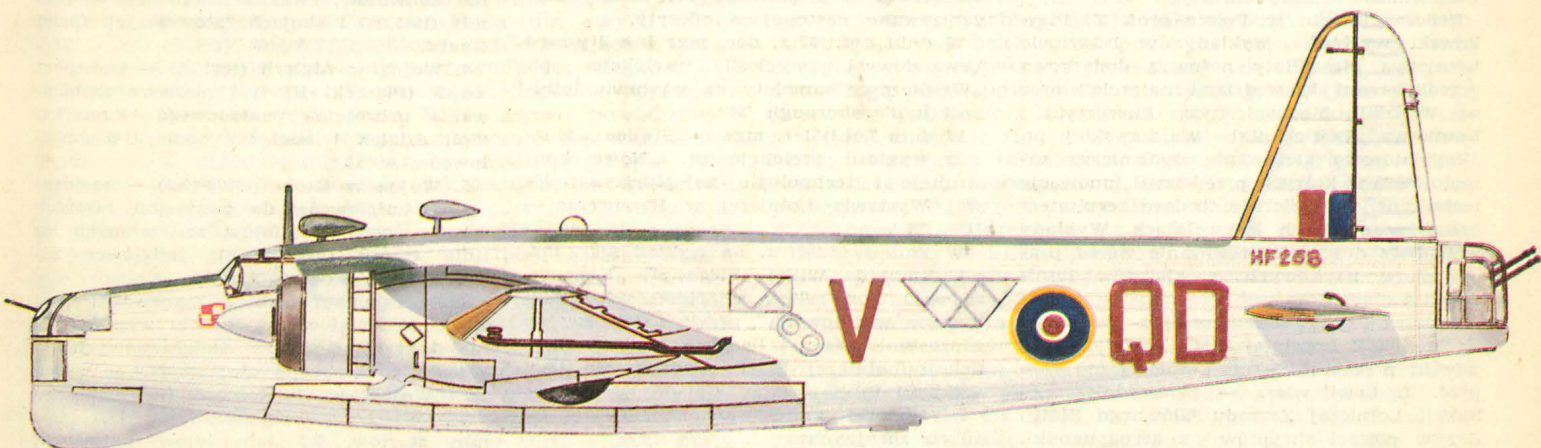
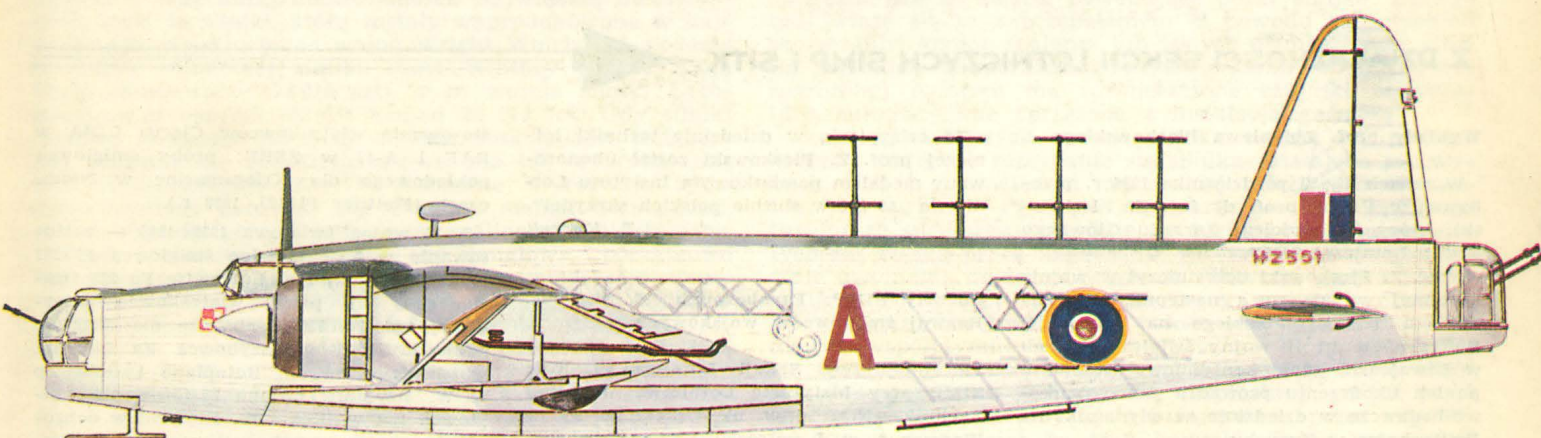
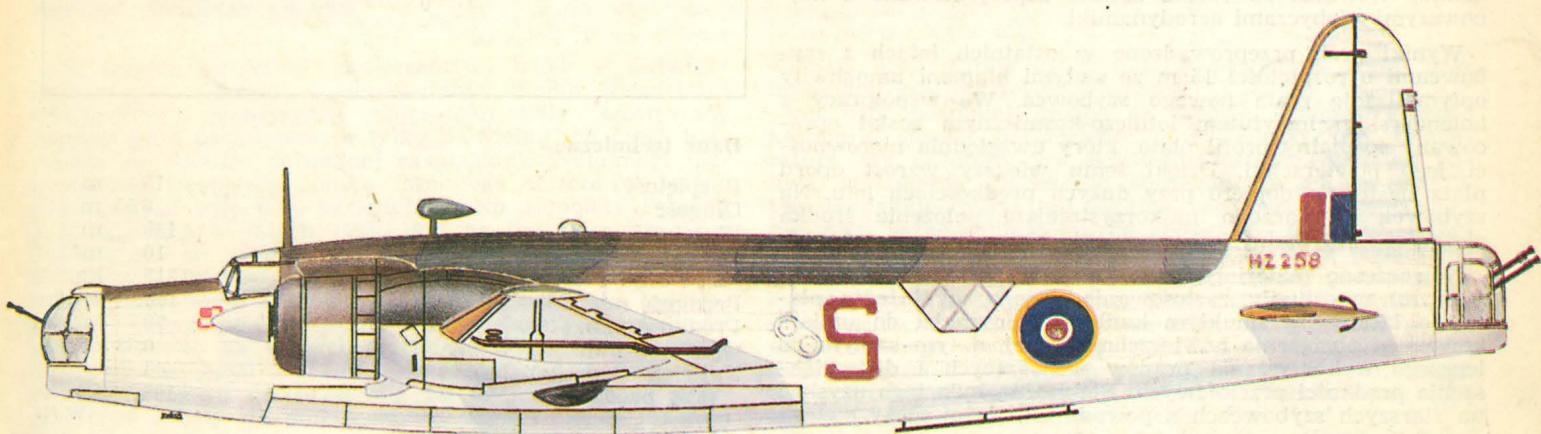


TECHNIKA

10'87

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA



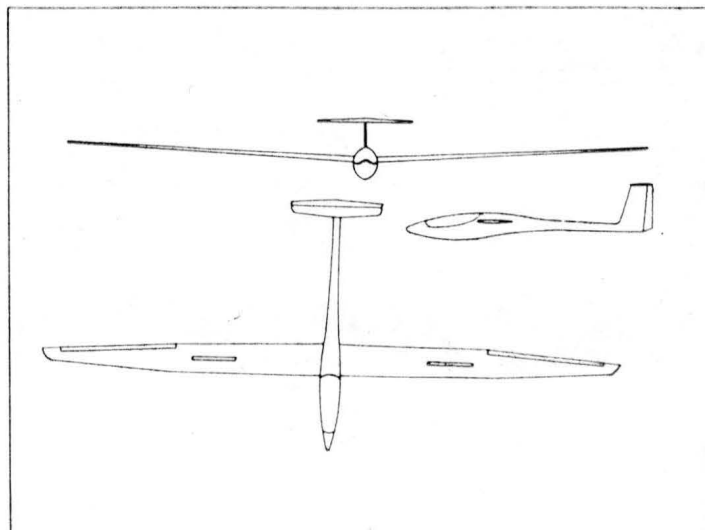
## Schleicher ASW-24 • RFN •

### Szybowiec wyczynowy klasy standard

Projekt szybowca ASW-24 konstruktorzy firmy Schleicher opracowali opierając się na modyfikacjach szybowca ASW-19 z 1980 r. i stawiając sobie za cel nie tylko wysokie osiągi, lecz również bezpieczeństwo lotu i dobre właściwości pilotażowe. W związku z tym należało m.in. zmniejszyć opór aerodynamiczny i masę kadłuba, zwiększając równocześnie jego wytrzymałość i komfort kabiny. Aby zmniejszyć opór, trzeba było znacznie przedłużyć laminarny opływ kabiny przez jej zwężenie w obszarze przechodzenia opływu laminarnego w turbulentny. Podobnie zwiększono — w porównaniu z szybowcem ASW-19 — smukłość kadłuba za kabiną. Również usterzenie zostało zaprojektowane z najnowszymi zdobyczami aerodynamiki.

Wyniki prób przeprowadzone w ostatnich latach z szybowcami o rozpiętości 15 m ze stałymi klapami umożliwiły optymalizację płata nowego szybowca. We współpracy z holenderskim instytutem lotniczo-kosmicznym został opracowany specjalny profil płata, który uwzględni nierówności jego powierzchni. Dzięki temu większy wzrost oporu płata następuje dopiero przy dużych prędkościach lotu. Na szybowcu wyznaczono najkorzystniejsze położenie środka ciężkości i optymalny kąt ustawienia klap.

Nowoczesne materiały (tworzywo zbrojone włóknem węglowym) umożliwiły zastosowanie dużego wydłużenia płata, co łącznie ze smukłym kadłubem prowadzi do umiarkowanego obciążenia powierzchni nośnej, a tym samym do lepszego wykorzystania prądów wznoszących i do zwiększenia prędkości przelotowych. Nie można było tego uzyskać na starszych szybowcach z powodu ich dużej masy.



### Dane techniczne

Rozpiętość	15 m
Długość	6,55 m
Wysokość	130 m
Powierzchnia nośna	10 m <sup>2</sup>
Masa całkowita	315 kg
Prędkość maks.	160 km/h
Prędkość min.	70 km/h
Opadanie min.	0,58 m/s
Największa doskonałość przy prędkości	43 105 km/h W.K.

## Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

### Wykłady prof. Zbigniewa Płaskowskiego

W dniach 21÷23 października 1986 r. przebywał w Polsce prof. dr inż. Z. Płaskowski, który był gościem Zarządu Głównego Sekcji Lotniczej SIMP.

Prof. Z. Płaskowski uczestniczył w wojnie obronnej w 1939 r., a następnie był żołnierzem Wojska Polskiego na Zachodzie. Po zakończeniu II wojny światowej osiadł w Szwajcarii, gdzie kontynuował studia, a po ich ukończeniu prowadził prace naukowo-badawcze w dziedzinie aerodynamiki na Politechnice w Zurychu.

Podczas pobytu w Polsce prof. Z. Płaskowski wygłosił wykłady: w Instytucie Lotnictwa pt. „Płaty nośne z dodatkowo przedłużonymi krawędziami natarcia” oraz na Wydziale Mechanicznym Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej pt. „Regulatorowe sterowanie dynamiczne samolotów”, w których przedstawił innowacje techniczne w lotnictwie, będące rezultatem badań w ostatnich kilku latach. Wykłady wzbudziły duże zainteresowanie wśród pracowników naukowych, specjalistów lotniczych i studentów.

Podczas Sesji Jubileuszowej z okazji 40-lecia Sekcji Lotniczej SIMP prof. Z. Płaskowski przekazał Sekcji Lotniczej (na ręce prof. J. Lewitowicza — przewodniczącego Sekcji Lotniczej Zarządu Głównego SIMP) dar w postaci skryptów z aerodynamiki, opracowanych na podstawie wykładów prof. Cz. Witoszyńskiego, prowadzonych na Politechnice Warszawskiej w latach 1928÷1932. Dar ten został następnie przekazany bibliotece Wydziału Mechanicznego Energetyki i Lotnictwa Politechniki Warszawskiej.

Za osiągnięcia w dziedzinie techniki lotniczej prof. Z. Płaskowski został uhonorowany medalem pamiątkowym Instytutu Lotnictwa „60 lat w służbie polskich skrzydeł”.

T. Kurczyk

### Odczyty SIMP: Farnborough '86, ILA '86, Rozwój śmigłowców wojskowych

Z inicjatywy Sekcji Lotniczej i Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa w Domu Technika NOT przy ul. Czackiego 3/5 w Warszawie w I półroczu br. zostały zorganizowane następujące odczyty.

W dniu 8.01.1987 r. doc. mgr inż. Ryszard Lewandowski wygłosił prelekcję pt. „Współczesne samoloty na wystawie lotniczej w Farnborough '86”.

W dniu 7.04.1987 r. mgr inż. Tadeusz Kurczyk wygłosił prelekcję pt. „Nowe konstrukcje i technologie na Międzynarodowej Wystawie Lotniczej w Hanowerze — ILA '86”.

W dniu 13.02.1987 r. na wykład mgr inż. pil. Ryszarda Witkowskiego pt. „Kierunki rozwoju konstrukcji współczesnych śmigłowców wojskowych” przybyli jak zwykle zaproszeni goście i liczne grono członków Sekcji Lotniczej SIMP. Podstawowe tezy wykładu to:

I. Historia zastosowań śmigłowców w siłach zbrojnych:

1. I wojna światowa — próba zastosowania śmigłowca zamiast balonów obserwacyjnych (Karman-Petroczy-Zurovec 1918 r.).

2. Okres międzywojenny 1918÷1939 — pierwsze zamówienie na śmigłowiec łącznikowy armii USA (de Bothezeat 1920 r.); za-

stosowanie wiatrakowców Cierva C.30A w RAF i A-17 w ZSRR; próby śmigłowca pokładowego dla Kriegsmarine w Niemczech (Flettner Fl 185, 1938 r.).

3. II wojna światowa 1939÷1945 — zastosowanie w Kriegsmarine śmigłowca Fl 282 Kolibri (1942 r.) i w Luftwaffe Fa 223 Drache (1943 r.); próby wiatrakowca obserwacyjnego Fa 330 Bachstelze dla okrętów podwodnych i wiroszybowca Fa 225 dla wojsk desantowych, Rotaplane i Rotajep w W. Brytanii; próbnе zastosowanie śmigłowca R-4 w USA i W. Brytanii w ochronie konwojów, ewakuacji rannych w Birnie (1945 r.) i akcjach ratowniczych Coast Guard.

4. Wojna w Algierii (1962 r.) — transport wojsk (Piasecki HP-4) i pierwsze zastosowania uzbrojenia pokładowego — k.m. 7,62 mm, działek i miotaczy ognia (249 śmigłowców w akcji).

5. Wojna w Korei (1950÷1953) — zastosowanie śmigłowców do ewakuacji rannych (23 tys. osób) i pilotów zestrzelonych za linią frontu (1000 osób); śmigłowce Sikorsky S-55 Korean Angel.

6. Okres pokoreański — manewry Desert Rock (39 śmigłowców) w celu wypracowania taktyki desantów śmigłowcowych w terenie po wybuchu atomowym.

7. Wojna w Wietnamie (1964÷1975) — masowe użycie śmigłowców (w 1967 r. 5 mln startów, 3,2 mln lotów bojowych, transport 7,4 mln ludzi i 0,5 mln t ładunków); wyłonienie się nowej klasy — śmigłowców bojowych (wsparcia ogniowego).

8. Wojny bliskowschodnie — w 1967 r. transport i ewakuacja; w 1973 r. pierwsze

cd. na III okł.



MIESIĘCZNIK SEKcji LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XLII PAŹDZIERNIK 1987

TECHNIKA

10'87

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

## Rozwój niezawodności silników lotniczych

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Od zarania lotnictwa bezpieczeństwo lotów w największym stopniu zależało od niezawodności silnika. Niedostatki wytrzymałości konstrukcji najczęściej były wykrywane podczas prób prototypów, a tylko niewielka ich część ujawniała się podczas normalnej eksploatacji. Natomiast niezawodność tłokowego silnika lotniczego jeszcze w latach dwudziestych była dość ograniczona. Np. samoloty Farman F-70 używane w latach 1925÷1928 na linii lotniczej Poznań—Warszawa niemal co miesiąc miały przymusowe lądowania z powodu awarii silnika. Jednakże w owym czasie mała masa samolotu i nieduża prędkość lądowania pozwalały na bezpieczne lądowanie na przygodnym polu, a nawet na wierzchołkach drzew (problemem było sprowadzenie ludzi na ziemię i ściągnięcie z drzew samolotu). Dopiero na przełomie lat dwudziestych i trzydziestych weszły do powszechnego użytku tłokowe silniki lotnicze o dość dużej niezawodności. Największą niezawodność miały te silniki, które zostały wyprodukowane w największych seriach: przed wojną Wright Whirlwind, podczas II wojny światowej silniki Pratt Whitney R-1830 Twin Wasp (zbudowano 173 618 szt.), a po wojnie silniki Lycoming, zaś u nas ASz-62 IR (ponad 20 tys. szt.). Gdy silniki tłokowe osiągnęły już duży stopień doskonałości technicznej, pojawiły się silniki turbinowe, nie tak wypróbowane, lecz atrakcyjniejsze. Jest to normalne w rozwoju techniki. Podobnie parowóz, gdy osiągnął niemal doskonałość, został wyparty przez lokomotywy spalinowe i elektryczne.

Silnik turbinowy odrzutowy czy śmigłowy początkowo był mało trwały. Dość powoli jego okres międzyremontowy wzrastał z 200 do 300 i 400 h. Gdy produkcja tych silników stała się masowa, zebrano doświadczenia, przeprowadzono badania i okres międzyremontowy wzrósł do 1, 2, 3, 5, a później 8, 10 i 12 tys. h. Najlepsze wyniki pod tym względem osiągnęły wytwórnie o największym doświadczeniu i ich silniki, których wyprodukowano najwięcej. Np. wytwórnia Pratt Whitney, która zbudowała ok. 60 tys. silników turbinowych, pierwsza uzyskała dla swych silników JT8D okresy międzyremontowe przekraczające 8 tys. h.

Na czym polegają problemy niezawodności silników? W silnikach tłokowych początkowo dużo kłopotów sprawiało skuteczne chłodzenie cylindrów. Wiele awarii powodowało: pęknięcie przewodów paliwowych, urywanie się wałów czy korbowodów, oblodzenie gaźnika czy woda w paliwie. Aby uniezależnić się od uszkodzeń iskrownika, w lotnictwie wprowadzono obowiązek stosowania zdwojonego zapłonu. W silnikach turbodozrutowych początkowo szczególnie kłopot sprawiały materiały, tzn. ich mała żaroodporność, zaś zarówno łopatki turbiny, jak i ścianki komór spalania musiały wytrzymywać bardzo wysokie temperatury, przekraczające 1000°C. Od wzrostu tych temperatur zależał wzrost sprawności silników i ich trwałości. Opracowano nowe materiały, które były wytrzymałe na temperatury rzędu 1500°C i uzyskano dużą trwałość tych elementów silnika. Jednym z problemów były i są wysokoobrotowe wały silników turbinowych i ich łożyska. Duże silniki mają 8000÷12 000 obr./min, zaś małe 20 000÷45 000 obr./min. Stawia to bardzo wysokie wymagania przed konstrukcją tych elementów, narażonych na drgania, a w ich wyniku na zmęczenie. Łopatki turbiny i sprężarki są zagrożone erozją, uszkodzeniami mechanicznymi (do sprężarki czasem

wlatują przy starcie kamyki, a w powietrzu ptaki) oraz drganiami powodującymi zmęczenie.

Na ogół najmniej groźne są awarie, podczas których następuje spadek parametrów pracy silnika (np. temperatury czy obrotów) np. z powodu ustania dopływu paliwa, wyłączenia się układu sterowania silnikiem itp. W tym wypadku awaria jest lokalna, nie rozprzestrzenia się i nie grozi uszkodzeniem innych elementów płatowca. Oczywiście nie oznacza to, że jest bezpieczna, gdyż wyłączenie się jedynego silnika przy starcie najczęściej prowadzi do katastrofy. W przypadku samolotów wielosilnikowych jest to sytuacja mniej niebezpieczna, gdyż nie tylko nie powoduje zupełnego spadku ciągu napędu, ale także nie powoduje wyłączenia wszystkich prądnic, pomp hydraulicznych itp. potrzebnych do działania radiostacji, mechanizmu chowania i opuszczania podwozia, klap itp.

Groźniejsze są awarie powodujące pożar silnika. Zazwyczaj wiąże się to z przepaleniem (z powodu za wysokich temperatur) komór spalania lub innych elementów w strefie wysokich temperatur. Normalnie silnik w przestrzeni zagrożonej pożarem ma rozmieszczone czujniki temperatury automatycznie sprzężone z instalacją gaśniczą.

Do najgroźniejszych awarii silnika należą te, podczas których następuje rozsypanie się silnika działające jak wybuch. Pod tym względem najbardziej wrażliwym elementem jest turbina. Pęknięcie czy ukręcenie wału łączącego turbinę ze sprężarką powoduje, że turbina wykonująca dotychczas ciężką pracę napędzania sprężarki zostaje gwałtownie uwolniona od tego obciążenia. Wówczas gazy z komór spalania rozkręcają turbinę do coraz wyższych obrotów. Ze wzrostem obrotów szybko rośnie siła odśrodkowa. Ponieważ współczynnik bezpieczeństwa, na który projektuje się turbinę, pozwala najwyżej na osiągnięciu 150% obrotów dopuszczalnych w normalnej eksploatacji, po ich przekroczeniu tarcza turbiny zostaje rozerwana przez siły odśrodkowe, najczęściej na trzy kawałki. Takie rozerwanie tarczy wirnika turbiny działa jak wybuch. Kawałki turbiny lecące na boki (prostopadłe do osi silnika) z dużą energią — tną napotkane przeszkody jak odłamki z wybuchu. Mogą więc spowodować nie tylko pożar (jeśli przetną przewody paliwowe), lecz także mogą uszkodzić inny silnik (jeśli znajduje się on w pobliżu) oraz przeciąć mechanizmy sterowania samolotem. Ponieważ ten rodzaj awarii jest szczególnie niebezpieczny, zaczęto szukać środków zapobiegawczych. Przede wszystkim należy dążyć do niedopuszczenia do rozkręcenia się turbiny do nadmiernych obrotów. Jest na to kilka sposobów. Istnieje wiele metod pomiaru prędkości obrotowej. Przekroczenie określonej prędkości powinno powodować wyłączenie dopływu paliwa. Podobny problem dla maszyny parowej 200 lat temu rozwiązał J. Watt tworząc regulator odśrodkowy Watta. Innym sposobem jest wykorzystanie faktu, że po urwaniu się wału turbina pod naporem gazów ma tendencję do przesuwania się do tyłu. Na niektórych silnikach wykorzystano to zjawisko umieszczając przy końcu wału przyciskowy wyłącznik, który w razie nawet nieznacznego przesunięcia się wału do tyłu powoduje wyłączenie zasilania silnika paliwem. Istnieje też możliwość zastosowania hamulca na turbinie. Hamowanie jest najskuteczniejsze, gdy

ed. na s. 2



**BRAZYLIA**

● Embraer zawarł umowę z argentyńską wytwórnią FMA w sprawie wspólnego rozwoju 19-miejscowego samolotu komunikacji lokalnej CBA-123 (CBA — Cooperation Brésil-Argentine). Prototyp ma wzlecieć za 2 lata. Argentyna otrzymała też pierwszą dostawę brazylijskich samolotów szkolno-treningowych Embraer EMB.312 Tucano; z kolei brazylijska armia powietrzna rozważa możliwość wyposażenia się w argentyńskie odrzutowe samoloty szkolno-bojowe FMA IA-63. Czy zarysowuje się nowa wspólnota lotnicza, tym razem w Ameryce Południowej — na wzór zachodnioeuropejskiej? (A. et C. 1143)



**FRANCJA**

● 365 aerobusów Airbus Industrie A.300, A.300-600 i A.310, będących w służbie handlowej linii lotniczych świata, wylatało do końca lutego 1987 r. ok. 4 mln h. Samoloty te używane są zarówno do lotów dalekodystansowych, jak i krótkodystansowych (np. w szwedzkich liniach Scanair loty trwają do 4 h 41 min, a we francuskich Air Inter — do 55 min). (A. et C. 1133)

● Do badań w locie aerobusu A.320 wykorzystuje się satelitarne techniki telemetrii, co umożliwi uzyskiwanie danych i ich obróbkę na ziemi w czasie rzeczywistym. Dane są przekazywane w paśmie L. Nowa metoda była przygotowywana od 3 lat i Aérospatiale zainwestowała w nią 50 mln franków. (A. et C. 1143)

● Prowadzi się próby eksperymentalnego myśliwca Dassault-Breguet Rafale na pokładzie lotniskowca Clemenceau. Według pierwszych ocen pilota doświadczalnego, Rafale doskonale sprawdza się w roli samolotu pokładowego (łatwość podejścia i lądowania, b. dobra widoczność z kabiny). (A. et C. 1142)

● Trudne zadanie stoi przed komisją badającą przyczyny katastrofy aż trzech jednocześnie myśliwców Dassault-Breguet Mirage F-1, w Masywie Centralnym. (A. et C. 1145)

● Stewardesy linii Air France otrzymują mundury nowego kroju, zaprojektowane m.in. przez firmę Nina Ricci. Kolory tradycyjne: granat i biel. Nowe umundowanie zostało wybrane przez stewardesy 78% głosów. (A. et C. 1145)



**GRECJA**

● Zamierza się kupić 3 samoloty zwalczania okrętów podwodnych Dassault-Breguet Atlantic 1 (stara wersja), z partii 6 egzemplarzy odprzedanych przez Belgię. We Francji uruchamia się obecnie seryjną produkcję samolotów Atlantic 2, przewidując światowe zapotrzebowanie na ok. 100 egzemplarzy. (A. et C. 1142)



**HOLANDIA**

● Korzyści z rozszerzenia kontaktów międzynarodowych przez ZSRR: 4 kwietnia br. linie lotnicze KLM otworzyły nowe połączenia Amsterdam—Leningrad, obsługiwane przez samoloty DC-9 (6 h 40 min lotu, z międzylądowaniem w Warszawie). (AviMag 939)



**INDIE**

● Zgodnie z wcześniejszymi ustaleniami 2 pułki lotnictwa myśliwskiego wyposażono w samoloty MIG-29. (A. et C. 1142)



**IRAK**

● Samolot Dassault-Breguet Mirage F-1 zaatakował pociskiem powietrze—woda Aérospatiale AM-39 Exocet amerykańską fregatę Stark, w Zatoce Perskiej, co pociągnęło za sobą nie tylko ofiary w ludziach i straty materialne, ale przede wszystkim spowodowało poważne następstwa polityczne. Amerykańska opinia publiczna była zirytowana brakiem reakcji lotnictwa Arabii Saudyjskiej, które było uprzedzone o tej akcji przez system AWACS. (A. et C. 1145)



**RFN**

● Po zażądaniu przez Deutsche Airbus (niemiecka agenda Airbus Industrie) subwencji 7 mld DM przez 10 lat, program został skrytykowany w Bundestagu przez partię Zielonych i FDP. Pod znakiem za-

pytania stanął udział RFN w programie A.340/330 (nowych aerobusów: transkontynentalnego i transoceanicznego). Ostatecznie FDP skłoniła się do opinii — pozytywnej — CDU i CSU, w wyniku czego program zaaprobowano. Zdaniem części prasy niemieckiej, problemy finansowe programów Airbus Industrie mogłyby być rozwiązane przez wojskowe zastosowania aerobusów (do walki elektronicznej, tankowania samolotów w locie, ewakuacji rannych itp.). (A. et C. 1143 i 1145)

● Dornier poszukuje partnera do realizacji programu Do 328 — nowego dwusilnikowego samolotu komunikacji lokalnej, z napędem turbośmigłowym. (A. et C. 1145)

● Luftwaffe jest zdecydowanie za dalszym kupowaniem samolotów taktycznych Panavia Tornado, co jest wyraźnie sprzeczne z żądaniem przez Bundeswehrę kredytów na zakup ok. 500 śmigłowców bojowych. (A. et C. 1142)



**SZWAJCARIA**

● 505 samolotów szkolno-treningowych Pilatus PC-9, z napędem turbośmigłowym, sprzedano do 15 krajów. Z tej liczby dostarczono już 400 samolotów. (A. et C. 1145)



**SZWECJA**

● 26 kwietnia br., w Linköping (zakłady SAAB-Scania) zaprezentowano po raz pierwszy wielozadaniowy samolot bojowy JAS 39 Gripen. (A. et C. 1142)

● W czasie pokoju szwedzka armia powietrzna (Flygvapnet) liczy 14 100 osób (w tym 4100 oficerów) służących w 9 bazach. W każdej z tych baz stacjonuje co najmniej 1 pułk składający się z 2 eskadr (w każdej eskadrze — 15 samolotów, w tym 8 w gotowości bojowej). Na wypadek konfliktu liczba personelu wzrasta do 75 450 osób (w tym 4500 oficerów), a liczba pułków — do 25 (10 myśliwskich, 10 taktycznych, 5 rozpoznawczych). (A. et C. 1142)



**USA**

● Opracowuje się kolejną wersję Boeinga 737. Samolot B.737-500, z silnikami CFM 56-3, będzie miał pojemność 100-120 miejsc; przewiduje się, że wejdzie do użytku od 1989. Obecnie zainteresowane są nim 4 linie lotnicze. (A. et C. 1142)

cd. ze s. 1

realizuje się je na możliwie dużej średnicy obracającego się elementu. Jeśli przy podstawie zamocowania łopatek zrobić występ zwężający się do tyłu, zaś za nim w kadłubie silnika umieścić rowek o podobnym kształcie (odległość między nimi powinna tylko nieznacznie przekraczać niezbędną luz, aby podczas pracy części te nie stykały się), to gdy urwie się wał — cofnięta do tyłu tarcza klinuje się w tym rowku, czyli rozpoczyna się hamowanie jej obrotów przez tarcie. Jeżeli końce łopatek turbiny są połączone pierścieniem (tzw. bandażem), to może być on wykorzystany jako ww. element hamujący. Ostatnio przeprowadzono próby z bandażem wykonanym z tworzywa o tak dużej wytrzymałości na rozciąganie, że po zerwaniu się tarczy

bandaż zapobiegał wylatywaniu jej kawałków na zewnątrz. Istnieją też możliwości zabezpieczenia się przed skutkami rozerwania tarczy silnika przez odpowiednią konstrukcję samolotu, np. przez stosowanie zdwojonego układu sterowania samolotem (oczywiście nie jeden obok drugiego, lecz w pewnej odległości od siebie) bądź mocowania silnika na wysięgniku pod skrzydłem, nie za blisko kadłuba.

