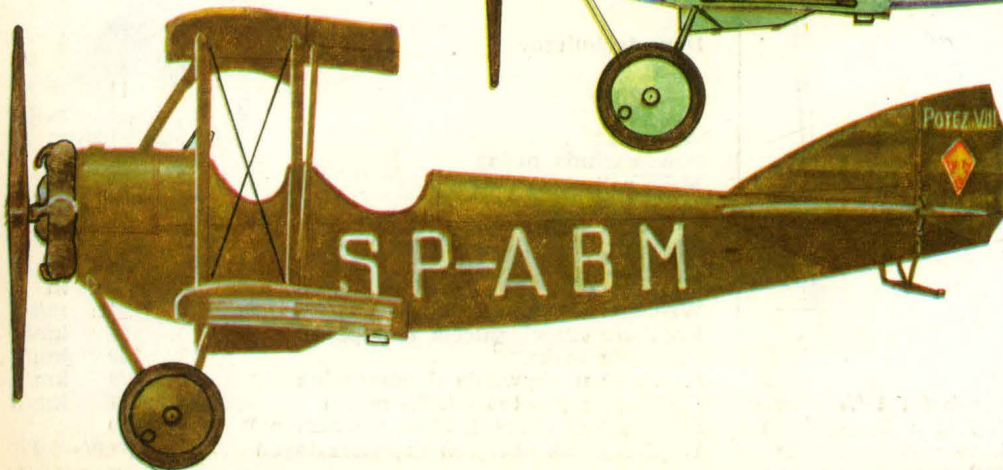
MARK MS-IIb



MARK MS-IIb



POTEZ VIII



POTEZ VIII