Historia zwiększania niezawodności samolotu niestety jest pisana wypadkami. Badanie zmęczenia kabin ciśnieniowych wprowadzono po znalezieniu przyczyny pierwszych katastrof samolotów Comet. Właściwe metody zabezpieczenia przed rozklejeniem metalowych konstrukcji klejonych powstały dopiero po kilku wypadkach samolotów Dove. Również wzrost niezawodności silników turbinowych odbywa się kosztem bolesnych doświadczeń.



### Francuskie wytwórnie lotnicze w 1986 r.

Nazwa	Rodzaj produkcji	Zatrudnienie, osób	Wartość produkcji (obroty finansowe), mln F	Powierzchnia kryta, m <sup>2</sup>
Aerospatiale	płatowce	38 800	25 408	2 005 674
Dassault-Breguet	płatowce	15 800	15 606	466 934
SOCATA	płatowce	950	416	56 000
Reims Aviation	płatowce	510	137	26 600
Robin	płatowce	130	47	11 500
Mudry	płatowce	50	14	5 000
Matra	rakiety	4 500	6 000	300 000
SNECMA	silniki	25 826	10 252	1 039 500
Turbomeca	silniki	4 288	2 027	141 460
Microturbo	silniki	670	359	21 200
SEP	części silników	3 886	2 600	97 000
SNPE	silniki raketowe	1 698	2 900	375 000
Messier-Hispano-Bugatti	podwozia	2 800	1 348	105 000
ERAM	podwozia	350	120	6 100
Ratier-Figeac	śmigła	833	280	25 310

Źródło: *L'Industrie Aeronautique et Spatiale, Salon le Bourget, 1987 GIFAS*

### Liczba zbudowanych francuskich silników lotniczych (do I.I.1987 r.)

Nazwa	Sztuk	Zastosowanie	Moc lub ciąg
CFM 56-2	1 007(1352)*	DC-8 Super 70	9 786 daN
CFM 56-3	630(1427)*	Boeing 737	10 460 daN
CFM 56-5	3(163)*	A.320	11 127 daN
CF6-80C	68(649)*	A.300, A.310	26 260 daN
Atar 9C	1 400	Mirage 3 i 5	6 080 daN
Atar 9K50	1 008	Mirage F1 i 50	7 060 daN
M53	227	Mirage 2000	9 500 daN
Larzac	1 248	Alpha Jet	1 324 daN
Tyne	112	Atlantic, Transall	4 225 kW
Arbizon	721	Otomat**)	373 daN
Marabore II, VI	5 453	A-37, Magister	480 daN
Adour	1 838	Jaguar	2295 daN
Astazou II, XVI	535	Pucara	762 kW
Bastan II, VII	580	Fregate	794 kW
Artouste II	1 401	Alouette II	265 kW
Artouste III	2 520	Lama, Alouette III	640 kW
Astazou III, XIV	986	Gazelle	640 kW
Turmo III, IV	2 500	Puma	1 115 kW
Arriel	1 606	Ecureil, Dauphin	522 kW
Makila	635	Super Puma	1 400 kW
TRS18	300	Mirach**)	145 kW
TRI 60	975	Sea Eagle**)	400 daN

\*) zamówione,\*\*) pocisk

Źródła: *L'Industrie Aeronautique et Spatiale, Salon le Bourget 1987 GIFAS*

### Produkcja samolotów i śmigłowców we Francji w 1986 r.

Nazwa	Zamówienia		Wyprodukowano	
	do I.I.1987	w tym eksport	do I.I.1987	w 1986 r.
<b>I. Samoloty</b>				
A.300	282	251	268	10
A.310	129	122	91	19
A.320	236	199	—	—
ATR 42	120	...	31	27
ATR 72	23	...	—	—
Mirage 3,5,50	1 412	987	1 411	—
Mirage F1	715	463	685	13
Mirage 2000	334	165	134	50
Rafale A	...	—	1	1
Jaguar	581	373	534	10
Alpha Jet	511	331	501	6
Epsilon	153	3	90	34
Falcon 100	...	205	212	1
Falcon 20/200	...	407	502	1
Falcon 50	...	164	165	8
Falcon 900	...	51	3	1
CAP 10	...	111	225	9
CAP 21	...	8	17	6
CAP 230	...	4	1	—
DR 400	...	...	1 055	50
R 3000	...	...	26	18
ATL	...	...	100	73
Tobaga, Tampico	...	355	449	—
Trinidad	...	171	213	105
				łącznie 442
<b>II. Śmigłowce</b>				
315B Lama	395	244	395	8
342 Gazelle	1 210	868	1 182	43
350/355 Ecureil	1 382	1 260	1 276	132
365/366 Dauphin 2	360	322	302	36
330/332 Puma, Super Puma	948	739	886	42
				łącznie 261

Źródło: *Bulletin du GIFAS nr 1417/1986, L'Industrie Francaise Aeronautique et Spatiale GIFAS 1987*

### Nakłady na badania w Aerospatiale (w mln F)

	1981	1982	1983	1984	1985
Wartość produkcji	13 200	16 500	21 400	24 000	25 140
Wydatki na badania	380	430	625	666	1 080
W %	2,9	2,6	2,9	2,8	4,3

Źródło: *Aerospatiale, La Groupe, DIC/P232/87*

### Produkcja i eksport francuskiego przemysłu lotniczego 1977-1986 (w mln franków, wartość bieżąca)

	1977	1978	1979	1980	1981	1982	1983	1984	1985	1986
Wartość produkcji	22 026	24 225	27 624	35 173	43 762	51 336	60 284	68 490	72 810	74 000
Eksport	11 518	13 350	15 676	20 504	27 110	32 122	38 599	41 226	43 989	45 000
Portfel zamówień eksportowych	23 831	17 154	26 890	27 017	35 174	44 380	23 836	37 985	61 648	39 880
Import	3 093	3 682	4 576	6 800	8 533	9 342	10 275	9 445	9 891	12 000

Źródło: *L'Industrie Francaise Aeronautique et Spatiale, GIFAS 1987*

## Największe wytwórnie lotnicze w 1985 r.

Kraj	USA			W. Brytania	Francja		RFN	Włochy
Wytwórnia	Boeing	Mc Donnell Douglas	Lockheed	British Aerospace	Aerospatiale	Dassault-Breguet	MBB	Aeritalia
Wartość produkcji	10 354 mln dol.	9 660 mln dol.	8 113 mln dol.	2 460 mln £	25 140 mln F	15 690 mln F	5 700 mln DM	1 146 mld L
Zatrudnienie	94 000	88 400	81 300	76 000	39 800	15 800	36 000	14 600

Źródła: *Aerospatiale, Le Groupe, DIC/P232/87, Aeritalia 1985*

# Samoloty szkolno-treningowe z napędem turbośmigłowym

Mgr inż. TADEUSZ KROLIKIEWICZ

Samoloty szkolno-treningowe z napędem turbośmigłowym zaczęły w minionym dziesięcioleciu wypierać stosowane poprzednio w szkolnictwie wojskowym do wstępnego i podstawowego szkolenia samoloty szkolne z napędem tłokowym, a także odrzutowym. Te nowe tendencje skłoniły wiele wytwórni do opracowania nowych konstrukcji samolotów z napędem turbośmigłowym bądź wersji turbośmigłowych samolotów szkolnych z napędem tłokowym. Zbudowano dotąd na świecie 16 typów tych samolotów, z czego 6 to samoloty opracowane od początku biorąc pod uwagę silniki turbośmigłowe (zaliczono do nich także skonstruowany w RFN samolot Fantrainer, chociaż jest on konstrukcją pośrednią między samolotem odrzutowym a turbośmigłowym, gdyż jego zespół napędowy stanowi wentylator napędzany silnikiem turbinowym). Pozostałe są to wersje szkolnych samolotów tłokowych powstałe bądź po zakończeniu produkcji, bądź w czasie jej trwania albo też są to samoloty, które od początku konstruowania przewidziano w dwóch wersjach tłokowej i turbośmigłowej (np. PZL-130 Orlik i PZL-130T Turbo Orlik). Do połowy 1986 r. zamówiono ok. 1500 egz. szkolnych samolotów turbośmigłowych, z czego wyprodukowano ponad 1000. Trzy typy wyprodukowano w dość dużych seriach, produkcja 6 została rozpoczęta bądź jest planowana.

Samoloty szkolne z napędem turbośmigłowym są budowane głównie z dwoma typami silników: kanadyjskim Pratt and Whitney of Canada PT6A-25 (różne wersje o mocy od 298 kW do 559 kW) oraz amerykańskim Allison 250-B17D o mocy 313 kW (lub obniżonej). Silnik Allison

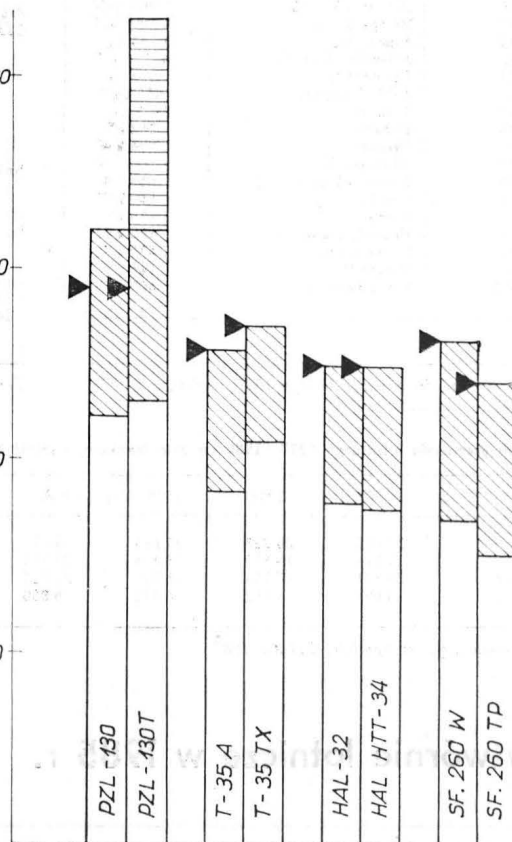
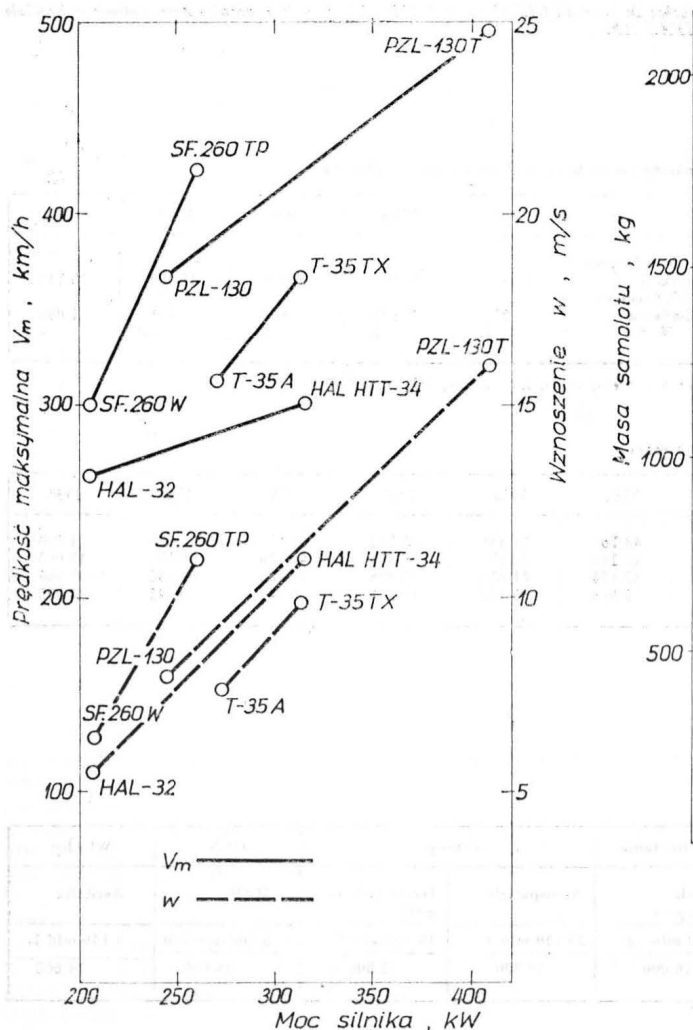
jest używany w samolotach lżejszych o masie własnej poniżej 1000 kg, samoloty cięższe o masie własnej większej od 1000 kg, są wyposażone w silniki PT6A-25, a wyjątkowo w silniki o większej mocy: Garrett TPE 331-12B (brytyjska wersja samolotu Tucano) i PT6A-62 (szwajcarski samolot PC-9).

Pierwszymi samolotami szkolnymi z napędem turbośmigłowym były wersje samolotów tłokowych produkowanych przed laty: Beechcraft T-34C Turbomenter i Pilatus PC-7.

Pierwszy z nich z silnikiem tłokowym został wybrany jeszcze w 1953 r. przez lotnictwo wojskowe St. Zjednoczonych jako samolot do wstępnego szkolenia. Zbudowano następnie 873 samoloty dla lotnictwa i marynarki St. Zjednoczonych (wersje T-34A i B).

Samolot T-34 został zmodyfikowany 1973 r. na zamówienie lotnictwa i marynarki i otrzymał: silnik turbośmigłowy zamiast tłokowego, nowe wyposażenie elektroniczne i oznaczono go T-34C. Między listopadem 1977 r. a kwietniem 1984 r. wytwórnia Beechcraft podjęła na nowo produkcję zmodyfikowanych samolotów i dostarczyła marynarce 334 egz.

Opracowano też wersję eksportową T-34C-1 przystosowaną do szkolenia (użycie pokładowych środków bojowych) oraz do obserwacji przedpola własnych wojsk (FAC — Forward Air Controller). Samolot ten ma cztery węzły podwieszenia uzbrojenia. T-34C-1 zakupiły następujące państwa: Argentyna — 15, Ekwador — 23, Gabon — 4, Indonezja — 25, Maroko — 12, Peru — 7 i Urugwaj — 3; łącznie 89.



Rys. 1a. Wzrost prędkości maksymalnej i wznoszenia wersji turbinowych w porównaniu z wersjami tłokowymi. Osiągi podano dla mas oznaczonych trójkątem na rys. 1b

Rys. 1b. Masa wersji tłokowych i turbośmigłowych samolotów szkolno-treningowych (trójkątem oznaczono masy, dla których podano osiągi na rys. 1a); masę własną podano na polu nie zakreskowanym; masę użyteczną w konfiguracji gładkiej — na polu zakreskowanym ukośnie; masę podwieszonych środków bojowych — na polu zakreskowanym poziomo

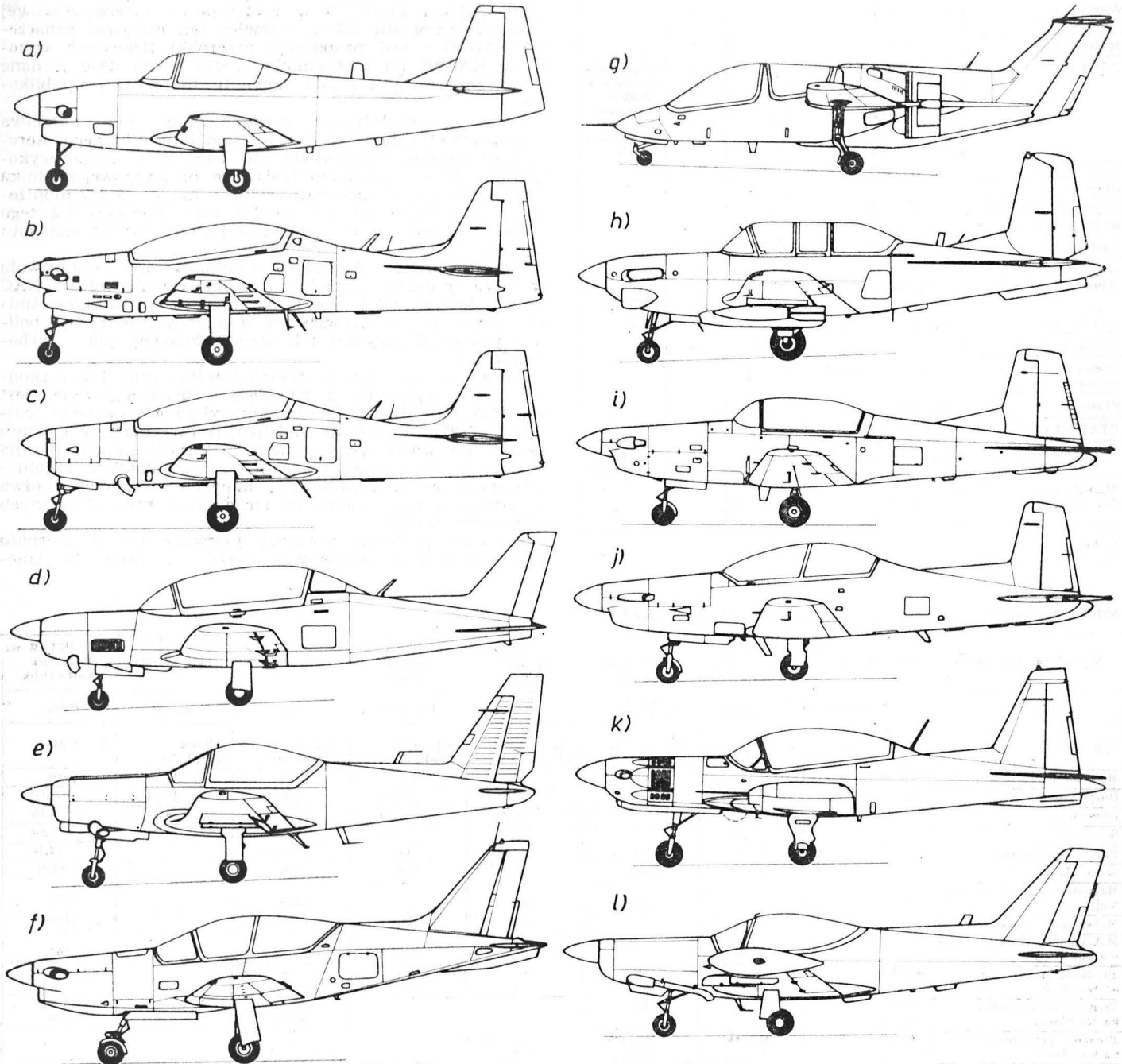
PC-7 Turbo Trainer jest zmodyfikowaną turbośmigłową wersją produkowanego przed laty tłokowego samolotu szkolno-treningowego. Został zaoferowany potencjalnym nabywcom w połowie lat siedemdziesiątych. W efekcie zamówień PC-7 wszedł do produkcji seryjnej i eksploatacji w następujących państwach: Abu Dhabi — 24, Angola — 18, Austria — 16, Boliwia — 36, Birma — 17, Chile — 10, Gwatemala — 12, Iran i Irak łącznie 52, Malezja — 44, Meksyk — 75, Szwajcaria — 40 i inne — 30 oraz u prywatnych odbiorców — 6.

W późniejszym okresie produkcji samolot został wyposażony w fotele wyrzucane Martin Baker.

Polski samolot szkolno-treningowy PZL-130 został zbudowany w dwóch wersjach: tłokowej PZL-130 Orlik i turbośmigłowej PZL-130T Turbo Orlik. Zbudowano trzy prototypy wersji z napędem tłokowym (M-14Pm o mocy 268 kW) i przystąpiono do produkcji serii informacyjnej.

Samolot ma stanowić jeden z trzech elementów systemu szkolenia. Pozostałe dwa to symulator — kabina treningowa oraz kompleksowy system diagnostyczny. Na mocy porozumienia z kanadyjską firmą AIRTECH w Kanadzie jeden z prototypów został wyposażony w silnik PT6A-25 i oblatany 16 lipca 1986 r. Samolot otrzymał amerykańskie wyposażenie radioelektroniczne oraz dostosowano go do przenoszenia uzbrojenia na czterech węzłach podwieszenia.

W Rumunii, w której opracowano w ostatnich latach kilka typów śmigłowych samolotów szkolnych (IAR-28MA, IAR-825, IAR-831), został oblatany w czerwcu 1982 r. prototyp IAR-823TP będący wersją produkowanego samolotu IAR-823, ale z układem miejsc posobnym i silnikiem turbośmigłowym Pratt and Whitney Canada PT6A-15AG o mocy 507 kW. Wprowadzono też nowy płat z węzłami podwieszenia uzbrojenia. Przewidywana jest produkcja seryjna samolotu z silnikiem PT6A-25C.



Rys. 2. Samoloty szkolno-treningowe:

- a) HDH A10B,
- b) EMB-312 Tucano,
- c) Shorts S312 Tucano T.Mk1,
- d) ENAER T-35TX Aucan,
- e) Valmet L-90TP Redigo,
- f) PZL-130T Turbo-Orlik,
- g) RFB Fantrainer 600,
- h) Beechcraft T-34C,
- i) Pilatus PC-7 Turbo Trainer,
- j) Pilatus PC-9
- k) NAC Firecracker,
- l) SIAI-Marchetti SF.260 TP

Samolot włoski SIAI-Marchetti SF.260TP jest wersją tłokowego samolotu szkolnego i zarazem wielozadaniowego SF.260 budowanego seryjnie (zbudowano ponad 700 szt.) w wersjach SF.260A, B, C, D, SF.260M — wersja wojskowa, SF.260W — wersja wojskowa przystosowana do wsparcia taktycznego. Prototyp SF.260TP wykonał pierwszy lot w lipcu 1980 r. Jego konstrukcja jest taka sama jak wersji SF.260W z wyjątkiem przedniej części kadłuba, w której znajduje się silnik Allison 250-B17C o obniżonej mocy do 261 kW. SF.260TP jest najłżejszym samolotem szkolnym z

TABLCA I. Produkcja samolotów szkolno-treningowych o napędzie turbośmigłowym

Typ samolotu, wersja	Data oblotu prototypu	Data oblotu pierwszego egz. seryjnego	Liczba zamówionych	Liczba* wyprodukowanych	Uwagi
Hawker de Havilland HDH A 10B	—	—	1	1	rozwój zaniechany
EMBRAER EMB-312 Tucano	16.VIII.1980	polowa 1983	279	239	opeka na 114 egz. dodatkowo
EMBRAER Shorts S 312 Tucano	—	14.II.1986	130	1	
ENAER T-35 TX Aucan	14.II.1986	—	1	1	
Valmet L-90TP Redigo	1986	—	3	3	
Aerospatiale Epsilon-Turbo	9.XI.1935	—	1	1	
HAL HTT-34	17.VI.1984	—	1	1	
Fuji KM-2D	28.VI.1984	—	1	1	proponowana zmiana silników w 32 eks-ploatowanych samolotach
WSK PZL-Warszawa-Okęcie PZL-130T Turbo Orlik	16.VI.1986	—	1	1	
RFB Fantrainer 400	V.1978	1984	31+1	11+2	
RFB Fantrainer 600	VI.1980	—	16+1	11+2	
ICA IAR-825TP Triumf	12.VI.1982	—	1	1	produkcja planowana
Beechcraft T-34C	21.IX.1973	1977	336	336	
Beechcraft T-34C-1	—	—	89	89	
Pilatus PC-7 Turbo Trainer	12.IV.1966	18.VIII.1978	380	380	
Pilatus PC-9	7.V.1984	—	128	2	
RTAF RTAF-5	5.X.1984	—	2	2	
NAC NAC Firecracker	1.IX.1984	—	2	2	rozwój zaniechany
SIAMarchetti SF. 260TP	1.VII.1980	—	60		

\* dane z wiosny 1986 r.

napędem turbośmigłowym. Zamówiono ponad 60 samolotów.

Zbudowany w Chile prototyp samolotu szkolno-treningowego z napędem turbośmigłowym ENAER T-35TX Aucan jest wersją (produkowaną seryjnie dla lotnictwa Chile i Hiszpanii) samolotu T-35 Pillan. Produkcja turbośmigłowej wersji jest przewidywana w 1988 r.

Samolot HAL HTT-34 jest turbośmigłową odmianą szkolnego samolotu z napędem tłokowym produkowanego seryjnie dla wojskowego lotnictwa Indii (do marca 1986 r. dostarczono 32 samoloty). HAL HTT-34 był demonstrowany po raz pierwszy na wystawie lotniczej Farnborough w 1984 r. Produkcja seryjna dotychczas nie została podjęta. HAL HTT-34 różni się od samolotu HPT-32 jedynie silnikiem i przekonstruowaną przednią częścią kadłuba.

Lotnictwo wojskowe Japonii używa obecnie ok. 30 samolotów typu KM-2B, który jest japońską odmianą samolotu Beechcraft T-34. W 1984 r. wytwórnia Fuji zastosowała silnik Allison 250-B17D w prototypowej czteromiejscowej odmianie samolotu KM-2. Samolot ten otrzymał oznaczenie KM-2D i jest propozycją przeróbki tłokowych samolotów KM-2B na turbośmigłowe. Do końca 1986 r. dane techniczne: masy i osiągi samolotu nie zostały opublikowane.

Jeden z prototypów (produkowany dla lotnictwa wojskowego Francji) tłokowego samolotu szkolnego Aerospatiale Epsilon (zamówiono 150 samolotów) został wycozystany jako stanowisko badawcze prototypowego silnika turbośmigłowego Turbomeca TP319 o mocy 335 kW (obniżonej w samolocie do 261 kW). Pierwszy lot tego samolotu odbył się w listopadzie 1985 r. Danych samolotu i planów produkcji nie ogłoszono.

Firma Norman Aeroplane Company Ltd. opracowała prototyp prostego samolotu szkolno-treningowego NAC Firecracker. Samolot napędzany turbinowym silnikiem śmigłowym wykonał pierwszy lot w marcu 1984 r. Nie podjęto produkcji seryjnej tak wersji tłokowej, jak i turbośmigłowej.

Pierwszym samolotem szkolno-treningowym, który skonstruowano wyłącznie z napędem turbośmigłowym, jest konstrukcja EMB-312 Tucano (brazylijskie oznaczenie wojskowe T-27). Wytwórnia EMBRAER otrzymała w grudniu 1978 r. od wojskowego lotnictwa Brazylii zamówienie na budowę i badania czterech prototypów samolotu szkolno-treningowego z turbinowym napędem śmigłowym (dwa do badań w locie i dwa do naziemnych prób statycznych i zmęczeniowych).

Pierwszy prototyp wykonał pierwszy lot w sierpniu 1980 r. Lotnictwo wojskowe Brazylii zamówiło 118 samo-

TABLCA 2. Dane techniczne turbośmigłowych samolotów szkolno-treningowych

Wytwórnia, typ wersja	Jedn.	Hawker de Havilland HDH A10B	EMBRAER EMB-312 Tucano	Shorts S312 Tucano T. Mk1	ENAER T-35TX Aucan	Valmet L-90TP Redigo	HAL HTT-34	Fuji KM-2D	WSK PZL W-wa PZL-130T Turbo-Orlik
Państwo		Australia	Brazylia	Brazylia W. Brytania	Chile	Finlandia	Indie	Japonia	Polska
Typ silnika		PT6A-25D	PT6A-25C	TPE331-12B	Allison 250-B17D	Allison 250-B17D	Allison 250-B17D	Allison 250-B17D	PT6A-25
Moc silnika	kW	455	559	820	313	313	313	261	410
Rozpiętość	m	11	11,14	11,28	8,31	10,34	9,50	10,04	8,00
Długość	m	10,20	9,86		8,29	7,90	8,07	8,43	8,68
Wysokość	m	3,51	3,40		2,34	2,85	2,88	2,96	4,00
Powierzchnia nośna	m <sup>2</sup>	20,0	19,40	19,33	13,64	14,75	15,00		12,30
Masa własna	kg	1580	1810	2017	1048	890	866		1150
Masa startowa w konf. glądkiej	kg		2550	2650	1364		1220		1750
Maksymalna masa startowa	kg	2154	3175		1364	1900	1220		2155
Maksymalna masa uzbrojenia podwieszanego	kg	800	1000			800			640
Prędkość maksymalna na wysokości	km/h	395	448	507	367	355	310		438
	m	457,6	3050	3050	0	3000	0		0
Prędkość maksymalna na wysokości	km/h			4575			266		499
	m						3000		3050
Prędkość przelotowa na wysokości	km/h		319 (ek)	407 (ek)	345 (maks)				
	m		3050	3050	3050				
Prędkość minimalna z wychl. klapami i podw.	km/h	108	124	128	109	99	108		
Prędkość wznoszenia	m/s	10,6	11,3	17,8	9,8	10,2	10,8		15,9
Pułap praktyczny	m	9600	9145	10365	8535	7500	7620		10000
Długość startu do wys. 15 m	m	405	710	503		310	265		410
Długość lądowania z wys. 15 m	m	449	605	500		360	465		570
Zasięg na wysokości	km		1844	1665	1150	1400	615		1288
	m		6100	7620		6000	3000		3050
Zapasy paliwa (wewn.)	dm <sup>3</sup>	581	694	694	291,5	360	229	266	420
Osiągi dla masy startowej	kg	2154	2550	2650	1364	1350	1220		1450



lotów, które wytwórnia EMBRAER przekazała do września 1986 r. brazylijskim szkołom lotniczym. Zapowiedziano zamówienie 50 dalszych samolotów.

Do dalszych nabywców Tucano należy rząd Egiptu, który zamówił 120 samolotów (80 dla Iraku, 40 dla Egiptu). Pierwsze 10 egz. dostarczyła wytwórnia EMBRAER, pozostałe są montowane z zespołów dostarczonych przez tę wytwórnię w zakładach w Kader k. Heliopolisu należących do AOI (Arab Organisation for Industrialisation). Przewidywane jest zamówienie dalszych 60 samolotów (z czego 20 dla Iraku). Wytwórnia EMBRAER dostarczyła ponadto 8 samolotów Hondurasowi oraz 30 Wenezueli.

Brytyjskie lotnictwo wojskowe (RAF) zdecydowało się natomiast zamówić samolot Tucano, ale w wersji dostosowanej do swych wymagań. Samolot ten ma zastąpić w szkoleniu samoloty typu Jet Provost. Początkowo będzie wyprodukowane przez wytwórnię Short na podstawie licencji 130 samolotów, których dostawy mają się rozpocząć w 1987 r.

Wymagania brytyjskie na nowy samolot szkolny (Defence Air Staff Target 412) wymagały wielu modyfikacji samolotu Tucano. Zastosowano silnik Garrett TPE-331-12B o większej mocy (820 kW) w związku z wymaganą większą prędkością — zwłaszcza na małej wysokości i większym wznoszeniu. Wprowadzono hamulec aerodynamiczny w dolnej części kadłuba, wzmocnienia konstrukcyjne zwiększające wytrzymałość doraźną i zmęczeniową (12 000 h), zmiany wyposażenia kabin i foteli wyrzucanych oraz zmiany wyposażenia radioelektronicznego.

Pierwszy samolot zmodyfikowany zgodnie ze wspomnianymi wyżej wymaganiami, oznaczony Tucano T.Mk1, wykonał pierwszy lot 14 lutego 1986 r. w Brazylii. Następnie przetransportowano go do W. Brytanii do Belfastu i tu został zmontowany i oblatany 11 kwietnia 1986 r.

Samolot szwajcarski PC-9 jest wprawdzie zbliżony zewnętrznym kształtem do samolotu PC-7, ale jest to konstrukcja nowa mająca jedynie 10% wspólnych elementów z PC-7. Podstawowe różnice między PC-9 a PC-7 to: silnik o większej mocy Pratt and Whitney of Canada PT6A-62 o mocy 857 kW obniżonej do 708 kW, drugi fotel usytuowany wyżej w stosunku do pierwszego (fotele wyrzucane), zmodyfikowany płat o zmienionym profilu, nowe lotki, hamulec aerodynamiczny w dolnej części kadłuba, większa płetwa statecznika pionowego, zmodyfikowane podwozie koła o wyższym ciśnieniu w oponach).

Dwa prototypy oblatano w maju i lipcu 1984 r. Samolot otrzymał certyfikat we wrześniu 1985 r. i został skierowany do produkcji seryjnej. Samolot zamówiły następujące państwa: Birma — 4, Arabia Saudyjska — 30, Australia — 67 (z tej liczby 48 samolotów ma być zbudowanych przez wytwórnie australijskie HDH i GAF na podstawie licencji).

W połowie lat siedemdziesiątych w fińskiej wytwórni Valmet opracowano samolot szkolno-treningowy z napędem śmigłowym. W latach 1980-1982 dla lotnictwa wojskowego Finlandii zbudowano 30 tych samolotów. W czerwcu 1986 r. wykonał pierwszy lot prototyp L-90TP Redigo napędzany turbinowym silnikiem śmigłowym. Samolot ten jest zbliżony do L-70, ale nieco od niego większy, ma nowy płat, chowane podwozie i 6 węzłów podwieszenia uzbrojenia. Samolot to metalowy dolnopłat, ale do badań zmęczeniowych wykonano drugą wersję płata z kompozytów z włóknami węglowymi. Tego rodzaju skrzydła mają być zastosowane na jednym z dwóch następujących prototypów. Zamówień na jego produkcję jeszcze nie ma.

W Australii zbudowano prototyp samolotu szkolnego z napędem turbośmigłowym Hawker De Havilland HDH A10B. Wspomniana wyżej decyzja o produkcji licencyjnej samolotu szwajcarskiego PC-9 spowodowała ograniczenie programu budowy samolotu HDH A10B, który ma się zakończyć na wstępnych badaniach w locie. Zrezygnowano również z rozwoju zbudowanego w warsztatach lotnictwa wojskowego w Tajlandii prototypu RTAF-5 samolotu szkolno-treningowego. Rezygnację spowodowały trudności, na jakie napotkano podczas prób samolotów oraz decyzją związaną z zakupem i koprodukcją zachodniemieckiego samolotu szkolno-treningowego Fantrainer.

Samolot ten jest napędzany zespołem silnik turbinowy-wentylator. W 1975 r. Ministerstwo Obrony RFN zawarło z wytwórnią RFB (Rhein Flugzeugbau GmbH) umowę na budowę dwóch prototypów szkolno-treningowego samolotu z napędem wentylatorowym. Pierwszy prototyp AWI-2, którego wentylator był napędzany dwoma silnikami Wankla (każdy o mocy 112 kW), wykonał pierwszy lot w październiku 1977 r. Drugi prototyp, wyposażony w silnik Allison 250-C20B, został oblatany w maju 1978 r. Wersja seryjna wyposażona w ten silnik nosi oznaczenie Fantrainer 400. W pierwszym prototypie zmieniono silnik na mocniejszy Allison 250-C30. Wersję seryjną z tym silnikiem oznaczono Fantrainer 600.

Lotnictwo Bundeswehry przeprowadziło w 1985 r. badania przydatności do szkolenia Fantrainera jako ewentualnego następcy samolotu Piaggio P.149D. Efektem tych badań była zmiana układu tablic przyrządowych oraz modyfikacja wentylatora w celu obniżenia hałasu. Samolot wszedł do produkcji seryjnej, jednak nie dla lotnictwa RFN, a dla Tajlandii, która zamówiła 47 samolotów (31 w wersji Fantrainer 400 i 16 w wersji Fantrainer 600). Pierwsze dwa samoloty dostarczono Tajlandii w październiku 1984 r. Montaż pozostałych podjęto w Tajlandii. Zespoły na 9 samolotów dostarczono na początku 1986 r. Przewidywana jest w tych samolotach zmiana skrzydeł laminatowych na metalowe produkowane w Tajlandii.

Samolot seryjny różni się nieco od prototypu. Została

RFB Fantrainer 400	RFB Fantrainer 600	ICA IAR-325TP Triumf	Beechcraft T-34C	Beechcraft T-34C-1	Pilatus PC-7 Turbo Trainer	Pilatus PC-9	RTAF RTAF-5	NAC Firecracker	SIAI-Marchetti SF.260 TP
RFN	RFN	Rumunia	Stany Zjednoczone	Stany Zjednoczone	Szwajcaria	Szwajcaria	Tajlandia	W. Brytania	Włochy
Allison 250-B20B	Allison 250-C30	PT6A-25C	PT6A-25	PT6A-25	PT6A-25A	PT6A-62	Allison 250-B17C	PT6A-25A	Allison 250-B17C
313	485	559	298	410	410	708	313	410	261
9,70	9,70	10,00	10,16	10,10	10,40	10,19	9,55	7,92	8,35
9,48	9,48	8,99	8,75	8,75	9,775	10,175	9,96	8,33	7,40
3,00	3,00	3,20	2,92	2,92	3,21	3,26	3,05	3,25	2,41
14,00	14,00	15,00	16,69	16,69	16,60	16,29	15,67	11,89	10,10
1114	1160	1250	1342	1356	1330	1620	1645	1210	750
			1950						1200
1800	2300	2300	1950	2494	2700	3200	2177	1832	
				544				724	300
370	417	470		382	500	496		413	422
3050	5490	4000		5500		0		0	3050
						556			
						6100			
325	370	440 (maks.)	398		364 (maks.)	556 (maks.)			400 (maks.)
3050	3050	4000	5180		6100	6100			2440
113	113	105	98 przy masie 1588 kg	123	138	130	149		126
7,8	15,2	16	7,5	7,2	6	20,8			11
6100	7620	9090	9145		7925	11580			8535
		250	586		1180	440	701	457	467
		300	547		800	530	915	677	533
1760	1390	1400	1311		2630	1538		1158	949
3050	3050	6100	6100		5009	6100			4575
475	475	360			474	508		405	243
1600	1600	1700	1910	2494	2700	2250		1832	1200
						kat.akrob.			

# Bezpieczeństwo a ekonomia w lotnictwie

## U źródeł kontrowersji (II)

Dr hab. inż. JANUSZ M. MORAWSKI  
Instytut Lotnictwa

### Technika, taktyka i strategia widziane w strukturze hierarchicznej

Na wzajemne powiązania między tym co określamy jako technikę, taktykę i strategię można także spojrzeć w nieco inny sposób. Jako punkt wyjścia przyjmujemy podmiot  $P$  działający zgodnie z wytycznymi (instrukcją zewnętrzną) oraz na podstawie obserwacji skutków własnego działania. Graficzne przedstawienie sytuacji, w jakiej działa podmiot  $P$  prowadzi do schematu jak na rys. 2. Sformułowanie „działanie ... na podstawie obserwacji skutków własnego działania” znajduje odbicie w widocznej na rys. pętli „do tyłu” (ang. feedback), podającej sygnał wyjściowy (działanie) z powrotem na wejście członu  $P$ . Ten sygnał „zwrotny” jest porównywany z instrukcją zewnętrzną. W przypadku wystąpienia różnic między instrukcją a działaniem, podmiot  $P$  dokonuje takiej korekcji działania, aby te różnice zanikły. Kontrolę działania ułatwia członek  $K$ , w którym może się dokonywać pomiar i (lub) obróbka (redukcja) informacji. Krótko mówiąc, schemat na rys. 2 ilustruje znaną zasadę sprzężenia zwrotnego. Przykładów podobnej struktury działania jest wiele, że wspomnimy jeszcze raz o prowadzeniu samolotu w ścieżce ILS przy wykorzystaniu komend przyrządu dyspozycyjnego.

Jest cechą charakterystyczną, że ingerencja zewnętrzna pozwala na pełną autonomię podmiotu  $P$ , jeśli idzie o sposób działania: bez względu na wielkość sygnału ingerencji podmiot  $P$  będzie zawsze działał na zasadzie porównania, wykorzystując informację tego porównania we właściwy sobie sposób.

Zasadnicze pytanie może dotyczyć pochodzenia instrukcji zewnętrznych. Istnieją dwie możliwości. Pierwsza wymaga przyjęcia, że instrukcje te są ustalone a priori. Niedostatkami tej koncepcji jest brak elastyczności w działaniu. Druga możliwość zakłada, że istnieje inny podmiot, którego działanie uzewnętrznia się w formie generowania instrukcji. Schemat z rys. 2 rozrośnie się teraz do postaci jak na rys. 3. Podmiot  $P_1$  nazwiemy nadrzędnym, podmiot  $P_2$  — podrzędnym. W ogólnym przypadku podmiot nadrzędny wykorzystuje inną informację aniżeli podmiot podrzędny. Informacja ta może np. kojarzyć konkretną wiadomość o aktualnej sytuacji, w jakiej znajduje się podmiot podrzędny, z bardziej ogólną, dotyczącą zbioru możliwych stanów. Na rys. 3 różnice te są symbolizowane przez człon  $K_1$  (obsługujący podmiot  $P_1$ ) i  $K_2$  (obsługujący podmiot  $P_2$ ).

Przykładem podobnej, dwupoziomowej struktury może być jeszcze raz prowadzenie samolotu w ścieżce schodzenia na podstawie informacji przyrządowej i przy dodatkowym wykorzystaniu komend operatora radaru podejścia.

Pochodzenie instrukcji wyższego poziomu (liczbę pętli można mnożyć) można z kolei wyjaśnić istnieniem jeszcze innego przedmiotu, reprezentującego jeszcze wyższy poziom itd.

Przejście informacji z wyższego poziomu do niższego jest zawsze związane ze zmianą „języka”. I tak np. informacja operatora GCA: „poniżej ścieżki” jest przekładana na „niż-

szy język” do postaci: „zmniejszyć opadanie” lub „ster na siebie”.

W teorii sterowania podobne wielopoziomowe struktury określa się jako hierarchiczne (wielopoziomowe) systemy sterowania<sup>4</sup>). Wykazuje się przy tym, że hierarchiczne systemy sterowania są rozwiązaniem optymalnym dla bardziej złożonych obiektów. W złożonych, stworzonych przez człowieka systemach podstawowym zadaniem stojącym przed konstruktorem jest trafne wydzielenie poziomów hierarchii i przypisanie im właściwych kompetencji decyzyjnych. Oznacza to, ogólnie biorąc, organizację działania złożonego systemu.

Bliższa analiza tworzonych przez człowieka hierarchicznych układów sterowania dowodzi, że ingerencja organu nadrzędnego w pracę pętli sprzężenia zwrotnego podsystemu niższego, zwłaszcza prowadząca do otwarcia tej pętli (ograniczenie autonomii tej pętli) jest zdecydowanie niekorzystna.

### Bezpieczeństwo a ekonomia lotów

Przejdziemy teraz do próby rozstrzygnięcia kontrowersji między bezpieczeństwem a ekonomią lotów. Zapewnienie odpowiednich standardów bezpieczeństwa niewątpliwie kosztuje. Wydaje się, że problem ten jest jednoznacznie i „prosto” widziany jedynie w skrajnych przypadkach: albo z za biurka szefa przedsiębiorstwa, albo z fotela pilota. Dylematy występują przy każdej próbie nawiązania kontaktu między tymi dwoma biegunami. Na domiar złego, występujące kontrowersje są zwykle pokrywane „okrągłymi” sformułowaniami i niedomówieniami, a towarzysząca temu wymiana informacji pod względem wierności i rzetelności pozostawia wiele do życzenia. Odnosi się wręcz wrażenie, że dyskurs toczy się w dwóch różnych językach. Zjawisko to nie występuje w kontaktach między pilotami czy też w gronie menażerów. Kontrowersje tkwią zatem nie tyle w samym meritum, ile w subiektywnych poglądach ściśle uwarunkowanych płaszczyzną odniesienia i dysponowaną informacją.

Bezpieczeństwo widziane z za steru samolotu ma wymiar konkretny, fenomenologiczny. Pewne działania są w sposób bezpośrednio oczywisty i instynktowny niedopuszczalne. Inne, również w sposób bezpośredni i oczywisty, są nieodzowne. W proces działania zaangażowane są naturalne zmysły, analizatory i pamięć pilota, od pętli odruchowych aż po wyższe centra systemu nerwowego. Zaangażowanie to jest podobne jak w procesie naturalnej lokomocji na dwóch kończynach i zapobieganiu upadkowi ciała. Językiem pilota są subiektywne odczucia, zaś podstawą działania jest hipotetyczna struktura tzw. modelu wewnętrznego, tworzącego świadomość<sup>5</sup>). Rzecz prosta, względy ekonomiczne wydają się mniej istotne.

Zagadnienie bezpieczeństwa lotów widziane z pozycji

<sup>4</sup>) Por. np. W. Findeisen: Wielopoziomowe układy sterowania. PWN, Warszawa, 1978 r.

<sup>5</sup>) Por. np. J. Morawski: Metody analizy i oceny działania i niezawodności systemów człowiek-maszyna. 8 Sympozjum PAN — OPT Katowice, 1979 r.

cd. ze s. 7

w nim powiększona osłona kabiny w celu poprawienia widzialności z obydwu miejsc. Wloty powietrza do silnika usytuowano nad płatem, przedłużono nieco kadłub, ulepszone przekładnię napędu wentylatora.

Przedstawiony wyżej rozwój szkolno-treningowych samolotów turbośmigłowych pozwala na stwierdzenie, że znajdują one coraz szersze zastosowanie głównie w lotnictwie wojskowym. Powody są następujące:

— Jest możliwe stosowanie jednego typu samolotu do szkolenia wstępnego (selekcyjnego) oraz do szkolenia podstawowego z ewentualną zmianą mocy zespołu napędowego na większą i wyposażenia na bardziej bogate).

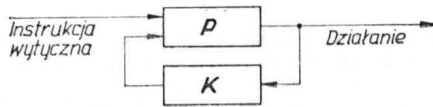
— Szkolny samolot z napędem turbośmigłowym jest bardziej ekonomiczny niż odrzutowy, a możliwe jest zbliżenie jego osiągnięć i właściwości pilotażowych do odpowie-

dnich właściwości szkolno-treningowego samolotu odrzutowego, a tym samym częściowa lub całkowita jego eliminacja (bezpośrednie przejście na treningowy samolot odrzutowy — np. w W. Brytanii i w lotnictwie marynarki St. Zjednoczonych na samolot Hawk).

— W przypadku zastosowania samolotu z turbinowym napędem śmigłowym zamiast tłokowego jest możliwe stosowanie jednego gatunku paliwa — tańszej ropy (eliminacja benzyny lotniczej).

— Zastosowanie turbinowych silników w śmigłowych samolotach szkolno-treningowych zamiast tłokowych, mających dużą masę i mniejszą moc, pozwala na zwiększenie nie tylko osiągnięć, ale i udźwigu, co umożliwia stosowanie ich do szkolenia w użyciu pokładowych środków bojowych, a także do wykonywania w określonych warunkach zadań bojowych (obserwacja przedpola własnych wojsk, zwalczania celów naziemnych).

menażera przedstawia się zupełnie inaczej. Informacje wyjściową stanowią dane uśrednione, statystyczne. W ocenach dominują efekty globalne. W celu uproszczenia i ujednoczenia tego całościowego obrazu w sztabach decyzyjnych usiłuje się przeliczać imponderabilia typu: bezpieczeństwo, prestiż firmy itp. na wartości uchwytne: koszty, zyski itp. Poszukuje się etycznie-moralnych odniesień, za



Rys. 2. Jednopoziomowy układ działania

wartości krytyczne, granicznie akceptowalne przyjmując dane niezawodnościowe dla człowieka (grupy ludzi), działającego w optymalnych warunkach. Dla urządzeń technicznych, których awaria grozi najpoważniejszymi konsekwencjami przyjmuje się za skrajnie akceptowalną wartość zagrożenia  $10^{-7}$ . W tym zakresie pozostaje wciąż nieograniczone pole dla nowych koncepcji i ujęć.

Mamy więc do czynienia z zupełnie odmiennymi podejściami do tego samego zagadnienia, właściwymi dwóm skrajnym poziomom działania. O bezpieczeństwie mówi się dwoma różnymi językami: strategicznym i technicznym. Nie sposób przy tym odmówić słuszności każdej z tych opinii. Nie można też budować płonnych nadziei na jakieś ujednoczenie języków. Co więcej, byłoby to nawet niepożądane. Jak więc znaleźć zadowalające rozwiązanie?

Rozwiązanie rysuje się stosunkowo przejrzysto przy uznaniu wielopoziomowej organizacji działania i przy uwzględnieniu wszystkich aspektów, właściwych dla tych struktur, które zostały naświetlone w poprzednich rozdziałach. Postulaty wynikające z takich rozważań są następujące:

1. Należy utrzymać języki (kategorie, względy, preferencje, rankingi itp.) właściwe każdemu poziomowi. Oznacza to przyznanie poszczególnym poziomom należytej autonomii. Oczywiście pewne modyfikacje i optymalizacje języków (uściślenie pojęć, zasad) pozostają zagadnieniem otwartym.

2. Na każdym z poziomów (strategicznym, taktycznym, technicznym) powinno bezwzględnie obowiązywać prawo zgodności skal. Niedopuszczalne są uchybienia w tym zakresie, z reguły prowadzące do dezorganizacji systemu.

3. Pomiędzy poziomami działania powinna być zapewniona drożność informacyjna kanałów, zarówno aferentnych (kontroli, od poziomów niższych do wyższych), jak i eferentnych (decyzji, zaleceń, od poziomów wyższych do niższych).

4. Przekazywane informacje między poziomami powinny być odpowiednio kompilowane, stosownie do języków tych poziomów. Dużych ułatwień w tym zakresie można oczekiwać od komputerowych systemów wspomagających. Należy zwłaszcza całkowicie wyeliminować możliwość pojawienia się i przekazania informacji błędnej, niejednoznacznej itp.

5. Służby pomocnicze (np. obsługa sprzętu) powinny przejąć tą samą wielopoziomową strukturę co pion podstawowy. Nietrudno wyobrazić sobie odpowiedniki warstw techniki, taktyki i strategii w takich działach jak przeglądy i prace okresowe na sprzęcie, zaopatrzenie w części zamienne, czy też rezerwacja biletów. W strukturach tych służb także obowiązują wymogi zgodności skal i zasady styków międzypoziomowych.

6. Informacja aferentna powinna być obiektywna, syn-

tetyczna i uogólniona. Wnioski wynikające z tej informacji powinny być przestrzegane w trybie bezwzględny.

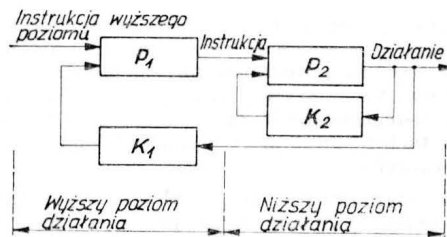
7. Informacja eferentna powinna być podawana raczej w formie zaleceń aniżeli sztywnych, arbitralnych nakazów.

Postulaty 1÷5 są oczywiste w świetle wcześniejszych rozważań o działaniu struktur wielopoziomowych i o relacjach skalowych. Najwięcej kontrowersji i sprzeciwów mogą stwarzać postulaty 6 i 7, zwłaszcza u przedstawicieli wyższych poziomów działania („kto tu właściwie rządził?”). Chwila zastanowienia jednak wystarcza, aby przyznać słuszność tym postulatom.

W jakim stopniu powyższe zasady pozostają w zgodności lub też przeczą przyjętym konwenansom w konkretnej kompanii — to sprawa lokalna. Rzecz oczywista, że ich spełnienie i przestrzeganie jest ściśle uzależnione od struktury organizacyjnej i zasad funkcjonowania przedsiębiorstwa. Rzeczą najistotniejszą jest właściwy punkt widzenia na każdym stanowisku, na którym działa człowiek: homo humanicus.

## Zakończenie

Staraliśmy się wykazać, że kontrowersje między bezpieczeństwem a ekonomią lotów wynikają z wielopoziomowej struktury działania i tkwią w różnicach skal (języków) właściwych różnym poziomom działania. Mówiąc o poziomach działania rozróżniliśmy technikę, taktykę i strategię, tworzące spójny i komplementarny układ. Można zadać pytanie, czy te trzy poziomy pokrywają cały obszar działań. Z pewnością odpowiedź może być negatywna. Rozszerzając bowiem zakres rozważań można nad strategią dostrzec jeszcze wyższe poziomy (np. politykę) z charakterystycznymi dla nich skalami, a zatem kategoriami, wartościami, preferencjami itp. Poniżej techniki można mówić o warstwach mini- i mikrotechnik, schodząc do poziomu pętli odruchowych systemu nerwowo-mięśniowego pilota i niżej. Jakikolwiek byłby zakres naszych rozważań, nigdy nie będzie on kompletny: zawsze pozostaje konieczność przewidywania jeszcze wyższego i jeszcze niższego poziomu.



Rys. 3. Dwupoziomowy układ działania

Nasze rozważania zilustrowaliśmy graficznie w formie prostokąta działań w czteroczynnikowym układzie, obejmującym czas, przestrzeń, informację i podmiot działania. Układ ten jest także niekompletny, ale odwzorowuje pewien punkt widzenia i umożliwia dokonanie wstępnych analiz. Sformułowana zasada zgodności skal znajduje swój bezpośredni odpowiednik jako przekątna prostokąta działań. Wracając do zasadniczego problemu bezpieczeństwa i ekonomii lotów sformulowano kilka podstawowych zasad, których przestrzeganie w praktyce prowadziłoby do złagodzenia kontrowersji i podniesienia efektywności działania kompanii.

## Errata!

W nrze 8/87 Techniki Lotniczej i Astronautycznej zostały błędnie wydrukowane okładki, zamienione zostały rysunki samolotów. I tak: na IV okładce są zamieszczone samoloty szkolno-treningowe PWS-26, a na I okładce samoloty Junak 3.

Przepraszamy Czytelników.

REDAKCJA

# Walory użytkowe polskich szybowców

Mgr inż. ADAM KURBIEL  
PDPS Bielsko-Biała

Przyjęło się oceniać wszystkie wyroby techniczne porównując je z najlepszymi wyprodukowanymi przez innych. Niewątpliwie kolebką szybownictwa są Niemcy i Niemcy też mają największe zasługi w rozwoju konstrukcji szybowców. Polska najczęściej i najsukuteczniej brała i nadal bierze udział we współzawodnictwie w budowaniu szybowców i lataniu na nich. Te dwa kraje zachowały swoje przedwojenne tradycje szybowcowe i kontynuują je.

W ostatnich latach najwięcej szybowców rozmaitych typów produkuje się w RFN. Powstaje tam najwięcej prototypów i prowadzi się najwięcej badań mających wpływ na rozwój konstrukcji. Praktycznie latanie zawodnicze na Zachodzie jest zdominowane przez szybowce niemieckie. Na zawodach szybowcowych szybowce polskie bądź francuskie spotyka się sporadycznie, ogromna większość to szybowce niemieckie. Aby porównać same szybowce, niezbędne jest porównanie bazy produkcyjno-badawczej. W RFN istnieje:

— pięć firm produkujących szybowce o potencjale produkcyjnym co najmniej równym przedsiębiorstwu w Bielsku: Schempp-Hirth, Schleicher, Rolladen-Schneider, Glaser-Dirks, Grob,

— trzy ośrodki zajmujące się badaniami aerodynamicznymi opracowujące profile aerodynamiczne firmowane nazwiskami: Wortmanna, Althausa, Epplera, Horstmann, Quasta. Mają one do dyspozycji tunele aerodynamiczne niskiej turbulencji w Brunzshwiku, Stuttgartarcie, Delft oraz latające laboratorium w Brunzshwiku,

— kilka Akaflegów działających przy uczelniach technicznych, w których powstają nowatorskie konstrukcje szybowców. Najbardziej znane to Akafleg w Brunzshwiku, Darmstadt i Stuttgartarcie,

— Instytut w Göttingen zajmujący się analizami flatterowymi,

— praktycznie nieograniczona baza materiałowa umożliwiająca zastosowanie każdego nowoczesnego materiału konstrukcyjnego wyprodukowanego na Zachodzie,

— nieograniczony i szybki dostęp do wszelkich informacji naukowo-technicznych oraz możliwość udziału w wymianie myśli technicznej na różnych konferencjach, sympozjach i kongresach.

Badania aerodynamiczne, materiałowe, wytrzymałościowe prowadzone przez instytuty oraz prace w Akaflegach są finansowane bądź z budżetu państwowego, bądź przez bogate firmy przemysłowe.

W Polsce dysponujemy:

— jednym zakładem produkcyjno-badawczym w Bielsku z dwoma wydziałami produkcyjnymi we Wrocławiu i Jeleń-Górze produkującymi 90÷120 szybowców rocznie,

— dość ograniczonymi (ze względu na skromniejsze wyposażenie i środki finansowe) możliwościami prowadzenia badań aerodynamicznych w Instytucie Techniki Lotniczej na Politechnice Warszawskiej,

— możliwością prowadzenia badań głównie materiałowych i wytrzymałościowo-konstrukcyjnych na Politechnice Warszawskiej i w Instytucie Lotnictwa,

— od niedawna — możliwością prowadzenia analiz flatterowych dzięki aparaturze do badań rezonansowych w Instytucie Lotnictwa oraz uruchomionym programem w WSK-Mielec,

— bardzo skromną krajową bazą materiałową ograniczoną do rowingu szklanego niskiej jakości i dwóch zestawów kompozycji epoksydowych (import jest ograniczony trudnościami dewizowymi, a zakazy i ograniczenia sprzedaży nakładane przez rządy państw zachodnich uniemożliwiają dostęp do niektórych nowoczesnych materiałów).

Ponadto w ostatnich latach dostęp do informacji jest znikomy. Dotyczy to zwłaszcza udziału w konferencjach i sympozjach. Zagraniczną literaturę techniczną otrzymuje się sporadycznie i to przeważnie prywatnie.

Porównanie tych danych jest dla Polski bardzo niekorzystne. Konkurowanie z pięcioma firmami jest trudne. Każdą firmę co ok. 6÷10 lat (w zależności od klasy) opuszcza w danej klasie nowy typ szybowca. Na każdym mistrzostwach świata są więc prezentowane przynajmniej dwa lub trzy nowe typy szybowców zawodniczych. Takiemu wyzванию nie jesteśmy w stanie sprostać.

Od ok. sześciu lat zachodniemieckie firmy częściowo partycypują w kosztach konstruowania i badania nowych profili aerodynamicznych stawiając jako warunek zakaz publikowania danych profilu. Nie mamy więc dostępu do najnowszych profili zachodnich i w tej chwili jedynym źródłem uzyskania ich jest zaprojektowanie i przebadanie na Politechnice Warszawskiej. Jednakże niedostateczna aparatura i niedostateczne parametry tunelu nie gwarantują pewnego sprawdzenia oferowanych danych, a przy dzisiejszych technologiach ryzyko niepotwierdzenia się zakładanych danych profilowych na zbudowanym już prototypie jest bardzo kosztowne.

Obecnie PDPS-Bielsko produkuje trzy typy szybowców: dwumiejscowy szkolno-treningowy Puchacz, zawodniczy w klasie standard Jantar Std 3 i zawodniczy w klasie otwartej Jantar 2B.

Szybowiec Puchacz to konstrukcja mająca osiem lat, skrzydło jest oparte na aerodynamicznie z końca lat 60., profil natomiast z początku lat 60. Szybowiec Jantar Std 3 to kolejna modyfikacja szybowca Jantar Std 1 z 1973 r. z profilem (doskonałym dla dużych prędkości) zaprojektowanym przez ITL na Politechnice Warszawskiej. Szybowiec Jantar 2B to 8-letnia konstrukcja z profilem Wortmanna z 1967 r.

Oceniając każdy szybowiec, należy wyróżnić trzy grupy cech:

— właściwości pilotażowe,

— osiągi,

— jakość ogólną, tj. zespół cech, które pozwalają ocenić szybowiec nawet laikowi, a więc estetyka wykończenia wszystkich szczegółów, stan powłok lakierniczych, wystrój kabiny itp.

Wg zgodnej opinii użytkowników polskie szybowce wyróżniają się spośród innych właśnie dobrymi właściwościami pilotażowymi; dotyczy to zwłaszcza takich cech jak: właściwości przeciągnięcia i korkociągu, dobre właściwości krążenia, stateczność, poprawne proporcje sił przy sterowaniu, łatwość wykonywania figur akrobacji. Procentuje tu wieloletnie doświadczenie PDPS-Bielsko oraz staranne prowadzenie prób w locie przy stałej współpracy z nadzorem państwowym. Warto podkreślić, że właśnie ten zespół cech najmniej zależy od warunków, o których wspominałem uprzednio.

Osiągi szybowca, tak istotne dla szybowców zawodniczych, to przede wszystkim:

— aerodynamika, a zwłaszcza właściwy profil skrzydła,

— wysokie parametry aerodynamiczno-konstrukcyjne warunkowane użyciem materiałów lekkich o dużej wytrzymałości i sztywności,

— staranne odtworzenie geometrii.

Jantar Std 3 jest w dalszym ciągu szybowcem konkurencyjnym przy dużych prędkościach, natomiast ustępuje przy małych prędkościach — w krążeniu. Taka jest właściwość zastosowanego profilu. Dodatkowo podkreśla to zbyt duża masa. Jest to więc szybowiec na silne warunki termiczne i w związku z tym jest doceniany w krajach, w których warunki te występują często: w Australii i w Argentynie.

Dokładność odtworzenia geometrii w polskich szybowcach jest dobra. Szybowce zachodniemieckie nie mają wiernie odwzorowanej geometrii. Doskonały stan powierzchni zagranicznych szybowców z charakterystycznym lustrzanym odbiciem to wynik wielotygodniowej pracy samego właściciela szybowca.

Jantar 2B jest pod względem osiągnięć szybowcem przestarzałym w porównaniu z szybowcami klasy otwartej nowej generacji, jakie pojawiły się w 1981 r.: Nimbus 3 i ASW-22. Zastosowany w nim profil jest bardzo czuły na skażenia części noskowej, co wyraźnie pogarsza osiągi w opadzie i przy zanieczyszczeniu owadami. Zbudowanie szybowca klasy otwartej, który mógłby konkurować z Nimbus 3 i ASW-22, o rozpiętości rzędu 25 m i wydłużeniu 35 wymaga użycia nowoczesnych materiałów: włókien węglowych i aramidowych i współczesnego profilu. Nowy profil klapowy został opracowany w 1985 r. na Politechnice Warszawskiej i wiążemy z nim duże nadzieje. Ostatnio opracowywane w RFN profile były dodatkowo testowane bądź

cd. na s. 18

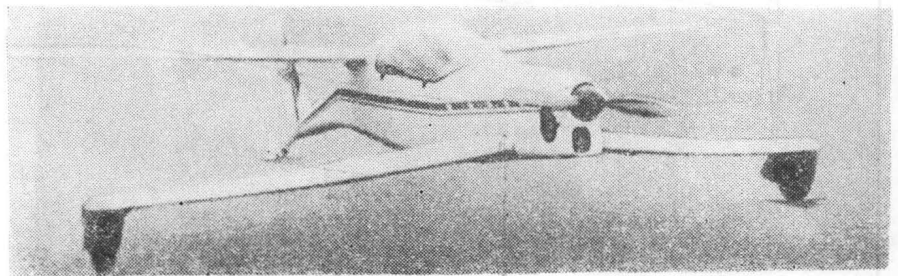
Amatorski samolot sportowy

**KONSTRUKCJA.** Jednomiejscowy, jednosilnikowy tandem konstrukcji kompozytowej.

**Plat przedni.** Obrys trapezowy, profil RAF-32, kat zaklinowania 3°, wznios ujemny 6°, usytuowanie w układzie dolnopłata. Konstrukcja jednoczęściowa, jednodźwigarowa, skorupowo-przekładkowa z kompozytu szklano-epoksydowego i sztywnej pianki PCV. Pasy dźwigara z rowingu szklanego, ścianka pojedyncza. Na końcach płata przedniego są umocowane golenie podwozia głównego, wraz z kołami osłonięte owiewkami o kropłowym kształcie wprowadzonymi płynnie z obrisu skrzydła. Dźwigar płata przedniego jest położony w 1/3 cięciwy. Prawie cała rozpiętość przedniego płata zajmuje ster wysokości (80%). Konstrukcja steru kompozytowa przekładkowa. Ster jest szczelinowy i sięga do 27% cięciwy przedniego płata. Pląt przedni jest mocowany do kadłuba w czterech punktach za pomocą sworzni.

**Plat tylny.** Obrys trapezowy, profil Wortmann FX-60-126, kat zaklinowania 0°, wznios 4°. Konstrukcja jednoczęściowa, podobna do konstrukcji płata przedniego. Dźwigar skrzynekowy położony w 1/3 cięciwy, przestrzeń między ściankami wypełniona sztywną pianką PCV. 50% całkowitej rozpiętości płata tylnego zajmują bezszczelinowe klapołatki, sięgające 22% cięciwy. Pląt tylny usytuowany w układzie górno płata i mocowany do kadłuba za pomocą czterech sworzni.

**Kadłub.** Przekrój zbliżony do prostokątnego, sklepiony owalnie u góry, z zaokrąglonymi narożnikami. Konstrukcja skorupowa z kompozytu szklano-epoksydowego, klejona z dwóch połówek dzielonych w płaszczyźnie symetrii. W kabine, oddzielonej od przedziału silnikowego ścianą ogniową, znajduje się kompozytowy zbiornik paliwa, wpisany w kształt kadłuba i kształt siedziska pilota. Siedzisko zapewnia pozycję półleżąca, jest dostosowane do spadochronu plecowego i wyścielane poduszkami z gąbczastym wypełniaczem. Pasy bezpieczeństwa czteropunktowe. Oparciem siedziska jest wręga konstrukcyjna, której płaszczyzną jest dwukrotnie zatamana. Druga mocna wręga konstrukcyjna znajduje się w płaszczyźnie dźwigara tylnego płata i wprowadza w skorupę kadłuba obciążenia od jego mocowania. Tył kadłuba płynnie przechodzi w statecznik pionowy, pod którym znajduje się mocowanie podwozia tylnego. Przed kabina, na grzbiecie kadłuba, umieszczono wlot powietrza typu NACA — służy on do zasilania układu wentylacji kabin. Oszklenie kabiny w postaci kropłowej kopułki z dwóch szyb połączonych kompozytową ramką. Osłona kabiny otwierana na prawa stronę. Tablica przyrządów ma obrys o charakterystycznym kształcie zbliżonym do podkowy.

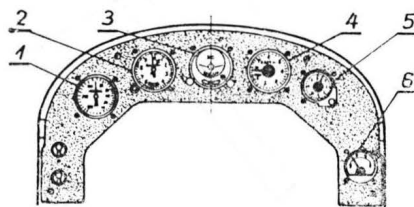


**Usterzenie.** Usterzenie pionowe wpisane w bryłę kadłuba. Konstrukcja usterzenia kompozytowa, bezszczelinowy ster kierunku o stałej cięciwie ma konstrukcję przekładkową. Obrys usterzenia trapezowy z wyraźnym skosem.

**Sterowanie.** Dźwąg sterowy z prawej strony kabiny. Do sterowania sterem wysokości i lotkami służy układy złożone z popychaczy, dźwigni i rur skrętnych, ster kierunku wraz z podwoziem tylnym jest sterowany za pomocą giętkich cięgien dwustronnego działania.

**Podwozie.** Podwozie główne jest umieszczone na końcach płata przedniego, pełniące rolę gołeni sprężystej. Podwozie tylne ma goleń w postaci kompozytowego resora, koło jest zawieszona na widelcu i sterowane bezpośrednio od steru kierunku. Wymiary kół: główne — 0,30×0,10 m, tylne 0,14×0,06 m.

**Zespół napędowy.** Dwucylindrowy, chłodzony powietrzem silnik rzędowy RMZ-640 pochodzący ze skutera śnieżnego Buran. Moc silnika 26 kW, obroty 83,33 1/s. Śmigło dwułopatowe drewniane o stałym skoku. Rozruch silnika ręczny, z zewnątrz — uchwyt znajduje się z lewej strony osłony. Łoże w postaci lekkiego piramidkowego wspornika utrzymuje silnik w pozycji cylindrami do dołu. Osłony zespołu napędowego metalowo-kompozytowe.



Tablica przyrządów: 1 — prędkościomierz, 2 — wysokościomierz, 3 — sztuczny horyzont, 4 — wariometr, 5 — przeciążeniomierz, 6 — woltomierz

**Instalacje.** Paliwowa — zbiornik integralny w kadłubie, używane paliwo — A-76, Elektryczna — tylko do zasilania przyrządów. Wentylacyjna — wlot i zawór dozujący na grzbiecie kadłuba przed osłoną kabiny.

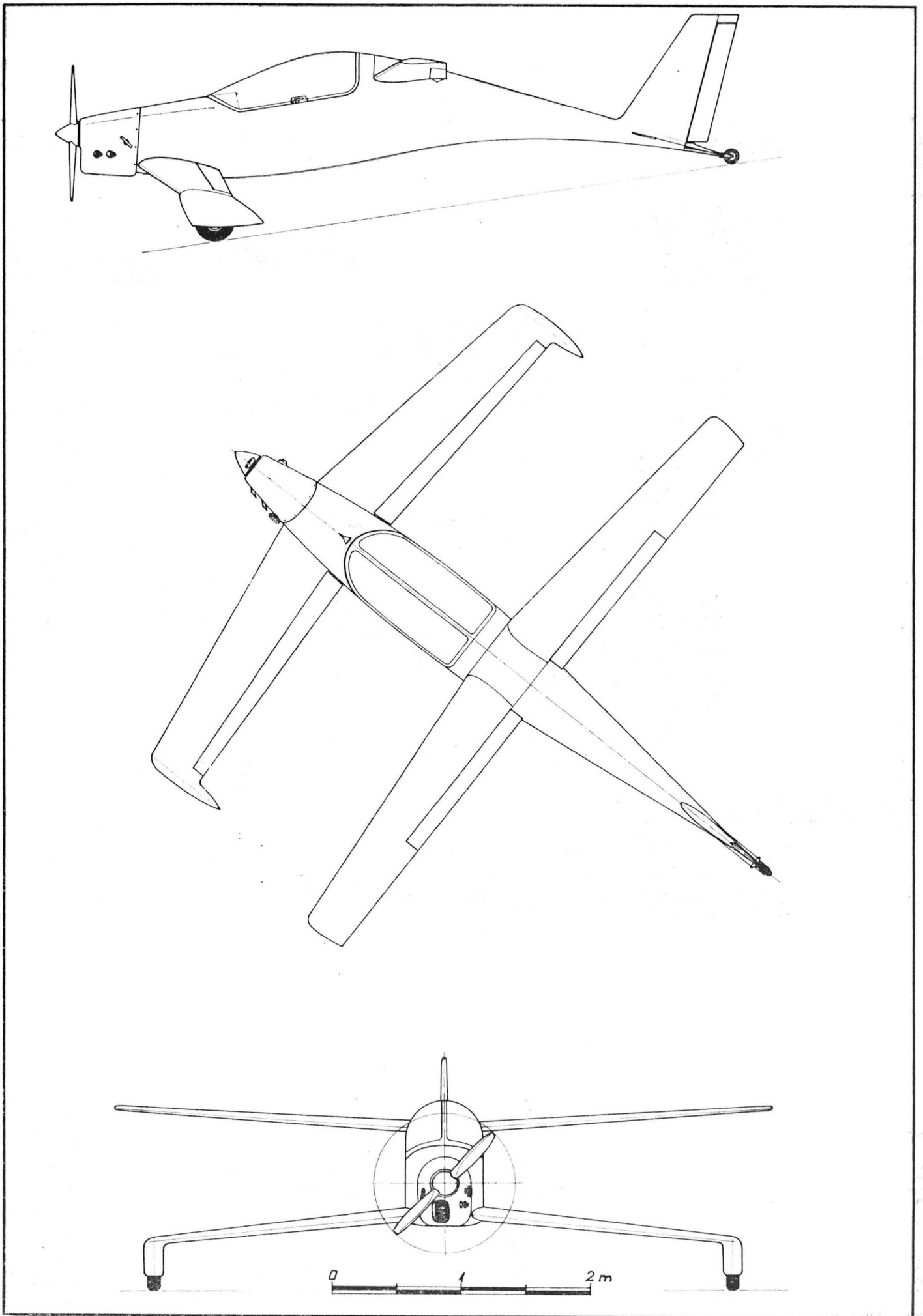
**Wypożyczenie.** Prędkościomierz, wysokościomierz, sztuczny horyzont, wariometr, przeciążeniomierz, woltomierz.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot A-8 jest jedną z konstrukcji grupy młodych konstruktorów zrzeszonych w klubie Aeroprakt (Awiacija na praktykie) w Kujbyszewie. Głównymi twórcami tego samolotu i współtwórcami innych zbudowanych w tym klubie są: W. Mirosznik, P. Almurzin, M. Wołyniec, I. Wachrusziew i J. Jakowlew; oprócz nich w jego budowie brali oczywiście udział inni członkowie klubu. Samolot prezentowano na zlocie amatorów-konstruktorów SLA, razem z wcześniejszymi i późniejszymi konstrukcjami klubu, takimi jak A-6, A-11M, A-12, A-05, A-7, A-10B i A-10A. Budowę samolotu rozpoczęto na przełomie lat 1983/1984, wzorując się na ciekawym samolocie amerykańskiego konstruktora B. Rutana nazwanym Quickie. Po raz pierwszy A-8 został pokazany publicznie na zlocie SLA-84 w Koktebelu. Jego debiut nie był udany — podczas kołowania na start nastąpił katastrofa. To niepowodzenie nie zniechęciło twórców samolotu, zdających sobie sprawę, że niekonwencjonalny układ A-8 wymaga jeszcze wielu badań i usprawnień. Poprawki wprowadzono dość szybko i już na początku 1985 r. samolot powtórnie oblatano. Zaprezentowano go także na zlocie SLA-85, gdzie latał na nim znany radziecki pilot doświadczalny W. Makagunow. Tym razem samolot nie zawiódł swych twórców, zyskując duże uznanie i przynosząc im nagrody. Jego główny konstruktor J. Jakowlew, otrzymał także zaproszenie do pracy w biurze konstrukcyjnym im. O. Antonowa. Samolot A-8 został po SLA-85 przekazany do jednego z instytutów badawczych lotnictwa w celu dokonania dokładnych prób.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość skrzydła przedniego	4,60 m
Rozpiętość skrzydła tylnego	5,08 m
Długość	5,40 m
Wysokość w linii lotu	1,94 m
Baza podwozia	4,00 m
Rozstaw podwozia	4,50 m
Maks. szerokość kadłuba	0,62 m
Srednica śmigła	1,10 m
Skok śmigła	0,70 m
Powierzchnia skrzydła przedniego	2,47 m <sup>2</sup>
Powierzchnia skrzydła tylnego	2,44 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia pionowego	0,48 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła przedniego	3,57
Wydłużenie skrzydła tylnego	10,58

Masa własna	143 kg
Masa startowa	223 kg
Masa paliwa	22 kg
Obciążenie powierzchni nośnej	45,4 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy	8,6 kg/kW
Ciąg zespołu napędowego na ziemi	66 daN
Prędkość maks.	220 km/h
Prędkość min.	75 km/h
Wznoszenie przy ziemi	5,0 m/s
Zasięg maks.	600 km
Rozbieg	150 m
Dobieg	150 m
Prędkość dopuszczalna	300 km/h
Współczynnik obciążenia konstrukcji	n = 6
Doskonalość aerodynamiczna w locie ślizgowym	12



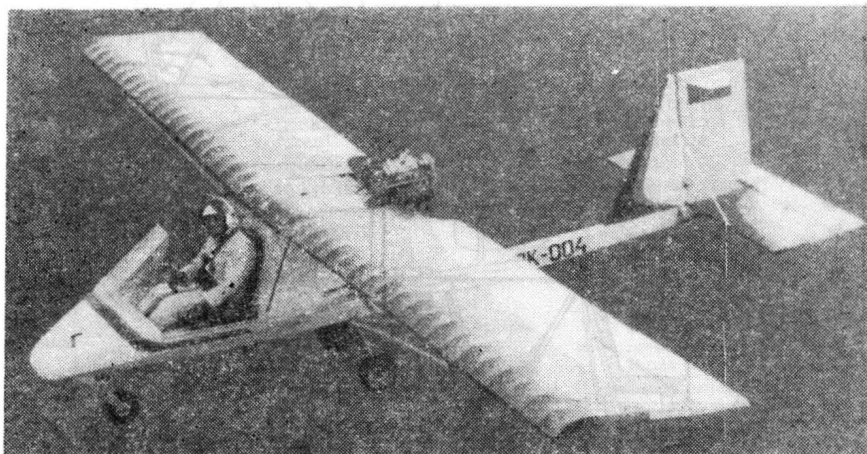
Amatorski samolot sportowy

**KONSTRUKCJA.** Jednomiejscowy, jednosilnikowy zastrzałowy górnopłat o konstrukcji mieszanej.

**Plat.** Obrys prostokątny, profil wypukły o grubości względnej 3,75% uzyskany z modyfikacji profilu NACA 240, wznios 1°, kąć zaklinowania 4°. Konstrukcja dwuceściowa, dwudźwigarowa, mieszana. Dźwigary wykonane z rur duralowych  $\phi 45 \times 1,5$  mm, dźwigar przedni tworzy jednocześnie nósek skrzydła; żebra z drewna jesionowego są przyklejone i przymocowane śrubami do dźwigarów. Łącznie w całym skrzydle szkielet tworzą 22 żebra o pełnej długości cięciwy i 20 mniejszych żeberek noskowych. Pokrycie skrzydła wykonano z tkaniny AST-100, sześciokrotnie cellonowanej. Skrzydła są wsparte do kadłuba zastrzałami w postaci trójkątów wykonanych z rurek duralowych  $\phi 30 \times 1$  mm. Wprowadzenie zastrzałów w skrzydła następuje tuż przy początku lotek. Zastrzały są usztywnione trapezami z rurek duralowych. Lotki bezszczelinowe o konstrukcji metalowo-drewniano- tkaninowej zajmują 25% cięciwy i 26% rozpiętości skrzydła. Prostokątny obrys skrzydła jest przy płaszczyźnie symetrii zakłócony wykresem dla śmigła. Mocowanie skrzydeł do kadłuba na pylonie z rur duralowych.

**Kadłub.** Kadłub ma postać belki o przekroju prostokątnym, nitowanej z blach duralowych o grubości 1,0 i 0,8 mm z żeberkami wewnętrznymi rozstawionymi co ok. 0,7-0,8 m. W jego przedniej części znajduje się odkryta gondola-owiewka osłaniająca nogi pilota, w niej mieści się tablica przyrządów. Do owiewki jest przymocowany wiatrochron, ukształtowany z płaskiego arkusza plexi przez jego dwukrotne załamanie. Fotel pilota wspiera się na baldachimie-pylonie niosącym skrzydła i zespół napędowy. Wewnątrz konstrukcji baldachimu, osłoniętej częściowo obszyciem z tkaniny, mieści się zbiornik paliwa, podwieszony do baldachimu.

**Usterzenie.** Usterzenie klasyczne, obrys usterzenia poziomego prostokątny, pionowego — trapezowy, profile płaskie. Statecznik pionowy wsparty od góry zastrzałami z rurek duralowych ustawionymi w kształt litery V, zastrzały spotykają się na tylnym dźwigarze statecznika pionowego. Konstrukcja usterzenia: szkielet z rurek duralowych  $\phi 30 \times 1$  mm, żebra z blach duralowych o grubości 1,0 i 0,8 mm, po-



krzye z tkaniny. Statecznik pionowy ma obrys trójkątny, ster kierunku — prostokątny.

**Sterowanie.** Układy sterowania linkowe, na ostatnim odcinku sterowania sterem kierunku pojedynczy popychacz.

**Podwozie.** Trójkolowe z kołem przednim. Golenie podwozia głównego piramidkowe wykonane z rurek duralowych  $\phi 36 \times 1$  mm, amortyzacja gumowa (sznurowa). Podwozie przednie ma goleń wykonaną z tej samej rury co główne. Koło przednie jest zamocowane na widelcu i pochodzi z samolotu Zlin Z-226 (jest to tylne koło tego samolotu). Wymiary ogumienia przedniego:  $0,30 \times 0,10$  mm. Koła główne bez hamulców.

**Zespół napędowy.** Dwucylindrowy, dwusuwowy, chłodzony powietrzem silnik gaźnikowy Trabant, przystosowany do eksploatacji lotniczej. Moc silnika 22 kW. Śmigło dwułopatowe, drewniane (z drewna jesionowego) klejone klejem Epoxy 1200. Łoże silnika z rurek ze stali chromowo-molibdenowej  $\phi 22 \times 1$  mm, silnik zawieszony na amortyzatorach gumowych. Instalację paliwową tworzy zbiornik wykonany z blachy duralowej o grubości 0,8 mm, pojemności 27 l i pompa paliwowa od silnika Wartburg.

**Wyposażenie.** Niezbędne wyposażenie obejmuje tylko prędkościomierz, wysokościomierz, wariometr, chylomierz, obrotomierz i termometr głowic cylindrów sil-

nika. W górze kadłuba, nad fotelem, umieszczono radiostację LS-5.

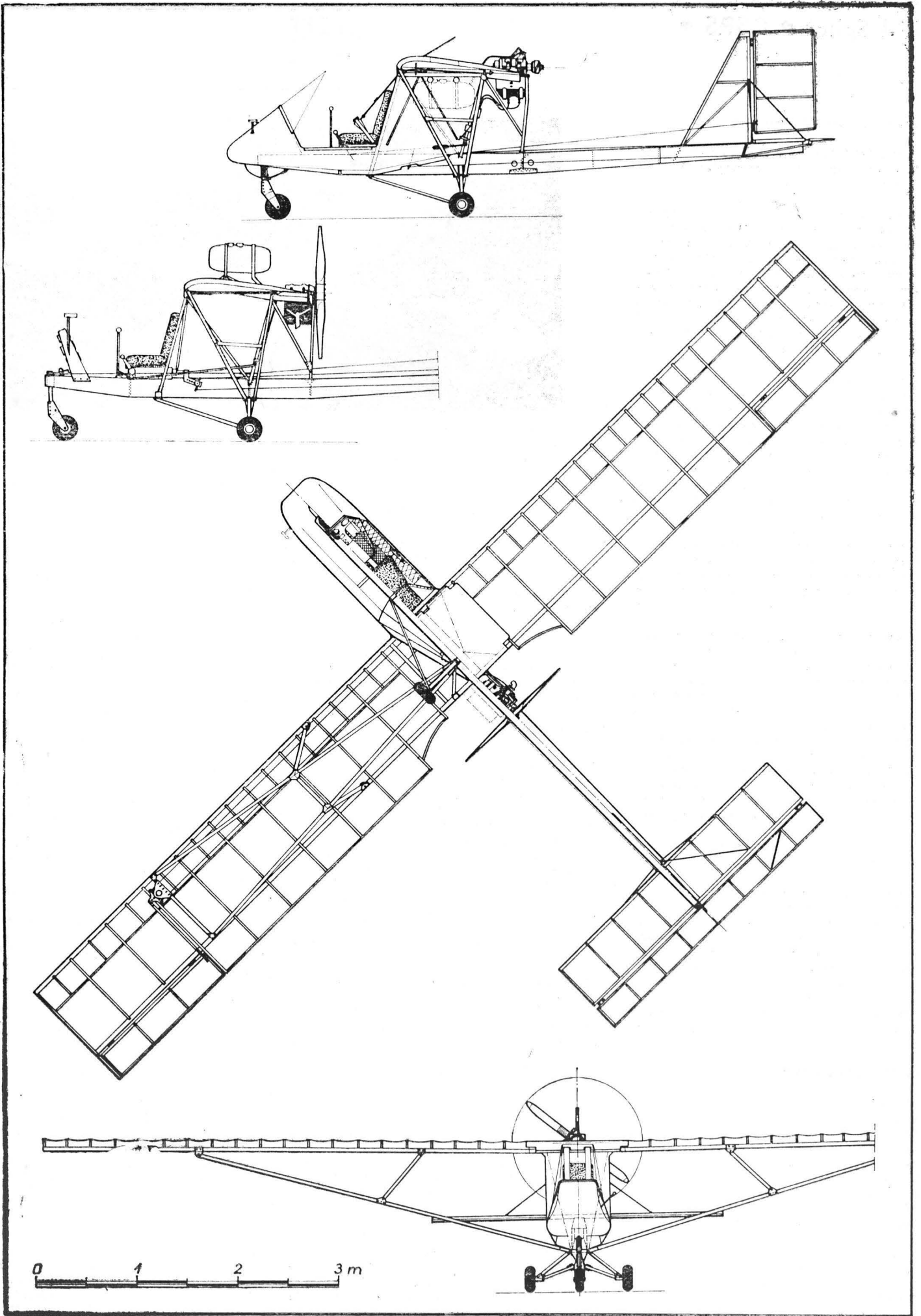
**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Samolot ten jest dziełem zespołu hobbystów; należą do nich: J. Dostał, F. Nejšchodoma, V. Brož, Z. Frčka, L. Frčka, J. Klaban i J. Zímak. Pomagały im dziesiątki innych życzliwych osób, a także instytucje takie jak: Politechnika (CVUT) w Pradze, Muzeum Wojskowe czy zakłady Aquacentrum Praha, które przystosowały silnik Trabant do tego samolotu. Prace nad tym samolotem rozpoczęły się w 1981 r., kiedy to została zawarta umowa między zespołem wykonawców a praską politechniką. Budowę samolotu ukończono późną jesienią 1983 r. i przekazano go do prób w VZLU w Pradze. Próby zakończono 19.04.1984 r. Oblotu dokonał pilot doświadczalny J. Koblře (24.02.1984 r.). Początkowo samolot latał z silnikiem dwucylindrowym Walter A (22 kW), pochodzącym jeszcze z 1946 r. Także zbiornik paliwa był umieszczony nad płatem, a pompę paliwową od silnika samochodu Warburg zastosowano dopiero w późniejszym etapie prób. Przewidywany jest dalszy rozwój tego samolotu — zastosowanie nowego silnika M-80 (opracowywanego na politechnice w Brnie), potem użycie jeszcze innego silnika zbudowanego z dwóch silników Wichera (do napędu łodzi), oba oczywiście z nowymi śmigłami; planuje się także wykonanie do tego samolotu nowego skrzydła z nowym, lepszym profilem. Oznaczenie SP pochodzi stąd, że ...żaden z twórców samolotu nie ma tych liter w swoim nazwisku, nazwa Spunt jest tylko przedłużeniem skrótów.

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	10,60 m
Długość	5,68 m
Wysokość	1,42 m
Cięciwa skrzydła	1,22 m
Baza podwozia	1,82 m
Rozstaw podwozia	1,00 m
Srednica śmigła	1,25 m
Rozpiętość usterzenia poziomego	2,90 m
Cięciwa usterzenia poziomego	0,76 m
Rozpiętość lotki	1,40 m
Powierzchnia skrzydła	12,9 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek	2 × 0,42 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia poziomego	2,20 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru wysokości	0,74 m <sup>2</sup>
Powierzchnia usterzenia pionowego	1,04 m <sup>2</sup>

Powierzchnia steru kierunku	0,60 m <sup>2</sup>
Wydłużenie skrzydła	3,71
Wydłużenie usterzenia poziomego	3,82
Masa własna	175 kg
Masa startowa	260 kg
Masa paliwa	35 kg
Obciążenie powierzchni nośnej	20,2 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie mocy	11,8 kg/kW
Prędkość maks.	80-90 km/h
Prędkość oderwania przy starcie	55 km/h
Prędkość oderwania przedniego podwozia przy starcie	45 km/h
Prędkość maksymalnego wznoszenia	65 km/h
Prędkość min.	53-55 km/h
Wznoszenie	1,5 m/s
Wyważenie przy masie 260 kg	25,7% SCA

T.M.





Terminy lotnicze bułgarskie, czeskie i serbochorwackie (VII)

1 — wyposażenie elektryczne	1 — електрическо съоръжение, с. об- завеждане	1 — elektrická výstroj, elek- trické vybavení, e. za- řízení	1 — električna oprema, elek- trooprema, električna in- stalacija
2 — prąd	2 — ток	2 — proud	2 — struja
3 — natężenie prądu, prąd	3 — сила на електрическия т.	3 — intenzita proudu	3 — jačina struje
4 — amperomierz	4 — амперметр	4 — ampérmetr	4 — ampermetar
5 — napięcie	5 — напряжение	5 — napětí	5 — napon
6 — woltomierz	6 — вольтметр	6 — voltmetr	6 — voltametar, voltmetar
7 — woltamperomierz	7 — вольтамперметр	7 — voltampérmetr	7 — voltampermetar
8 — instalacja elektryczna	8 — електрическа инсталация; електри- чески съоръжения	8 — elektrická instalace	8 — električni vod
9 — system zasilania (energiją elektryczną)	9 — система захранваща	9 — (elektrický) systém napá- jení	9 — (e.) sistem napajanja
10 — źródło energii, ź. zasilania	10 — источник на ток, токосточник	10 — zdroj energie, napájecí z.	10 — izvor energije; i. napa- janja
11 — prądnicą, generator	11 — генератор	11 — generátor, dynamo	11 — dinamomašina, generator
12 — alternator, prądnicą prądu zmiennego	12 — алтернатор, променливоков г., синхронен г.	12 — g. střídavého proudu, al- ternátor	12 — alternator
13 — bateria akumulatorów; aku- mulator	13 — акумулаторна батерия; акумула- тор	13 — akumulátorová baterie; akumulátor	13 — akumulatorska baterija; akumulátor
14 — ogniwo akumulatora	14 — (електрически) елемент	14 — akumulátorový článek	14 — a. ćelija
15 — akumulator ołowiowy	15 — оловен акумулатор	15 — olověný akumulátor	15 — olovni akumulátor
16 — a. żelazonikłowy	16 — алкален а.	16 — alkalický a.	16 — alkalni a.
18 — amperogodzina	17 — желязно-никелов а.	17 — železníkový a.	17 — gvozdeno-nikleni a.
19 — gniazdo wtykowe	18 — ампер-час	18 — ampérhodina	18 — amper-čas, amper-sat
20 — prostownik	19 — гнездо на контакт, шпелселно г., шпелселен контакт, шпелселна ро- зетка	19 — zásuvka	19 — priključnica, utikač
21 — transformator	20 — изправител, токостправител; вен- тил; диод	20 — usměrňovač	20 — ispravljáč
22 — przetwornik, przekształtnik	21 — 1. трансформатор; 2. преобразу- ватель	21 — transformátor, měnič	21 — menjač
23 — przetwornica	22 — преобразувател; инвертор	22 — převodník, měnič, kon- vertor	22 — invertor
24 — schemat	23 — преобразувател; двигател-генера- тор, мотор — г.	23 — měnič, konvertor	23 — pretvarceč; dinamotor
25 — obwód (elektryczny)	24 — схема	24 — schéma	24 — shema
26 — przewód; przewodnik	25 — контур; кры; верига	25 — obvod, okruh	25 — lanac
27 — kabel wielożyłowy	26 — проводник, жица; кабел	26 — vodič; (elektrické) vede- ní; kábel	26 — provodnik, dovod, vodič
28 — drut, przewód (elektryczny)	27 — многожилен к.	27 — vícežilový kabel	27 — kabel sa više vodova, višežilni k.
29 — zacisk; uchwyt	28 — жица; проводник	28 — drát; vodič, (elektrické) vedení	28 — (električna) žica
30 — łączówka	29 — клемма; носач	29 — svorka	29 — klema
31 — regulator napięcia	30 — колодка, накладка	30 — páskový rozváděč, pásek	30 — priklučak
32 — przekaźnik nadnapięciowy	31 — регулятор на напряжение	31 — regulátor napětí	31 — regulator napona
33 — zabezpieczenie przeciążeni- owe	32 — максималнонапряжено реле	32 — přepět'ové relé, nadna- pět'ové r., maximální r.	32 — prenaponsko rele
34 — bezpiecznik	33 — максималноотокова защита	33 — zajištění proti přetížení	33 — zaštita od preopterećenja
35 — b. topikowy	34 — предпазител	34 — pojistka, zabezpečovací zařizení	34 — asigurač
36 — wyłącznik automatyczny	35 — стопяем п., п. със стопяема влож- ка	35 — tavná p., patronová p.	35 — topljivi o.
37 — stycznik	36 — защитен изключвател	36 — automatický výpínač	36 — automatski ograničivač
38 — styk, zestyk	37 — контактор	37 — stykač	37 — sklopnik, kontaktor
39 — przekaźnik	38 — контакт	38 — dotek, kontakt	38 — kontakt
40 — przerywacz; wyłącznik	39 — реле	39 — relé	39 — rele, relej
41 — przelącznik	40 — прекъсвач, изключвател, ключ	40 — přerušovač; výpínač	40 — prekidač; sklopka; uklju- čivač
42 — wyłącznik przyciskowy;	41 — прелкючвател	41 — přepínač	41 — prebacivač, preklopnik, sklopka
przycisk	42 — бутонен прекъсвач, бутон, копче	42 — tlačítkový výpínač, t. spínač; tlačítko	42 — tipkalo; tipka
43 — dławik (elektryczny)	43 — дросел, реактор; дроселна боби- на, реактивна б.	43 — tłumívka	43 — prigušivač
44 — opornik	44 — съпротивление, резистор	44 — reostat, odpor, odpornik	44 — otpornik
45 — o. nastawny, reostat	45 — регулируемо съпротивление, ре- гулируем резистор, реостат	45 — regulační r., proměnlivý odpor	45 — reostat
46 — napęd elektryczny	46 — електрическо задвижване, електро- задвижване, електропривод	46 — elektrický pohon	46 — zagon
47 — silnik e.	47 — электродвигател, електрически двигател	47 — elektromotor	47 — elektromotor
48 — elektromagnes	48 — електромагнит	48 — elektromagnet	48 — elektromagnet
49 — uzwojenie	49 — намотка	49 — vinutí	49 — namotaj
50 — rdzeń (elektromagnesu)	50 — магнитна сърцевина; магнитопро- вод	50 — jádro (elektromagnetu)	50 — (magnetsko) jezgro
51 — oświetlenie	51 — осветление	51 — osvětlení	51 — osvetljenje
52 — światło; sygnał świetlny	52 — светлина; светлинен сигнал	52 — světlo; světelná návěst, světelný signál, optický š.	52 — svetlo
53 — lampa; latarnia	53 — лампа; фенер, фар	53 — lampa, svítlna; (letecký) majak; světlo	53 — svetiljka
54 — l.; żarówka	54 — лампа (с нажежаема нишка), елек- трическа крушка	54 — l., s.; žárovka	54 — lampa, sijalica
55 — lamp(ka) sygnalizacyjna	55 — сигнална лампичка; с. лампа	55 — signalizační l.; s. žárov- ka, návěstní ž.	55 — signalna lampa
56 — światła nawigacyjne; ś. po- zycyjne	56 — навигационни светлини	56 — navigační světla, položo- vé s.	56 — poziciona svetla
57 — światło antykolizyjne	57 — предупредителна светлина, мига- ща с., проблескаваща с.	57 — bleskové světlo, blikavé s., mžikové s., probles- kující s., blikáč, bleskov- ka	57 — protisudarno svetlo
58 — ś. migające, ś. błyskowe	58 — миганца с., проблескаваща с., так- това с.	58 — bleskové s., mžikové s., (rychle) probleskující s.	58 — žmirkalo
59 — reflektor (do lądowania)	59 — фар (за кацане), прожектор (за к.)	59 — přístávací světlomet	59 — reflektor

K.D.

# Obciążenia pływaków wodnosamolotów dwupływakowych

Sytuacja w dziedzinie przepisów zdolności do lotu wodnosamolotów, a zwłaszcza ich obciążeń na wodzie, wymaga wyjaśnienia. Dla wodnosamolotów pływakowych i łodzi latających cięższych niż 5700 kg obowiązują amerykańskie przepisy FAR-25 oraz brytyjskie BCAR, cz. D. Dla samolotów lekkich — brytyjskie przepisy BCAR, cz. K nie uwzględniają wodnosamolotów, natomiast amerykańskie FAR-23 w dziedzinie obciążeń odwołują się do odpowiednich paragrafów FAR-25 (dla samolotów transportowych).

Producentów pływaków przeznaczonych do zabudowy na cywilnych wodnosamolotach różnych typów obowiązuje publikacja Technical Standard Order TSO-C27, wydana przez Department of Commerce USA w 1952 r. Analogiczne TSO są wydawane dla poszczególnych urządzeń, osprzętu i elementów wyposażenia przeznaczonych do zabudowy na samolotach cywilnych USA. Stanowią one minimalne wymagania, których spełnienie warunkuje certyfikację samolotu wyposażonego w te urządzenia.

Wymagania TSO-C27, określające wymagania zdolności do lotu pływaków do samolotów dwupływakowych, w porównaniu z przepisami FAR-23 i FAR-25 są w zasadzie merytorycznie zgodne, choć nieco uproszczone. Zgodnie z tytułem nie uwzględniają też pływaków wodnosamolotów jedнопływakowych. Wymagania TSO-C27 powołują się na wcześniej wydane warunki techniczne: Specification Twin Seaplane Floats NAS 807, wydane w 1951 r. przez National Aircraft Standards Committee (Państwowy Lotniczy Komitet Normalizacyjny USA). Dokument TSO-C27 wprowadza pewne poprawki do tekstu NAS 807, nie całkiem konsekwentnie. W punkcie 4.3.3 za ciężar obliczeniowy przyjęto maksymalny ciężar do lądowania, gdy tymczasem w określeniach w pkt. 4.3.1 pozostał maksymalny ciężar do startu. Rozróżnienie to jednak nie jest istotne tylko dla samolotów wielosilnikowych; ciężar obliczeniowy do lądowania dla samolotów jednosilnikowych jest równy maksymalnemu ciężarowi samolotu, zgodnie z TSO-C27.

Poniższy tekst jest tłumaczeniem wyciągu z NAS 807 dotyczącego samych tylko obciążeń pływaków i struktury ich mocowania, z uwzględnieniem poprawek wg TSO-C27.

## Obciążenia pływaków wodnosamolotów dwupływakowych (wg National Aircraft Standard Committee; NAS 807 Specification)

4.3. Obciążenia od wody: pływaki i struktura podtrzymująca pływaki powinny być sprawdzone na wszystkie krytyczne rozkłady parcia wody występujące w określonych tu warunkach obliczeniowych.

4.3.1. Ciężary obliczeniowe: ciężar obliczeniowy użyty w warunkach wodowania powinien być obliczeniowym ciężarem **startowym** samolotu, na którym pływak ma być zastosowany.

4.3.2. Obliczeniowe warunki wodowania: wymagania paragrafów 4.3.3 i 4.3.4 powinny stanowić minimalne warunki obliczeniowe.

4.3.3. Współczynniki obciążenia dopuszczalnego dla projektu struktury podstawowej: w konstrukcji struktury jako całości należy stosować poniższe współczynniki obciążeń dopuszczalnych. Przykładając obciążenia wynikające ze współczynników obciążeń wymaganych wg 4.3.3, można rozłożyć je na dnie pływaka w celu uniknięcia nadmiernych miejscowych obciążeń ścinających i momentów gnących w punkcie przyłożenia wypadkowej obciążenia od wody. W tym rozkładzie obciążeń należy stosować parcia nie mniejsze niż określone w 4.3.4.2.

a) wodowanie na redan:

$$n_w = \frac{c_1 \cdot V_{so}^2}{(tg\beta)^{2/3} \cdot W^{1/3}}$$

b) wodowanie na dziób lub na rufę:

$$n_w = \frac{c_1 \cdot V_{so}^2}{(tg\beta)^{1/3} \cdot W^{1/3}} \cdot \frac{K_1}{(1+r_x^2)^{2/3}}$$

gdzie:

$n_w$  — współczynnik obciążenia dopuszczalnego reakcją wody, równy reakcji wody podzielonej przez ciężar wodnosamolotu;

$V_{so}$  — obliczeniowa równoważna prędkość przeciągnięcia samolotu przy obliczeniowym ciężarze do wodowania, bez ciągu silnika oraz przy klapach lub innych urządzeniach supernośnych w położeniu do lądowania (w milach na godzinę, EAS);

$\beta$  — kąt podobnienia w miejscu, w którym oblicza się współczynnik obciążenia (w stopniach) (patrz rys. 1),

$W$  — połowa obliczeniowego ciężaru samolotu do lądowania (w funtach),

$c_1$  — empiryczny współczynnik eksploatacyjny wynoszący 0,009; wartość ta powinna być powiększona, jeżeli trzeba ustąpić z wymaganej wartości współczynnika obciążenia redanu wg 4.3.3.1,

$K_1$  — empiryczny współczynnik „ważący” położenia punktu przyłożenia siły na długości pływaka. Można uwzględnić wpływ podatności zamocowania pływaków na wodnosamolocie przez zmniejszenie współczynnika „ważącego”  $K_1$  przy dziobie i rufie do 0,8 wartości pokazanych na rys. 2 (Uwaga: to zmniejszenie nie dotyczy konstrukcji pływaka, a jedynie struktury mocowania),

$r_x$  — stosunek odległości, równoległej do osi odniesienia pływaka, mierzonej między środkiem ciężkości samolotu i punktem na pływaku, w którym oblicza się współczynnik obciążenia, do promienia bezwładności wodnosamolotu względem osi poprzecznej. Ponieważ pływak może być użyty na wodnosamolotach o różnych promieniach bezwładności, konstruktor pływaka powinien ostrożnie wybrać wartość  $r_x$ , żeby uwzględnić maksymalną wartość promienia bezwładności dla jakichkolwiek wodnosamolotów, na których pływak może być zabudowany.

4.3.3.1. Wodowanie na redan: wypadkowe obciążenie od wody należy przyłożyć prostopadle do linii stępki w punkcie na pływaku odpowiadającym położeniu środka ciężkości. Wielkość obciążenia powinna odpowiadać maksymalnemu współczynnikowi obciążenia dopuszczalnego podanemu w 4.3.3.a), ale nie powinna być mniejsza niż dla  $n_w = 2,33$ .

4.3.3.2. Wodowanie na dziób: wypadkowe obciążenie od wody powinno być przyłożone do stępki w 1/5 odległości od dzioba do redanu mierzonej równoległe do osi odniesienia pływaka \*) i powinno być skierowane do góry, prostopadle do stycznej do linii stępki w tym punkcie. Wielkość obciążenia od wody powinna odpowiadać współczynnikowi obciążenia dopuszczalnego wg 4.3.3.b).

4.3.3.3. Wodowanie na rufę: wypadkowe obciążenie od wody powinno być przyłożone do stępki w punkcie 0,85 odległości od redanu do końca rufowej części pływaka (stęwa tylnej) i powinno być skierowane do góry, prostopadle do osi odniesienia pływaka \*). Wielkość obciążenia wypadkowego powinna odpowiadać współczynnikowi obciążenia dopuszczalnego wg 4.3.3.b).

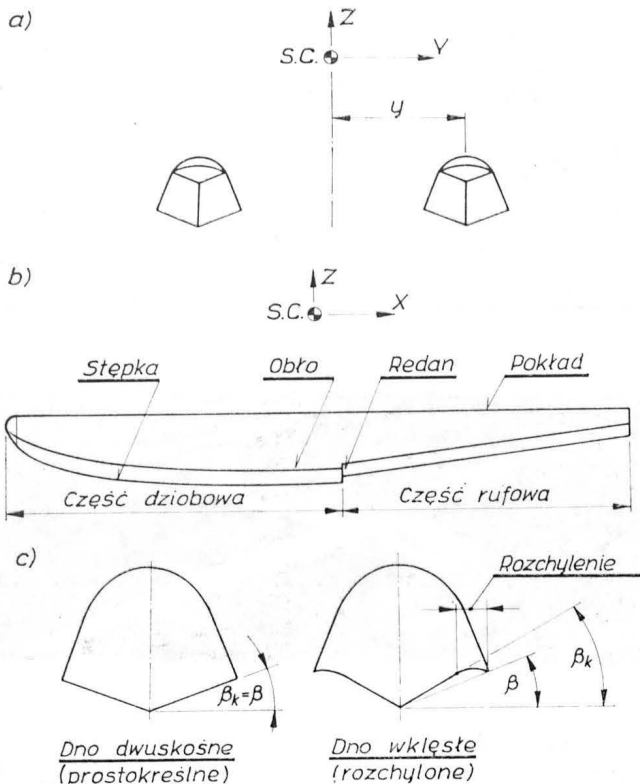
4.3.3.4. Wodowanie niesymetryczne — wodowanie na dwa pływaki z dryfem: warunki niesymetrycznego wodowania powinny się składać z wodowania dwupływakowego na redan każdego pływaka oraz obciążenia bocznego na jeden pływak. Obciążenie do góry powinno wynosić 0,75 obciążenia przy wodowaniu na redan wg 4.3.3.1. Obciążenie boczne powinno wynosić  $1/4 tg\beta \times$  (obciążenie przy wodowaniu na redan). Powinno być ono skierowane do wewnątrz, pro-

\*) Uwaga: za oś odniesienia przyjmuje się zwykle kierunek stycznej do linii stępki na redanie bądź zbliżony do niej kierunek linii pokładu pływaka.

stopadłe do płaszczyzny symetrii, w połowie wysokości między linią stępki i linią obła jednego pływaka, w tej samej odległości od dzioba, co obciążenie do góry.

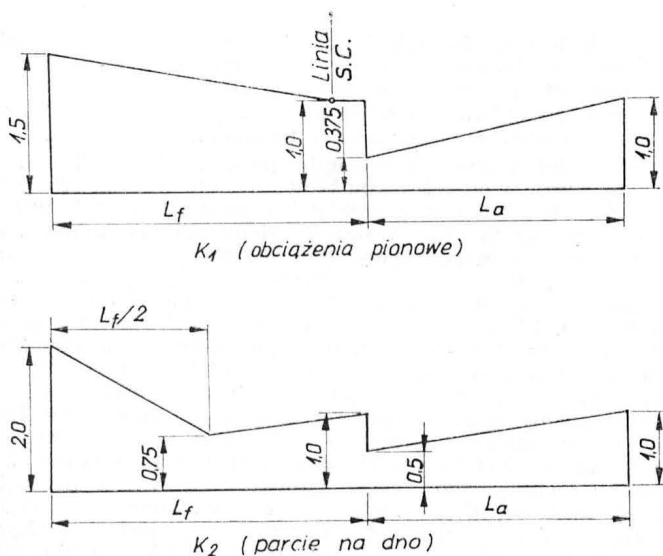
4.3.4. Konstrukcja części pływaka: zalecane są poniższe kryteria projektowania części pływaka, w tym wręg i grodzi, podłużniczek oraz pokrycia (poszycia) dna.

4.3.4.1. Miejscowy rozkład parcia: poniższy miejscowy rozkład parcia należy stosować do konstrukcji poszycia dna



Rys. 1. Określenia

oraz podłużniczek i ich mocowania do struktury podpierającej. Parcia te symulują parcie występujące podczas bardzo skupionego uderzenia wody w pływak i **nie muszą** być przykładane na powierzchni tak dużej, żeby to spowodowało obciążenie wręg lub całej struktury większe niż wyszczególniono w 4.3.4.2:



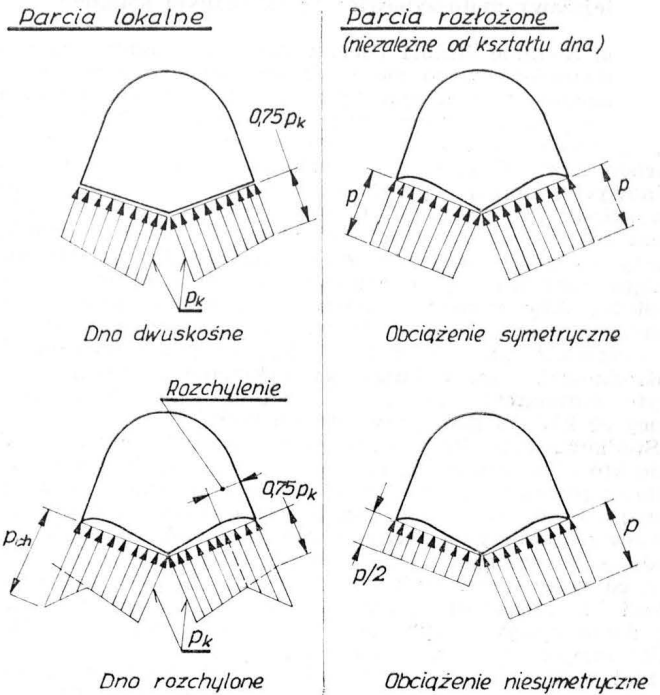
Rys. 2. Współczynnik „ważący”

a) dno prostokresłne (dwuskośne): parcie przy stępce, w funtach na cal<sup>2</sup> (psi):

$$p_k = c_2 \cdot K_2 \cdot \frac{V_{so}^2}{\text{tg} \beta_k}$$

malejące liniowo do wartości 0,75  $p_k$  przy obłe,

b) dno wklęsłe (dno z rozchyleniem): poprzeczny rozkład



Rys. 3. Poprzeczne rozkłady parcia

parcia powinien być obwiednią rozkładów wg a) oraz rozkładu uwzględniającego rozchylenie (patrz rys. 3). Parcie na obłe (w funtach na cal<sup>2</sup>):

$$p_{ch} = c_3 \cdot K_2 \cdot \frac{V_{so}^2}{\text{tg} \beta}$$

zmienia się liniowo do wartości obliczeniowej wg a) na początku rozchylenia obrysu;

gdzie:

$$c_2 = 0,0016,$$

$$c_3 = 0,0012,$$

$K_2$  — współczynnik „ważący” punktu położenia wzdłuż pływaka (patrz rys. 2),

$\beta_k$  — kąt podobienia przy stępce (patrz rys. 1).

4.3.4.2. Parcie rozłożone na dno, dla projektu ogólnej struktury: poniższe rozkłady parcia należy stosować dla projektu struktury wręg, stępki i obła. Parcia te powinny być przyłożone jednocześnie na całe dno pływaka i ich rozkłady powinny być równomierne (patrz rys. 3). Obciążenia otrzymane z sumowania tych parć powinny przenosić się na strukturę ścian bocznych samego pływaka, ale **nie muszą** być przenoszone do przodu i do tyłu jako obciążenia ścinające i zginające:

a) symetryczne: wielkości parcia rozłożonego symetrycznie (w funtach na cal<sup>2</sup>) podaje zależność:

$$p = c_4 \cdot K_2 \cdot \frac{V_{so}^2}{\text{tg} \beta}$$

gdzie:  $c_4 = 0,078 \cdot c_1$ ,

b) Niesymetryczne: wielkości parcia rozłożonego niesymetrycznie, po jednej stronie płaszczyzny symetrii pływaka powinny być te same jak parcia symetrycznego oraz stanowić połowę parcia symetrycznego po drugiej stronie płaszczyzny symetrii pływaka.

K. Dąbrowski

## Stemme S10 • Berlin Zachodni •

### Dwumiejscowy motoszybowiec ze składanym śmigłem

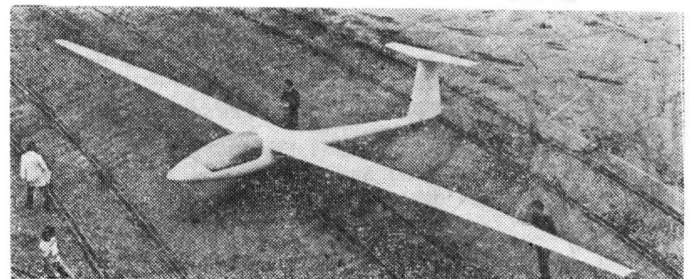
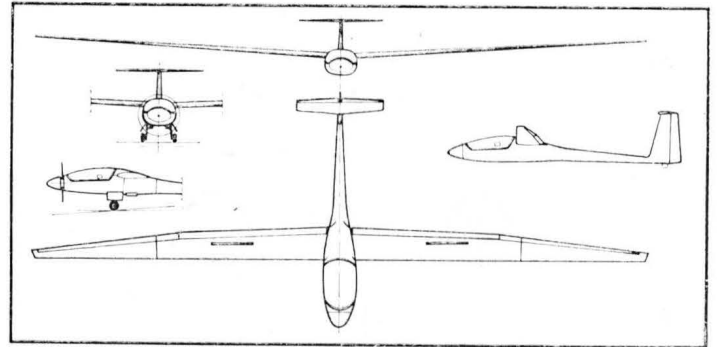
Firma Stemme GmbH (Berlin Zachodni) zbudowała prototyp dwumiejscowego motoszybowca wyposażonego w zespół napędowy o nietypowym, opatentowanym układzie. Składa się on z zabudowanego za kabiną silnika tłokowego, długiego wału napędowego wykonanego z tworzywa Carbon firmy Ciba Geigy, przekładni klinowej (5 pasków klinowych), śmigła o przełożeniu 1:1,25 i ze śmigła z dwoma składanymi łopatkami. Łopatki składają się pod działaniem sprężyny przez obrót na przegubach — na obwodzie piasty — w płaszczyźnie wirowania śmigła. Po złożeniu śmigło zakrywa się przesuwając do tyłu osłonę przodu kadłuba. Aby zamienić szybowiec w motoszybowiec wystarczy przesunąć osłonę do przodu — na co potrzeba 5 s — i zapuścić silnik, a śmigło rozłoży się pod wpływem siły odśrodkowej. Łopatki śmigła są wykonane z drewna i pokryte laminatem. Zastosowano silnik Limbach L2000 o mocy 59 kW (70 KM) przy 3000 obr./min.

Srodkowa część kadłuba, w której jest zabudowany silnik i do której są zamocowane skrzydła, kabina, chowane dwukółowe podwozie i belka ogonowa z usterzeniem, jest wykonana z rur stalowych. Na pozostałe części kadłuba zastosowano tworzywo zbrojone głównie włóknem szklanym. Kabina, o konstrukcji przekładkowej, ma miejsca obok siebie, co tylko nieznacznie zwiększa opór (włoska firma Caproni już wcześniej wykazała przy użyciu szybowca Calif, że dwumiejscowy szybowiec wysokowyczynowy nie musi mieć miejsc w układzie tandem).

Płat pochodzi z szybowca DG-500, jest składany i mieści dwa aluminiowe zbiorniki paliwa o objętości po 60 l.

#### Dane techniczne

Rozpiętość	22,00 m
Długość	8,42 m
Wysokość	1,99 m
Powierzchnia nośna	18,29 m <sup>2</sup>
Wydłużenie	26,47
Masa własna	ok. 540 kg
Udźwig	290 kg
Masa w locie maks.	850 kg
Osiągi szybowca	
Prędkość maks.	300 km/h
Prędkość przecięgnięcia	69 km/h



Doskonałość maks. przy	44	
Opadanie min.	105	km/h
Osiągi motoszybowca	0,53	m/s
Prędkość przelotowa	200	km/h
Wznoszenie maks.	3,50	m/s
Pułap praktyczny	5600	m
Rozbieg	195	m
Dobieg	205	m
Zasięg	ok. 2000	km
		W.K.

cd. ze s. 10

w znanym z wysokiej jakości tunelu w Delft, bądź też w latającym laboratorium w Brunszwicku. Nie mamy takich możliwości i z konieczności musimy podejmować ryzyko sprawdzenia profilu na prototypie.

Pierwsze wrażenie o szybowcu odnosi się oceniając jego standard wykonania, na co składa się stan powierzchni lakierniczych i estetyka wykonania szczegółów, zwłaszcza kabiny i osłony pilota. Nie zawsze jest najlepiej z jakością w naszych szybowcach. Przyczyny tkwią zarówno w systemie obowiązuającym od lat w naszej gospodarce, który preferuje wykonanie ilościowe planu pozostawiając jakość na drugim miejscu, ale również w niemożności zdobycia odpowiednich materiałów. Np. jedyna możliwość stosowania kompozycji laminatowych z utwardzaczem Z-1 naraża przedsiębiorstwo na częste kłopoty dotyczące lakierowania.

Polskie szybowce obecnie produkowane seryjnie, zwłaszcza zawodnicze, są już zbyt przestarzałe. Ich wiek osiągnął albo przekracza osiem lat. Aby znaleźć się w światowej czołówce, należy we wszystkich klasach zbudować nowe prototypy i jak najszybciej po przebadaniu wdrożyć je do seryjnej produkcji. Przy braku danych o profilach zagranicznych możemy liczyć tylko na profile krajowe i dlatego należy Politechnice Warszawskiej stworzyć możliwości finansowe i aparaturowe ciągłego opracowywania tych profili, jak również innych badań aerodynamicznych na potrzeby szybownictwa. Przedsiębiorstwo w Bielsku nie może ze swych zysków całkowicie finansować badań aerodynamicznych i materiałowych. Należy stworzyć możliwości zakupu za gra-

nicą włókien węglowych i aramidowych, bez których nie jest możliwa budowa szybowców o współczesnych wysokich parametrach konstrukcyjnych.

Dostęp do informacji musi być pełny. Dzisiaj nie można tworzyć nowoczesnej techniki i technologii w izolacji.

Nie mniej ważne są względy pozatechniczne. Technikę tworzą ludzie i od ich zaangażowania, od klimatu ich pracy, od motywów, zależą efekty ich pracy. Człowiek wtedy tworzy, wtedy pracuje wydajnie, kiedy ma przekonanie, że jego praca ma perspektywy, jest doceniana i nie jest marnotrawiona. Konstrukcje szybowcowe osiągały najwyższy poziom wtedy, gdy istniał odpowiedni klimat. Było to zaraz po wojnie, kiedy to prawie z niczego zbudowaliśmy przemysł szybowcowy — wizytówkę polskiego lotnictwa. Gdy Foki i Zefiry stały się rewelacją w światowym szybownictwie i na początku lat 70., już opóźnieni, w krótkim czasie opanowaliśmy konstrukcje i technologie z kompozytów. Korzystna atmosfera w krajowej gospodarce w tych okresach sprzyjała niecierpliwym. Ostatnie lata nie są łaskawe dla postępu technicznego. Ludzie tworzący go żyją w poczuciu małej wartości, dość często są bezpodstawnie oskarżani o współudział w wywołaniu kryzysu gospodarczego. Czym inaczej można tłumaczyć skandalicznie niskie zarobki, gdy praca fachowca z długoletnim doświadczeniem i unikalnymi umiejętnościami jest opłacana nieraz parę razy mniej od pracy niewykwalifikowanego pracownika?

Aby pokonać te uwarunkowania, należy zabiegać o przywrócenie właściwej rangi pracy twórczej, jaką jest tworzenie postępu technicznego.

# Teoretyczna analiza wahań prędkości obrotowej dwuwiałowych silników odrzutowych

Dr inż. PAWEŁ LINDSTEDT

## Wstępna ocena gazodynamicznych właściwości dwuwiałowego silnika odrzutowego

W czasie użytkowania i technicznej obsługi samolotów występują przypadki harmonicznym i nieharmonicznym zmian prędkości obrotowej wirników dwuwiałowych silników odrzutowych, które nazwano tu ogólnie wahaniami prędkości obrotowej silnika. Wahaniami prędkości obrotowej mogą wystąpić, jak to potwierdza praktyka eksploatacyjna, w locie i na ziemi w całym zakresie prędkości obrotowej silnika.

Dwuwałowe silniki odrzutowe są technicznymi obiektami o złożonych właściwościach, które w najogólniejszy sposób można wyrazić następującymi zależnościami:  $\bar{n}_1 = f(\bar{G}_p)$ ;

$\bar{n}_2 = f(\bar{G}_p)$ ;  $\bar{T}_3^* = f(\bar{G}_p)$ ;  $\bar{s} = f(\bar{G}_p)$ ;  $\bar{n}_1 = f(T_1^*)$ ;  $\bar{n}_2 = f(T_1^*)$  i

$\bar{T}_3^* = f(T_1^*)$

gdzie:

$\bar{n} = n_1/n_{1max}$ ;  $\bar{n}_2 = n_2/n_{2max}$ ;  $\bar{T}_3^* = T_3^*/T_{3max}$  itp.,

przy czym:

$n_1$  — prędkość obrotowa wirnika niskiego ciśnienia (WNC),

$n_2$  — prędkość obrotowa wirnika wysokiego ciśnienia (WVC),

$T_3^*$  — temp. całkowita przed turbiną,

$\bar{s}$  — sprzężenie gazodynamiczne turbin,

$\bar{G}_p$  — natężenie przepływu paliwa,

$T_1^*$  — temp. całkowita powietrza przed sprężarką.

Wymienione tu zależności zostały graficznie przedstawione na rys. 1.

Już wstępna analiza przedstawionych na rys. zależności pozwala ustalić, że głównymi powodami powstawania wahań prędkości obrotowej silnika są zmiany  $\bar{G}_p$  i  $T_1^*$ , tj. wadliwa praca elementów regulacji natężeń przepływu paliwa (sterowanie pompą paliwową) lub wadliwa praca elementów układu sterowania dopływem powietrza do silnika (sterowanie płaturowym wlotem powietrza). Z rys. 1 widać, że zmiany  $\bar{G}_p$  lub  $T_1^*$  albo  $\bar{G}_p$  i  $T_1^*$  powodują jednocześnie zmiany  $\bar{n}_1$ ,  $\bar{n}_2$  i  $\bar{T}_3^*$ , które mogą przyjąć postać obserwowanych w praktyce wahań  $n_1$ ,  $n_2$  i  $T_4^*$ . Różnica w intensywności zmiany parametrów  $\bar{n}_1$ ,  $\bar{n}_2$  i  $\bar{T}_3^*$  daje ogólne podstawy do wstępnego określenia i zlokalizowania przyczyny wahań parametrów silnika  $n_1$ ,  $n_2$  i  $T_4^*$ . Można ustalić, że gdy w wyniku wadliwego działania układu regulacji wydatkiem paliwa pojawiają się zmiany  $\pm \Delta \bar{G}_p$ , to w ślad za nimi pojawiają się zmiany  $\pm \Delta \bar{n}_1$ ,  $\pm \Delta \bar{n}_2$  i  $\pm \Delta \bar{T}_3^*$  o następujących (jak widać z rys. 1) cechach:

$$\Delta \bar{n}_1 > \Delta \bar{n}_2$$

$$\Delta \bar{T}_3^* < \Delta \bar{n}_2 < \Delta \bar{n}_1, \text{ gdy } \bar{G}_p = \bar{G}_{PMG}$$

$$\Delta \bar{T}_3^* > \Delta \bar{n}_1 > \Delta \bar{n}_2, \text{ gdy } \bar{G}_p = 1 \quad (1)$$

$$\Delta \bar{T}_3^* \text{ dla } \bar{G}_p = 1 > \Delta \bar{T}_3^* \text{ dla } \bar{G}_p = \bar{G}_{PMG}$$

$$\Delta \bar{n}_1 \text{ dla } \bar{G}_p = \bar{G}_{PMG} > \Delta \bar{n}_1 \text{ dla } \bar{G}_p = 1$$

$$\Delta \bar{n}_2 \text{ dla } \bar{G}_p = \bar{G}_{PMG} > \Delta \bar{n}_2 \text{ dla } \bar{G}_p = 1$$

Z rys. 1 można też ustalić, że gdy w wyniku wadliwego działania układu regulacji dopływem powietrza pojawiają się zmiany  $\pm \Delta T_1^*$ , towarzyszą im zmiany  $\pm \Delta \bar{T}_3^*$ ,  $\pm \Delta \bar{n}_2$  i  $\pm \Delta \bar{n}_1$ , także o własnych charakterystycznych cechach:

$$\Delta \bar{n}_2 > \Delta \bar{n}_1$$

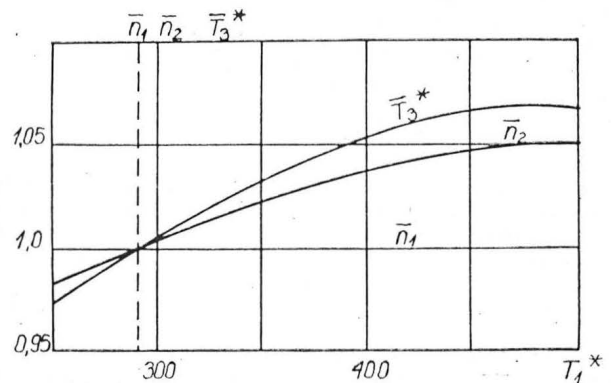
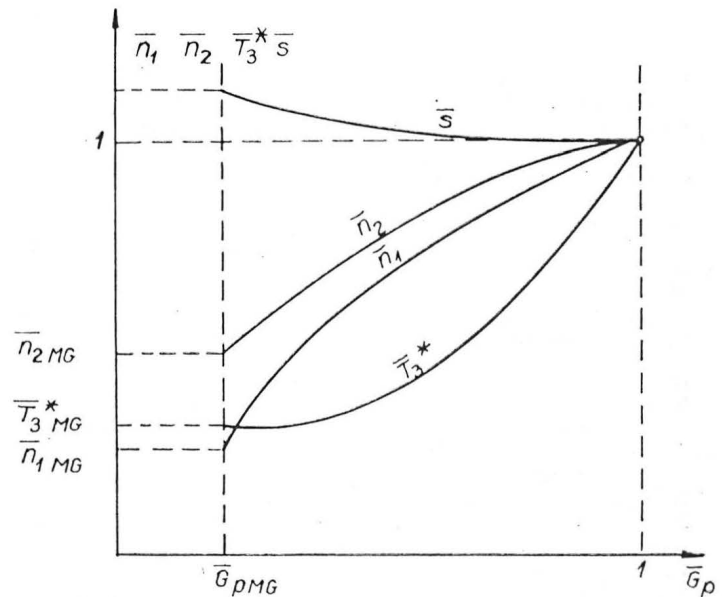
$$\Delta \bar{T}_3^* > \Delta \bar{n}_2, \text{ gdy } T_1^* = 250$$

$$\Delta \bar{T}_3^* = \Delta \bar{n}_2, \text{ gdy } T_1^* = 500 \quad (2)$$

$$\Delta \bar{T}_3^* \text{ dla } T_1^* = 500 < \Delta \bar{T}_3^* \text{ dla } T_1^* = 250$$

$$\Delta \bar{n}_2 \text{ dla } T_1^* = 500 < \Delta \bar{n}_2 \text{ dla } T_1^* = 250$$

Dla każdej zmiany warunków pracy silnika na ziemi i w powietrzu, zawsze można ustalić zmiany  $\bar{G}_p$  i  $T_1^*$ . Dlatego też zależności (1) i (2) mogą być użyteczne przy ustalaniu przyczyny wahań  $\pm \Delta n_1$ ,  $\pm \Delta n_2$ ,  $\pm \Delta T_4^*$  — pompa, wlot. Dotychczas przeprowadzone w ITWL badanie zjawiska wahań prędkości obrotowej silnika, doświadczenia z eksploatacji i remontu oraz uzyskana skuteczność usuwania wahań pozwalają ustalić, że najczęściej występującym powodem harmonicznym i nieharmonicznym zmian  $n_1$ ,  $n_2$  i  $T_4^*$  jest nieprawidłowa praca pompy — regulatora.



Rys. 1. Zmiany  $\bar{n}_1$ ,  $\bar{n}_2$ ,  $\bar{T}_3^*$ ,  $\bar{s}$  od  $\bar{G}_p$  i  $T_1^*$  dla dwuwiałowego turbiniowego silnika odrzutowego

## Analiza układu regulacji dwuwałowego silnika odrzutowego

Schemat blokowy układu automatycznej regulacji prędkości obrotowej rozważanego dwuwałowego silnika odrzutowego przedstawiono na rys. 2. Widać z niego, że wielkością regulowaną rozpatrywanego silnika odrzutowego jest prędkość obrotowa WNC —  $n_1$ . Pompa jest napędzana od WWC. Każdy przyrost  $n_2$  (przy stałym w danej chwili nastawieniu tarczy sterującej pompy) powoduje zwiększenie natężenia przepływu paliwa  $G_p$ , a stąd dalsze zwiększenie prędkości obrotowej WWC —  $n_2$ , a następnie zwiększenie prędkości obrotowej WNC —  $n_1$ . Przyrost  $n_1$  spowoduje zmniejszenie  $X_m$  (nachylenia tarczy sterującej pompy), następnie zmniejszenie  $G_p$  i ostatecznie przez zmniejszenie  $n_2$  także zmniejszenie prędkości obrotowej WNC —  $n_1$ . W ten sposób zamyka się cykl regulacyjny dwuwałowego silnika odrzutowego. Wymagana jest duża dokładność układu regulacji silnika. Wahań prędkości obrotowej  $\Delta n_1$  i  $\Delta n_2$  nie mogą przekraczać wartości  $\pm 0,3\%$ .

Ważne wiadomości o zjawisku wahań prędkości obrotowej wirników silnika może wnieść analiza modelu matematycznego układu regulacji silnika. Dla układu z rys. 2 mamy:

$$\tau_1 \frac{dn_1}{dt} + n_1 = a_1 G_p + b_1 n_2 \quad (3)$$

$$\tau_2 \frac{dn_2}{dt} + n_2 = a_2 G_p + b_2 n_1 \quad (4)$$

$$G_p = K_{n_2} n_2 + K_m X_m \quad (5)$$

$$X_1 = K_0 X_{SH} - K_1 n_1 \quad (6)$$

$$\tau_S \frac{dX_m}{dt} = X_1 - X_2 \quad (7)$$

$$\tau_i \frac{dX_2}{dt} + X_2 = \tau_{i\beta} \frac{dX_m}{dt} \quad (8)$$

$$\tau_{SH} \frac{dX_{SH}}{dt} + X_{SH} = K_{SH} X_{DSS} \quad (9)$$

Poszczególne równania opisują:

- (3) — ruch wirnika niskiego ciśnienia (WNC),
- (4) — ruch wirnika wysokiego ciśnienia (WWC),
- (5) — natężenie przepływu paliwa  $G_p$ ,
- (6) — ruch suwaka rozdzielacza mechanizmu odśrodkowego regulatora prędkości obrotowej WNC,
- (7) — ruch tłoka serwomechanizmu (S),
- (8) — ruch tulei izodromowego sprzężenia zwrotnego (ISZ),
- (9) — ruch spowalniacza hydraulicznego (SH).

W przedstawionych równaniach zastosowano oznaczenia:

- $n_1$  — zmienna prędkości obrotowej WNC,
- $n_2$  — zmienna prędkości obrotowej WWC,
- $G_p$  — zmienna natężenia przepływu paliwa,
- $X_m$  — zmienna nachylenia tarczy pompy,
- $X_1$  — zmienna przemieszczenia suwaka rozdzielczego odśrodkowego regulatora prędkości WNC,
- $X_{SH}$  — zmienna od przemieszczenia tłoka SH,
- $X_2$  — zmienna od przemieszczenia tulei ISZ,
- $X_m$  — zmienna nachylenia tarczy sterującej pompy,
- $X_{DSS}$  — zmienna nastawienia DSS,
- $\tau_1, \tau_2$  — stałe czasowe WNC i WWC,
- $a_1, a_2, b_1, b_2$  — współczynniki proporcjonalności,
- $K_{n_2}$  — współczynnik wzmocnienia natężenia przepływu paliwa od prędkości obrotowej  $n_2$ ,
- $K_m, K_0, K_1$  — współczynniki wzmocnienia elementów regulatora,
- $K_{SH}$  — współczynnik wzmocnienia SH,
- $\tau_S$  — stała czasowa S,
- $\tau_i$  — stała czasowa tłoka ISZ,
- $\tau_{i\beta}$  — stała czasowa pakietu dławiącego ISZ,
- $\tau_{SH}$  — stała czasowa SH.

W czasie użytkowania silnika następuje, wskutek naturalnego zużycia elementów regulatora, ciągła zmiana wartości parametrów układu, nieliniowości elementów składowych i podatności izodromowego sprzężenia zwrotnego, co może w sprzyjających warunkach doprowadzić do powstania wahań prędkości obrotowej  $n_1$  i  $n_2$  oraz temperatury  $T_4^*$ .

Wiele może być powodów prowadzących do zmniejszenia efektywności regulacji  $G_p(n_2, X_m)$ , które mogą w ostateczności doprowadzić do wahań prędkości obrotowej wirników silnika odrzutowego. Wśród nich należy wymienić:

### ● Nierównomierny napęd pompy

Pompa jest napędzana od wirnika wysokiego ciśnienia

wspólnie z agregatami rozruchu, olejenia i pompami hydraulicznymi. Wypracowanie łożysk i zębów kół zębatych może doprowadzić do okresowej zmiany  $K_{n_2}$  (5), a w konsekwencji do bezpośredniej zmiany  $G_p$ . Okresowa zmiana  $G_p$  prowadzi do wahań  $n_1, n_2$  i  $T_4^*$ .

### ● Nierównomierna praca nurników pompy

W praktyce można spotkać się z zatarciem nurnika pompy, zmianą sztywności sprężyn, pęknięciem sprężyny, wypracowaniem bieżni łożyska tarczy sterującej pompy. Nieprawidłowa praca jednego z nurników doprowadzi do wzrostu współczynnika nierównomierności natężenia przepływu paliwa i do znacznego zniekształcenia wymaganej krzywej pulsacji  $G_p = f(\alpha_2)$ , gdzie  $\alpha_2$  jest kątem obrotu WWC. Parametryczne zmiany strumienia  $G_p$  są przekazywane bezpośrednio do komory spalania silnika i do urządzeń regulacyjnych pompy, co w sprzyjających warunkach może być powodem wahań  $n_1, n_2$  i  $T_4^*$ .

### ● Nierównomierny napęd regulatora odśrodkowego

Regulator odśrodkowy jest napędzany od wirnika niskiego ciśnienia. Wypracowanie łożysk i zębów kół zębatych napędu może doprowadzić do okresowej zmiany  $K_1$ , a w konsekwencji do zmiany  $X_m$  i  $G_p$ . Okresowa zmiana  $G_p$  prowadzi do wahań  $n_1, n_2$  i  $T_4^*$ .

### ● Niezrównoważony bieg mechanizmu odśrodkowego regulatora

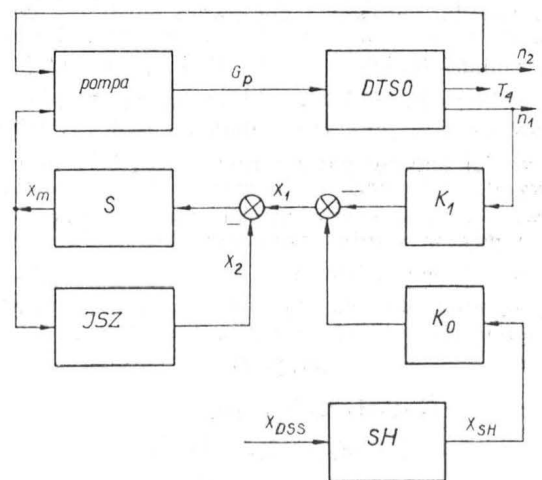
Mechanizm odśrodkowy rozpatrywanego regulatora składa się z dwóch niezależnie oddziałujących na suwak rozdzielacza elementów. Nierównomierne skrócenie igieł łączących mechanizm odśrodkowy z suwakiem rozdzielacza, także luzy i miejscowe wypracowania bieżni łożysk ciężarków mechanizmu odśrodkowego powodują niesymetryczne oddziaływanie mechanizmu odśrodkowego na suwak rozdzielacza, a w konsekwencji drgania suwaka rozdzielacza. W tym przypadku następują okresowe zmiany stałej  $K_1$  a w następstwie przekształcenie  $X_1$  do postaci ciągu impulsów, a dalej zmiana  $X_m$  i  $G_p$ . Okresowa zmiana  $G_p$  może w danym przypadku doprowadzić do wahań  $n_1, n_2$  i  $T_4^*$ .

### ● Niesymetryczny opływ suwaka rozdzielacza

W czasie pracy silnika z ustaloną prędkością obrotową na suwak rozdzielacza działa z jednej strony siła od sprężyny, której wstępne ugięcie pochodzi od położenia DSS, z drugiej strony siła od mechanizmu odśrodkowego. Uszkodzenie krawędzi sterujących suwaka, niedostateczne dopasowanie suwaka rozdzielacza do tulei ISZ prowadzą do powstania, oprócz innych zjawisk, dodatkowego okresowego przepływu, który spowoduje przemieszczenie się serwo-tłoka bez zmiany prędkości obrotowej  $n_1$ . W tym przypadku mamy do czynienia z przekształceniem (przez wywołanie wahań  $K_1$ ) sygnału  $X_1$  w ciąg impulsów, który w efekcie może doprowadzić do okresowych zmian  $X_m, G_p$ , a w konsekwencji  $n_1, n_2$  i  $T_4^*$ .

### ● Nieprawidłowy przepływ w elementach dławiących ISZ

Duże znaczenie w procesie regulacji  $G_p$  ma działanie pa-



Rys. 2. Schemat blokowy rzeczywistego układu regulacji silnika odrzutowego. DTSO — dwuwałowy turbinowy silnik odrzutowy; S — serwomechanizm; ISZ — izodromowe sprzężenie zwrotne; SH — spowalniacz hydrauliczny;  $K_1$  — współczynnik proporcjonalności elementu pomiarowego;  $K_0$  — współczynnik proporcjonalności SH;  $T_4^*$  — temp. za turbiną;  $n_1, n_2$  — zmienne prędkości obrotowe WNC, WWC;  $G_p$  — zmienna natężenia przepływu paliwa;  $X_{DSS}$  — zmienna położenia DSS (dźwigni sterowania silnikiem);  $X_m$  — zmienna ruchu tarczy pompy;  $X_1, X_2$  — zmienne przemieszczenia suwaka rozdzielacza

kietu dławiącego ISZ. Zatkanie pakietu prowadzi do pełnej utraty elastyczności ISZ. W modelu matematycznym układu regulacji równanie (8) przyjmie postać:

$$\tau_i \frac{dX_2}{dt} + X_2 = X_m \quad (10)$$

Wpływa to niekorzystnie na pracę całego układu regulacji i może być czynnikiem sprzyjającym powstaniu wahań prędkości obrotowej i temperatury  $T_4^*$ .

● Nieprawidłowe pasowanie elementów składowych regulatora

Wskutek zużywania się części ulega zmianie stan pasowania elementów składowych regulatora. W efekcie mogą pojawić się nadmierne luzy, które są przyczyną nieprawidłowej pracy regulatora. Szczególnie niebezpieczne okazują się luzy powstające na elementach ISZ. Występujące tu luzy powodują zbyt późne przemykanie przepływu, a stąd nadmierny (jak na aktualne potrzeby układu regulacji) dopływ cieczy roboczej pod tłok S. Występujące luzy są przyczyną pojawienia się w układzie szkodliwych opóźnień określanych stałą czasową  $\tau_0$ . Luzy w układzie są też przyczyną utraty liniowości układu. W ślad za nadmiernymi luzami pojawi się w układzie dodatkowy nieliniowy element o charakterystyce przekaźnika dwupołożeniowego. Tak więc nadmierne luzy w układzie są równoznaczne z włączeniem do układu z rys. 2 dwóch dodatkowych elementów: członu opóźniającego i przekaźnika dwupołożeniowego, tak jak to pokazano na rys. 3. Niepotrzebne elementy w układzie, wywołane luzami powstałymi w ISZ, są przyczyną utraty zapasu stabilności układu. Mogą wywołać także takie zmiany  $X_{2N}$ , które spowodują wahania prędkości obrotowej wirników silnika.

Luzy mogą też wystąpić na połączeniu tłoka S z tarczą sterującą pompy. W tym przypadku opóźnienie i nieliniowości można sprowadzić do włączenia do układu z rys. 2 dodatkowych elementów, pokazanych na rys. 4. Tak jak poprzednio, nieprzewidziane, samopowstałe elementy w układzie powodują, że układ traci swe konstrukcyjnie zapewnione właściwości dynamiczne, co w konsekwencji może doprowadzić do pojawienia się wahań prędkości obrotowej i temp.  $T_4^*$  silnika.

Dodatkowe elementy w układzie wymagają rozszerzenia modelu matematycznego układu. Równania (3)÷(9) muszą być uzupełnione standardowymi modelami matematycznymi członu opóźniającego i przekaźnika dwupołożeniowego. W układach automatycznej regulacji z opóźnieniem i przedstawioną nieliniowością częstotliwość oscylacji  $n_1$  jest zależna od  $\tau_0/\tau_1$ , a  $n_2$  od  $\tau_0/\tau_2$ . Ponieważ w dwuwałowych turbinowych silnikach odrzutowych  $T_1 \neq T_2$ , to znajomość częstotliwości oscylacji  $n_1$  i  $n_2$  jest dostatecznym warunkiem wykazania luzów jako przyczyny wahań  $n_1$  i  $n_2$ . I tak, gdy:

$$\frac{1}{T_1} \neq \frac{1}{T_2} \quad (11)$$

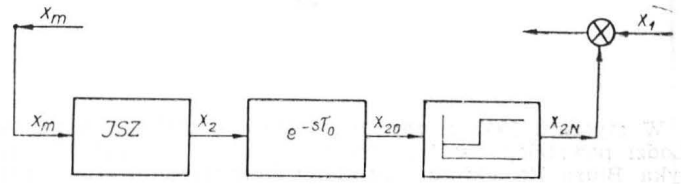
gdzie:  $T_1$  i  $T_2$  — okresy wahań  $n_1$  i  $n_2$ ,  
to można sądzić, że przyczyną wahań prędkości obrotowej  $n_1$  i  $n_2$  są luzy w układzie regulacji  $G_p$ . Zależność (11) może być traktowana obok zależności (1) i (2) jako jeszcze jeden warunek, który może okazać się przydatny przy ocenie przyczyn wahań prędkości obrotowej.

Opisane niesprawności układu regulacji silnika i inne mogą występować jednocześnie. Praktyka wykazuje, że wahania prędkości obrotowej silnika są w zasadzie wynikiem zaistnienia w sprzyjających warunkach kilku przyczyn i dlatego są one trudne do opanowania zarówno w czasie remontu, jak i w czasie eksploatacji.

#### Analiza wahań prędkości obrotowej w czasie remontu silnika

W czasie remontu ocena wahań prędkości obrotowej jest dokonywana na podstawie zmian  $n_1$  i  $n_2$  i jest wystarczająca do jednoznacznego potwierdzenia istnienia tego niebezpiecznego zjawiska. Jak wykazały dotychczas prowadzone badania, aby uzyskać pełniejszy obraz zjawiska wahań  $n_1$  i  $n_2$ , należy dodatkowo uwzględnić inne parametry wykazujące tendencję do jednoczesnych zmian ze zmianami  $n_1$  i  $n_2$ . W czasie próby kontrolnej silnika należy więc jednocześnie rozpatrywać zmianę wartości następującego zbioru parametrów:  $n_1$ ,  $n_2$ ,  $T_4^*$  oraz  $P_p$  (ciśnienie paliwa w kolektorze pomocniczym) i  $P_2$  (ciśnienie za sprężarką). Jednocześnie interpretacja zmiany wartości tych parametrów daje większe możliwości oceny charakteru zjawiska w odniesieniu do całego silnika. Jednak zjawiska wahań prędkości obrotowej silnika nie można zawęzić tylko do po-

miarów wykonywanych w czasie próby kontrolnej silnika. Także w czasie regulacji pomp i sprawdzania par suwakowych pompy należy interpretować wyselekcjonowane parametry w powiązaniu z wahaniami  $n_1$ ,  $n_2$  i  $T_4^*$ . Na szczególną uwagę zasługują parametry:  $P_{SC}$  — ciśnienie za zaworem stałego ciśnienia,  $n_{PAP}$  — prędkość obrotowa początku automatycznej pracy (PAP) i  $P=f(l)$  — charakterystyka pary suwakowej: suwak mechanizmu odśrodkowego —



Rys. 3. Izodromowe sprzężenie zwrotne z uwzględnieniem opóźnień i nieliniowości w układzie:  $X_{20}$  — zmienna regulatora z uwzględnieniem opóźnień,  $X_{2N}$  — zmienna regulatora z uwzględnieniem nieliniowości

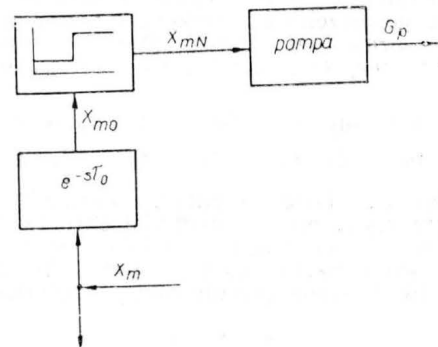
tuleja ISZ. Samo rozszerzenie zbioru parametrów nie wykorzystuje wszystkich możliwości pozyskania nowej informacji o tym zjawisku. Dodatkowe ważne wiadomości można otrzymać z rozwiniętego zapisu parametrów bezpośrednio związanych z wahaniami prędkości obrotowej. Oprócz zapisu wartości nominalnej dowolnego parametru  $X$  można przyjąć także zapis odchylenia  $\pm \Delta X$  wg wzoru  $X \pm \Delta X$ . Zapis ten może być bez ograniczeń stosowany do parametrów:  $n_1$ ,  $n_2$ ,  $T_4^*$ ,  $P_p$ ,  $P_2$  i  $P_{SC}$ . Można zwiększyć także dokładność pomiaru  $n_{PAP}$ , a charakterystykę  $P=f(l)$  uzupełnić przez podanie wartości odchylenia  $\Delta P$  dla  $l=0$  w czasie obrotu suwaka w tulei ISZ. Pełna informacja o zjawisku wahań  $n_1$ ,  $n_2$  i  $T_4^*$  pozwoli precyzyjniej identyfikować wahania prędkości obrotowej, trafniej lokalizować ich przyczyny i skuteczniej usuwać je w czasie remontu.

#### Analiza wahań prędkości obrotowej w czasie eksploatacji

Występujące w czasie eksploatacji wahania prędkości obrotowej wirników mogą być oceniane na podstawie:

- sprawozdania pilota i mechanika wykonujących próbę silnika,
- zapisu  $n_1$ ,  $T_4^*$  i  $n_x$ ,  $n_z$  (przeciążenia) oraz  $V$  (prędkość lotu) i  $H$  (wysokość lotu),
- zapisu  $n_1$ ,  $n_2$ ,  $T_4^*$ ,  $P_p$  i  $P_2$ .

Jak stąd widać, jednoczesne wykorzystanie wszystkich wymienionych tu źródeł informacji daje bardzo obszerny zasób informacji nt. wahań prędkości obrotowej silnika. Praktyka wykazuje, że dużego znaczenia nabierają te wiadomości o wahaniami prędkości obrotowej wirników, które uzyskuje się w czasie wykonywania lotu, tym bardziej że ze względu na zmianę warunków pracy zjawisko to nie musi powtórzyć się na ziemi. Zmianę warunków pracy silnika najlepiej wyraża zmiana sekundowego zużycia paliwa  $C_s$ , kg/s. Dla silnika pracującego na ziemi jest ono do 3 razy większe niż dla silnika pracującego na dużej wysokości lotu. Z tego względu identyczne wahania tarczy pompy powodujące identyczne zmiany  $C_s$  na ziemi i w powietrzu będą miały mały wpływ na pracę silnika gdy  $C_s$  jest duże i odpowiednio większy wpływ gdy  $C_s$  będzie małe.



Rys. 4. Połączenie tłoka serwo mechanizmu z tarczą sterującą pompy z uwzględnieniem opóźnień i nieliniowości w układzie:  $X_{m0}$  — zmienna ruchu tarczy pompy z uwzględnieniem opóźnień,  $X_{mN}$  — zmienna ruchu tarczy pompy z uwzględnieniem nieliniowości

cd. na s. 22

# LWD Osa nie zrealizowany projekt samolotu słabosilnikowego

EDWARD KOCENT-ZIELIŃSKI

W styczniu 1945 r. zapadła decyzja o zlokalizowaniu w Łodzi powstałego w Lublinie pod kierunkiem inż. T. Sołtyka Biura Projektów i Studiów Departamentu Lotnictwa Cywilnego Wydziału Komunikacji Poczty i Telegrafów, a także warsztatów Biura, które umieszczono w fabryce-stolarskiej przy ul. Zagajnikowej 56 (dziś Kopcińskiego). Tak powstały Lotnicze Warsztaty Doświadczalne — Zakład Pomocniczy Ministerstwa Komunikacji (oficjalna data powstania: 1.04.1945 r.). Na podstawie informacji otrzymanej od J. Borowicza (który zabezpieczył i spisał cały sprzęt powiadamiając o tym równocześnie władze wojskowe), dyrektor LWD inż. Sułkowski zajął również warsztat i magazyn szybowców należący uprzednio do niemieckiej organizacji lotniczej NSFK (Nazional Sozialistische Flieger Korps) mieszczący się w dawnej firmie stolarskiej Emil Jeske przy ul. Śródmiejskiej 93 P/56 N (dziś Więckowskiego 54). Kierownikiem warsztatu (filii LWD) został początkowo J. Borowicz, a po jego odejściu we wrześniu 1945 r. inż. J. Rzewuski.

W magazynie znajdowały się szybowce w niezłym stanie technicznym, głównie SG-38 (Schulgleiter 38), które przekazano Aeroklubowi i jeden z nielicznych egzemplarzy dwumiejscowego szybowca Göppingen 4 Goevier (prawdopodobnie jedyny w Polsce). Szybowiec ten, opracowany przez inż. Wolfa Hirtha (firmy Schempp-Hirth Göppingen), był drugą po Grunau 8 jego dwumiejscową konstrukcją. Służył do nauki pilotażu, także bez widoczności (Blindflugschulung). Miał nietypowy układ z miejscami obok siebie. Był wyposażony w jednokolowe podwozie z płożą i hamulce aerodynamiczne systemu Göppingen.

## Dane techniczne szybowca

Rozpiętość	14,8 m
Długość	7,20 m
Powierzchnia nośna	19 m <sup>2</sup>
Obciążenie powierzchni	18,43 kg/m <sup>2</sup>
Masa własna	200 kg
Masa w locie maks.	380 kg
Doskonałość	19

Szybowiec był uszkodzony (końcówki skrzydła). Miał on na kadłubie napis Grunau, co wskazywało na miejsce produkcji lub remontu.

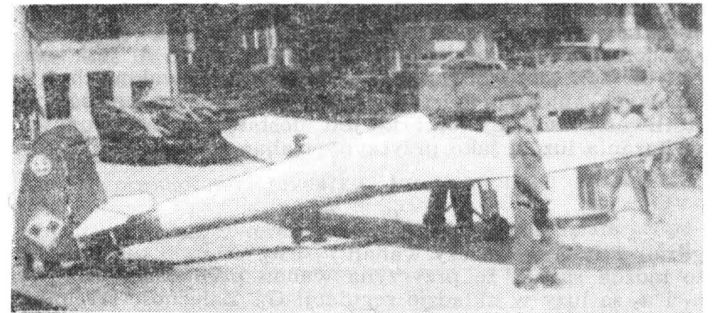
W tym czasie powstał w LWD pomysł zbudowania samolotu słabosilnikowego, który służyłby do taniej nauki

pilotażu i doskonalenia się. Ponadto zakład miał „luzy produkcyjne” i należało je wypełnić, czego domagało się zresztą Ministerstwo Komunikacji. Podjęto więc decyzję „zmotoryzowania” Goeviera. Nadawał się on do tego celu znakomicie, choćby ze względu na układ z miejscami obok siebie, preferowany wówczas bardziej niż z miejscami w tandem.

Szybowiec przewieziono z ul. Śródmiejskiej na ul. Zagajnikową. Przeprojektowano konstrukcję. Zmniejszono rozpiętość o ok. 2 m ze względu na przewidywaną większą masę i związane z tym powiększenie sił działających w locie na płaty. Dobudowano podwozie samolotowe z amortyzacją gumową. Zdemontowano przód kadłuba do pierwszej wręgi, na której (ponieważ była bardzo solidna) zamierzano zabudować silnik o mocy maks. ok. 29,5 kW (ok. 40 KM). Ze względu na szerokość kadłuba mogli to być także silnik gwiazdowy. Ze względu na zmianę położenia środka masy, zaistniała możliwość przesunięcia płatów do przodu. Konstrukcja szybowca umożliwiała tę przeróbkę.

Były rozpatrywane różne rodzaje napędu. Pierwsza możliwość to silnik VW 1130 cm o mocy maks. 18,4 kW (25 KM) przy 3300 obr/min. Zamontowano go nawet prowizorycznie w celu rozpatrzenia możliwości założenia pełnej instalacji. W tym stanie motoszybowiec oglądało wiele osób, dlatego powstały krążące później różne wieści o stanie zaawansowania budowy Osy. Moc silnika była jednakże zbyt mała i dlatego wahano się, czy go zabudować.

Istniała także druga, i jak się okazało ostatecznie, możliwość zdobycia silnika do Osy. Jednym z podstawowych „kie-



Rys. 1. Osa na podwoziu, lecz bez silnika. Na pierwszym planie inż. T. Sołtyk

cd. ze s. 21

Stwierdzona zależność intensywności wahań od  $C_s(V, H, n)$  może być z powodzeniem wykorzystywana do ustalenia przyczyn niesprawności silnika. Można ustalić następujące warianty współzależności intensywności wahań  $\pm \Delta n$  od  $C_s$ :

$$\pm \Delta n \uparrow \text{ gdy } C_s \downarrow \text{ lub } \pm \Delta n \downarrow \text{ gdy } C_s \uparrow \quad (12)$$

$$\pm \Delta n \uparrow \text{ gdy } C_s \uparrow \text{ lub } \pm \Delta n \downarrow \text{ gdy } C_s \downarrow \quad (13)$$

W przypadku gdy będzie spełniony warunek (12), można sądzić, że przyczyną wahań prędkości obrotowej jest wadliwa praca pompy. Gdy będzie spełniony warunek (13), to przyczyną wahań będzie wadliwa praca innych elementów silnika (wlot, kanał przepływowy, sprężarka itp.).

\* \* \*

Występujące w praktyce wahania prędkości obrotowej wirników są zjawiskiem niewystarczająco rozpoznany. Nie dysponujemy precyzyjnymi metodami intensyfikacji wahań prędkości obrotowej i lokalizacji ich przyczyn oraz skutecznymi sposobami ich usuwania w czasie remontu i

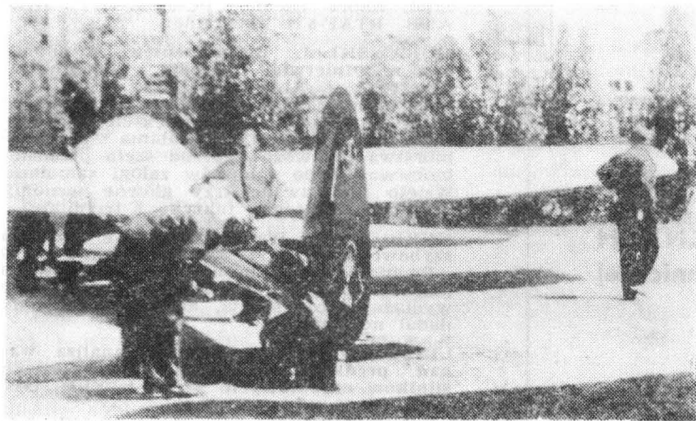
eksploatacji. Dlatego też przedstawione tu uwagi wychodzą naprzeciw tym potrzebom i mogą być przydatne przy rozwiązywaniu konkretnych przypadków wahań  $n_1, n_2$  i  $T_4^*$  w remocie i eksploatacji — zależności (1), (2), (11), (12) i (13). Skuteczność rozwiązywania problemów związanych z wahaniami prędkości obrotowej będzie wystarczająca, gdy umiejętnie i konsekwentnie połączy się praktykę eksploatacyjną z remontową, a przede wszystkim z wiedzą teoretyczną dającą pełne rozpoznanie właściwości statycznych i dynamicznych układu obiekt — regulator, w danym przypadku silnik — pompa.

## LITERATURA

1. J. ANTONIEWICZ: Automatyka. WNT, Warszawa, 1973
2. W. FINDEISEN: Technika regulacji automatycznej. BNI, Warszawa, 1978
3. P. LINDSTEDT: Analiza pomiaru i rejestracji drgań i wahań prędkości obrotowej wirników silników typu 37F w procesie remontu i eksploatacji. ITWL, Warszawa, 1984
4. B. ŁUKOMSKI: Wrażliwość parametryczna układu automatycznej regulacji prędkości obrotowej dwuwirnikowego lotniczego turbiny silnika odrzutowego w aspekcie diagnostyki technicznej. Informator ITWL, Warszawa, 1976
5. R. STANISZEWSKI: Sterowanie zespołów napędowych. WKiŁ, Warszawa, 1980



runków zaopatrzeniowych” LWD były okolice Bydgoszczy, gdzie znajdowało się sporo magazynów sprzętu lotniczego i wraków samolotów, niemieckich i amerykańskich, z których wymontowywano czy wycinano części i przewożono do Łodzi. Inż. A. Sułkowski i J. Czwórnoóg (zaopatrzeniowiec LWD, a także doskonały pilot) natrafili w Bydgosz-



Rys. 2. Montaż Osy

czy na lokal NSFK, w którym znaleźli silnik Salmson 9AD o mocy 29,5 kW (40 KM). Był on prawdopodobnie używany jako „pomoc naukowa”. Został przywieziony do Łodzi z przeznaczeniem do napędu Osy. Zaletą tego silnika było także i to, że był on 9-cylindrowy i można go było łatwo oprofilować.

Dane silnika Salmson 9AD były następujące: moc 29,5 kW (40 KM) przy 2000 obr/min, moc startowa ok. 34 kW (46 KM), masa 68 kg, pojemność 2,979 l.

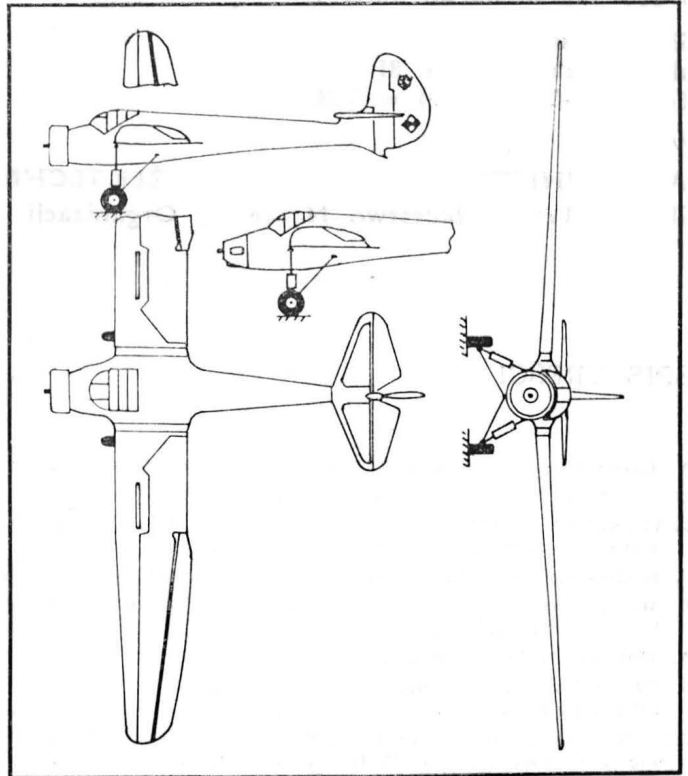
Niestety po rozebraniu Salmson okazał się bardzo zużyty. Naprawa (z braku części i materiału) przekraczała możliwości zakładu. W tym czasie zresztą LWD uzyskiwały inne, ważniejsze dla swej egzystencji zadania produkcyjne. Powstał Szpak 4A i kwestia jego ewentualnej produkcji (100 egz. dla Węgrów i udzielenie licencji). Był w budowie samolot ślabosilnikowy Żak (połowa 1947 r.), do którego również nie było silników. Dlatego zrezygnowano z dalszego prowadzenia konstrukcji Osy.

Postanowiono przekazać szybowiec do Instytutu Szybownictwa w Bielsku, czego domagali się zresztą (przez Departament Lotnictwa Cywilnego) szybownicy z Aeroklubu Łódzkiego mający pretensję o przerabianie Goeviera. Tak też się stało. Szybowiec odzyskał swą pierwotną postać. Latał później kilka lat na Zarze i w szkole szybowcowej w Ligotce Dolnej. Ze względu na nieprzydatność do szko-

lenia junaków Służby Polsce i wiek został skasowany w połowie lat pięćdziesiątych.

Okoliczności sprawiły więc, że nie Osa, a Pegaz inż. Chylińskiego został pierwszym samolotem ślabosilnikowym zbudowanym po wojnie w Polsce. Zachowały się tylko dwa zdjęcia Osy.

Szybowiec pomalowany był na kolor kremowy z czerwonym statecznikiem pionowym. Na stateczniku był znak LWD i szachownica aeroklubowa.



Rys. 3. Osa z dwoma rodzajami silnika

#### ZRÓDŁA

1. Relacje: prof. T. Sołtyka, prof. S. Kuczewskiego, inż. J. Rzewuskiego, doc. J. Borowicza, inż. A. Sułkowskiego, J. Czwórnooga, J. Zielezińskiego
2. H. JACOBS: Werkstattpraxis für Segelflugzeugbau. Ravensburg 1940 r. (dane i fotografie szybowca)
3. T. BRIGIERE, A. MALAKOFF: Moteurs d'aviation Salmson Paris 1931 (dane i fotografie silnika)

cd. ze s. 24

## ZUSAMMENFASSUNGEN

KRÓLIKIEWICZ T.: Schul- und Trainingsflugzeuge mit Turbinen-Luftschraubenantrieb. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 10, S. 4

Die Beschreibung umfasst folgende Schul- und Trainingsflugzeuge mit Turbinen-Luftschraubenantrieb: T-34C, PS-7, PZL-130T, IAR-823TP, SF.260TP, T-35TX, HTT-34, KM-2D, Firecracker, EMB-312 Tucano, Short Tucano, PC-9, L-90TP, HDH A10B, RTAF-5 und Fantrainer.

MORAWSKI J.: Die Sicherheit und Wirtschaftlichkeit in der Luftfahrt. Die Ursache der Streitfrage (II). TLiA, XLII Jhrg., H. 10, S. 8

Das Problem der Flugsicherheit und Wirtschaftlichkeit wird im Zusammenhang mit der Wirkungsstruktur des Verkehrsnetzes auf mehreren Ebenen, vom Betriebschef bis zur Flugzeugbesatzung erörtert. Dabei werden die drei Wirkungsebenen, nämlich die Strategie, die Taktik und die Technik berücksichtigt.

KURBIEL A.: Nutzungseigenschaften polnischer Segelflugzeuge. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 10, S. 10

Es wird versucht, die Eigenschaften polnischer Segelflugzeuge sowie die zu lösenden Probleme zu beurteilen mit dem Ziel, den Segelflugzeugen den modernen Stand zu gewährleisten.

LINDSTEDT P.: Theoretische Analyse der Drehzahlschwankungen an doppelwelligen Düsenmotoren. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 10, S. 19

In dem Aufsatz wird die theoretische Analyse der Drehzahlschwankungen der Laufer am doppelwelligen Düsenmotor vorgestellt. Es wird gezeigt, wie die Ergebnisse der theoretischen Analyse zur Ortung der Ursachen der Drehzahlschwankungen und zu ihrer Beseitigung während des Motorbetriebes nützlich sein können. Mit Hilfe eines mathematischen Modells wird der Entstehungsmechanismus der Drehzahlschwankungen infolge typischer Beschädigungen der Pumpe behandelt.

KOCENT-ZIELINSKI E.: LWD-Osa-nicht verwirklichter Entwurf eines Schwachmotor-Flugzeuges. TLiA, XLII Jhrg., 1987, H. 10, S. 22

Es wird die Geschichte des im Jahre 1946 in Lotnicze Warsztaty Doświadczalne (Flugversuchs-Werkstätten) in Łódź vorgenommenen Umbaus des doppelsitzigen Segelflugzeuges Goevier in ein Schwachmotor-Flugzeug vorgestellt.

## СОДЕРЖАНИЯ

КРУЛИКЕВИЧ Т.: Учебно-тренировочные турбовинтовые самолеты. TLiA, т. 42, 1987 г., №10, с. 4

Описаны современные турбовинтовые учебно-тренировочные самолеты: Т-34Ц, ПЦ-7, ПЗЛ-130Т, ИАР-823ТП, СФ.260ТП, Т-35 Т-икс, ХТТ-34, КМ-2Д, Файеркрекер, ЭМБ-312 Тукано, Шорт Тукано, ПЦ-9, Л-90ТП, ХДХ А-10Б, РТАФ-5 и Фантрейнер.

МОРАВСКИ Я.: Безопасность и экономия в авиации У источников противоречия (ч. II). TLiA, т. 42, 1987 г., № 10, с. 8

Проблема безопасности и экономии полетов рассматривается на фоне многоэтажной структуры транспортного предприятия, вплоть до членов экипажа самолета. Учитываются три главных уровня: стратегия, тактика и техника.

КУРБЕЛЬ А.: Эксплуатационные достоинства польских планеров. TLiA, т. 42, 1987 г., № 10, с. 10

Предпринимается попытка оценки свойств польских планеров а также проблем, которые предстоит решить для обеспечения удержания этих свойств на высоком уровне в будущем.

ЛИНДСТЕДТ П.: Теоретический анализ колебаний вращательной скорости двухвалных газотурбинных двигателей. TLiA, т. 42, 1987 г., № 10, с. 19

Представлен теоретический анализ явления колебаний вращательной скорости роторов двухвального газотурбинного двигателя. Показан метод использования результатов теоретического анализа для идентификации источника колебаний вращательной скорости и их устранения во время эксплуатации двигателя. Описан, при использовании математической модели, механизм возникновения колебаний вращательной скорости, вызванных типичными повреждениями насоса.

КОЦЕНТ-ЗЕЛИНСЬКИЙ Э.: ЛВД-Оса — нереализованный проект самолета с маломощным двигателем. TLiA, т. 42, 1987 г., №10, с. 22

Описана история перестройки двухместного планера Говье на самолет с маломощным двигателем, которая выполнялась на Авиационных Опытных Мастерских (ЛВД) в г. Лодзь в 1946 г.

Adres dla korespondencji:  
00-950 Warszawa ul. Biała 4 skr. poczt. 1004

Siedziba Redakcji:  
ul. Bartycka 20, pok. 81  
Tel. 40-38-02; 40-00-21 w. 258

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH  
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

A. Glass: Rozwój niezawodności silników lotniczych . . . . .	1
ZE ŚWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Francuski przemysł lotniczy; Największe wytwórnie lotnicze w 1985 r. . . . .	3
T. Królikiewicz: Samoloty szkolno-treningowe z napędem turbośmigłowym	4
J. M. Morawski: Bezpieczeństwo a ekonomia w lotnictwie. U źródeł kontrowersji (II) . . . . .	8
A. Kurbiel: Walory użytkowe polskich szybowców . . . . .	10
KARTOTEKA TLiA: Aeroprakt A-8 . . . . .	11
SP-1 Spunt . . . . .	13
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Terminy lotnicze bułgarskie, cze- skie i serbochorwackie (VII) . . . . .	15
POMOCE KONSTRUKCYJNE: Obciążenia pływaków wodnosamolotów dwupływakowych . . . . .	16
PROTOTYPY: Stemme S10 . . . . .	18
P. Lindstedt: Teoretyczna analiza wahań prędkości obrotowej dwuwa- łowych silników odrzutowych . . . . .	19
E. Kocent-Zieliński: LWD Osa — nie zrealizowany projekt samolotu sła- bosilnikowego (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	22
PROJEKTY: Schleicher ASW-24 . . . . .	II okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK . . . . .	II i III okł.
Na okładce: Samoloty bombowo-torpedowe Vickers Mk XI, XIII, XIV — rys. K. Cieślak	

STRESZCZENIA

KRÓLIKIEWICZ T.: Samoloty szkolno-treningowe z napędem turbośmigłowym. TLiA, t. XLII, 1987, nr 10, s. 4  
Opisano współczesne turbośmigłowe samoloty szkolno-treningowe: T-34C, PC-7, PZL-130T, IAR-823TP, SF.260TP, T-35TX, HTT-34, KM-2D, Firecracker, EMB-312 Tucano, Short Tucano, PC-9, L-90TP, HDH A10B, RTAF-5 i Fantrainer.

MORAWSKI J.: Bezpieczeństwo a ekonomia w lotnictwie. U źródeł kontrowersji (II). TLiA, t. XLII, 1987, nr 10, s. 8  
Zagadnienie bezpieczeństwa i ekonomii lotów rozpatrzono w kontekście wielopoziomowej struktury działania przedsiębiorstwa przewozowego, od szefa przedsiębiorstwa aż do członków załogi samolotu. Wzięto pod uwagę trzy główne poziomy działania: strategię, taktykę i technikę.

KURBIEL A.: Walory użytkowe polskich szybowców. TLiA, t. XLII, 1987, nr 10, s. 10  
Przeprowadzono próbę oceny właściwości polskich szybowców oraz problemów, które wymagają rozwiązania, aby szybowce były nadal nowoczesne.

LINDSTEDT P.: Teoretyczna analiza wahań prędkości obrotowej dwuwałowych silników odrzutowych. TLiA, t. XLII, 1987, nr 10, s. 19

W artykule przedstawiono teoretyczną analizę zjawiska wahań prędkości obrotowej wirników dwuwałowego turbinowego silnika odrzutowego. Pokazano, jak wyniki analizy teoretycznej można wykorzystywać do identyfikacji lokalizacji przyczyn wahań prędkości obrotowej i usuwania ich podczas eksploatacji silnika. Opisano, przy wykorzystaniu modelu matematycznego, mechanizm powstawania wahań prędkości obrotowej wskutek tykowych uszkodzeń pompy.

KOCENT-ZIELIŃSKI E.: LWD Osa — nie zrealizowany projekt samolotu słabosilnikowego. TLiA, t. XLII, 1987, nr 10, s. 22

Opisano dzieje przeróbki w 1946 r. w Lotniczych Warsztatach Doświadczalnych w Łodzi dwumiejscowego szybowca Goevier na samolot słabosilnikowy.

CONTENTS

KRÓLIKIEWICZ T.: Turboprop advanced trainers. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 10, p. 4  
A number of present-day turboprop advanced trainers have been described, including: T-34C, PC-7, PZL-130T, IAR-823TP, SF.260TP, T-35TX, HTT-34, KM-2D, Firecracker, EMB-312 Tucano, Short Tucano, PC-9, L-90TP, HDH A10B, RTAF-5 and Fantrainer.

MORAWSKI J.: Safety vs. economy in the aviation. At the roots of controversy (II). TLiA, vol. XLII, 1987, No. 10, p. 8

The problem of flight safety and economy has been considered against the background of multilevels structure of air transport company, from the company manager down to aircraft crews. Three main aspects of the company policy have been taken into account: strategy, tactics and technology.

KURBIEL A.: Functional quality of Polish gliders. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 10, p. 10

An attempt has been made to assess features of Polish gliders and to evaluate problems which require solution to maintain the gliders still up to date.

LINDSTEDT P.: Theoretical analysis of speed fluctuations of two-spool turbojet engines. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 10, p. 19

Theoretical analysis of the impeller speed fluctuation effect in the two-spool turbojet engine has been presented in this article which shows how the results of the theoretical analysis can be utilized to identify and locate reasons for the speed fluctuation and to rectify this problem during the engine service life. The mechanism of speed fluctuations resulting from typical pump failures has been described with the use of a mathematical model.

KOCENT-ZIELIŃSKI E.: LWD Osa — a non-realized project of a low-horsepower aircraft. TLiA, vol. XLII, 1987, No. 10, p. 22

The history of modification work to transform a two-seat glider govier into a low-horsepower aircraft has been presented. The work was carried out at the Aircraft Engineering Workshop in Łódź in 1946.

cd. na s. 23

WYDAWNICTWO



**SIGMA**

00-950 Warszawa  
skrytka pocztowa 1004  
ul. Biała 4

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. Górnalski, mgr inż. A. Glass, doc. dr inż. H. Grzegorzyc, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gutwład, mgr inż. W. Jasiński, dr inż. T. Kostla, 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. Młkiewicz, 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. 0679-1300/87. Nakład 5900 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 80 g. K-100.

Cena pojedynczego egz. zł 130,—

Prenumerata roczna zł 1560,—

INDEKS 37909

cd. z II okł.

użycie śmigłowców do walki przeciw czołgom (rakiety TOW).

9. Wojna falklandzka — transport, desantowanie, atakowanie celów naziemnych.

10. Afganistan — transport, desantowanie, zwalczanie partyzantów; doświadczenia nt. wrażliwości śmigłowców na obronę raketową.

11. Grenada — desantowanie, transport.

12. Wojna Irak—Iran — walki powietrzne między śmigłowcami i między śmigłowcami a samolotami, skuteczność uzbrojenia.

13. Suma doświadczeń w postaci śmigłowcowego „dekalogu zasad taktycznych”.

## II. Współczesne pole walki:

1. Obrona przeciwlotnicza — środki naziemne i zasady ich stosowania (reguła MMM), lotnictwo taktyczne; profil zagrożenia i jego wpływ na taktykę lotów w rejonie walk.

2. Rodzaje lotów w rejonie pola walki: niskie, konturowe i przyziemne (NOE) i ich charakterystyka; manewry unikowe przy konfrontacji z lotnictwem taktycznym.

3. Elementy lotów NOE, znaczenie pewnych elementów konstrukcyjnych śmigłowców dla wykonania lotów NOE: widoczności, manewrowości (dodatnie i ujemne przyspieszenia) czasu przyspieszenia silników.

4. Elementy konstrukcyjne zapewniające skuteczność działań bojowych: zdolność do działań z zaskoczenia, wyszukiwanie i identyfikacja celów, zwrotność i sterowność, osiągi pionowe, szybkostrzelność broni, zdolność do lotów w dzień i w nocy przy każdej pogodzie.

## III. Uzbrojenie śmigłowców:

1. Uzbrojenie strzeleckie — karabiny maszynowe jako archaizm, działka jednolufowe 20, 23, 27 mm, działka wielolufowe (typ Gatling) i łańcuchowe 30 mm; sposób montażu — sztywny i ruchomy.

2. Uzbrojenie raketowe — rakiety salwowe niekierowane 70 mm w zasobnikach, rakiety sterowane przewodowo TOW, rakiety samonaprowadzające IR i radarowe HOT, rakiety kierowane laserowo klasy „odpal i zapomnij”; wady i zalety, wpływ na taktykę stosowania.

3. Wyposażenie ochronne — rozpraszacze promieniowania cieplnego, wyrzutniki folii antyradarowych i flar termicznych.

4. Urządzenia celownicze — konwencjonalne, zintegrowane z systemem head-up-display, zintegrowane z wizjerami hełmów załogi; celowniki nadwornikowe.

## IV. Rozwój konstrukcji śmigłowców wojskowych:

1. Kategorie śmigłowców wojskowych — uniwersalne, obserwacyjne, transportowe, bojowe wsparcia ogniowego, bojowe szturmowe, do walki przeciw okrętom podwodnym, do walki z minami.

2. Śmigłowce wojskowe dostosowane — kryteria budowy, wymagania, wytrzymałość, osiągi; przykłady.

3. Śmigłowce wojskowe wyspecjalizowane — kryteria budowy, wytrzymałość w locie, wytrzymałość przy rozbięciu, odporność na ostrzelanie, zdolność do pracy po uszkodzeniu; przykłady: AH-1 Cobra, AH-64A Apache, Mi-24, A-129 Mangusta.

4. Wyposażenie specjalne — sterowanie przewodowe (fly-by-wire), cyfrowe sterowanie światłowodowe (fly-by-light), sterownice miniaturowe, automatyka lotu, zintegrowane wskaźniki katodowe, zobrazowanie górne (head-up-display), noktowizory, dalmierze laserowe, celowniki zintegrowane z wizjerami hełmów, sterowanie głosem.

5. Wytrzymałość — kryteria przypadków lądowań twardych (kraks) i odporności

na ostrzelanie; przypadki wymagające sprawdzenia obliczeniowego; wpływ inżynierii materiałowej.

6. Bezpieczeństwo załóg — opancerzenie, nieodkształcalność kabin, zabezpieczenia przeciwpożarowe, fotele energochłonne; kształt kadłuba, separacja kabin członków załogi.

7. Osiągi — ograniczenia rozwiązań konwencjonalnych, wirniki ABC, wirniki przekracane; osiągi po uszkodzeniu.

8. Zakres stosowania rozwiązań wojskowych w śmigłowcach cywilnych; wpływ na masę struktur.

Ogólny wniosek konstrukcyjny jest następujący: o kształcie wojskowego śmigłowca decydują wymagania.

Po wykładzie wywiązała się ożywiona dyskusja.

T. Kurczyk

## Na gościnnej Ziemi Lubuskiej

14 kwietnia 1987 r. na zebraniu plenarnym Sekcji Lotniczej ZG SIMP podjęto uchwałę w sprawie założenia Sekcji Lotniczej w Oddziale Zielonogórskim. Zadania tego podjął się kol. Jerzy Lewitowicz — przewodniczący wraz z członkami Zarządu kol. kol. H. Dąbrowskim i T. Kurcykiem oraz kol. Jolantą Tobiasz — st. inspektorem Biura ZG SIMP. Delegacja w tym składzie jeszcze tego samego dnia wyjechała do Zielonej Góry. Potrzebę uaktywnienia lotniczego życia stowarzyszeniowego w woj. zielonogórskim stworzyła działalność licznych ośrodków lotniczych, takich jak:

### ● Aeroklub Ziemi Lubuskiej

W ośrodku tym spotyka się młodzież zainteresowaną sportem lotniczym. Przez cały rok odbywają się tu szkolenia skoczków spadochronowych i pilotów szybowcowych, którzy mają do dyspozycji szybowce Jantar 2B, Pirat, Puchacz. Nieliczni mogą korzystać z samolotu dyspozycyjnego Wilga 35 ze znakami SP-CRL.

### ● Liceum Lotnicze w Zielonej Górze.

Utworzono je we wrześniu 1979 r. Najpierw była to filia Liceum w Dęblinie, a od stycznia 1982 r. — samodzielna placówka. W Liceum Lotniczym (męskim) uczy się młodzież, która po ukończeniu nauki uzyskuje zawód mechanika osprzętu lotniczego. Placówką tą kieruje dyr. płk pil. dr Stefan Bulanda. Jego zastępcą ds. organizacyjnych, ekonomicznych oraz dydaktyczno-wychowawczych związanych z przygotowaniem do służby w lotnictwie wojskowym jest ppłk pil. mgr inż. Lech Marchelewski, zaś zastępcą ds. pedagogicznych jest mgr Joanna Andrzejewska.

Warunki przyjęcia do Liceum są takie jak do innych szkół średnich. Dodatkowo wymaga się dobrego stanu zdrowia i zobowiązania do wstąpienia po ukończeniu nauki w Liceum do Wyższej Oficerskiej Szkoły Lotniczej. Uczniowie Liceum w czasie ferii letnich odbywają: po I klasie — obóz kondycyjnego przygotowania do lotów, po II klasie — obóz spadochronowy, po III klasie — obóz szybowcowy, po IV klasie — obóz samolotowy.

W szkole i na zewnątrz panuje wzorowy porządek i czystość. Ściany korytarzy zdobią liczne plansze samolotów historycznych i współczesnych, a w gablotach znajdują się eksponaty lotnicze. Nad całością czuwa służba porządkowa.

Na spotkaniu z młodzieżą w Liceum Lotniczym kol. J. Lewitowicz wygłosił dwie prelekcje ilustrowane filmami nt. samolotu szkolno-bojowego I-22 zaprojektowanego w Instytucie Lotnictwa oraz ba-

dań eksploatacyjnych sprzętu lotniczego prowadzonych w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych.

W Zielonej Górze znajdują się liczne zakłady produkcyjne. Delegacja wraz z płk. mgr. inż. Władysławem Szawelko — wykładowcą Liceum Lotniczego zwiedziła Zakład Mera „Lumel”. Mierniki elektryczne wytwarzane w tym zakładzie na potrzeby krajowe są także eksportowane.

Uwieńczeniem pobytu delegacji w Zielonej Górze było robocze zebranie z aktywnym Oddziału Zielonogórskiego SIMP, którego prezesem jest kol. mgr inż. Stanisław Obuchowicz. W wyniku przeprowadzonych rozmów uznano potrzebę powołania Sekcji Lotniczej SIMP w Oddziale Zielonogórskim oraz ustalono zasady współpracy.

T. Kurczyk

## Ramowy plan pracy Sekcji Lotniczej ZG SIMP na 1987 r.

### Konferencje „okrągłego stołu”

— Dziś i jutro silników lotniczych w Polsce, Kalisz, I kw.,

— Samolot PZL-130 Oriolik, Warszawa. WSK-Okęcie, III kw.,

— Samolot An-28, Mieiec, II kw.,

— Dziś i jutro awioniki w Polsce, Warszawa, I Lot., IV kw.,

— Dziś i jutro kształcenia inżynierów lotnictwa, Warszawa, III kw.

### Konferencje naukowo-techniczne i seminaria

— Metody pomiarowe w technice lotniczej (konferencja), Warszawa, ITWL, 15 października,

— Perspektywy rozwoju konstrukcji lotniczych (seminarium), Świdnik, II kw.,

— Konstruktorzy lotniczy polskiego pochodzenia (seminarium), Warszawa, I Lot., Politechnika Warszawska, IV kw.,

— Mechanika w lotnictwie (konferencje), Warszawa

### Konkursy

— Konkurs na najlepszą pracę dyplomową specjalności lotniczej. Regulamin, I kw.,

— Konkurs wiedzy lotniczej. Regulamin, I kw.

### Szkolenie

— Organizacja studium podyplomowego dla kadry inżynierów lotniczych dla uzyskania stopnia specjalizacji zawodowej, IV kw.,

— Opracowanie propozycji uzupełnień szkolenia absolwentów specjalności lotniczych szkół średnich i wyższych, II kw.

### Organizacyjne

— Założenie lotniczych kół SIMP (licea w Dęblinie, Zielonej Górze i in.), II kw.,

— Organizacja oraz współudział w imprezach „Święta Lotnictwa”, III kw.,

— Organizacja zebrań plenarnych zarządu i prezydium sekcji połączonych z obradami „okrągłego stołu”, miejsce i termin spotkań „okrągłego stołu”,

— Jubileusz Techniki Lotniczej i Astronautycznej, IV kw.,

— Organizacja wyjazdu na Salon Lotniczy w Paryżu, II kw.,

— 45 rocznica powstania ludowego lotnictwa polskiego,

— Podjęcie starań o współpracę z organizacjami zagranicznymi — odpowiednikami SIMP,

— Spotkanie przedstawicieli nt. pracy kół młodzieżowych Sekcji Lotniczej, Zielona Góra, II kw.

# PWS-11 i PWS-11 bis

