

TECHNIKA

9'84

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





### Warunki prenumeraty czasopism Wydawnictw NOT SIGMA:

— jednostki gospodarki uspołecznionej, instytucje i organizacje społeczno-polityczne i inne zakłady pracy składają zamówienia w formie wpłaty-przelewu pod adresem:

#### Wydawnictwo NOT SIGMA

##### Zakład Kolportażu

00-950 Warszawa, skr. poczt. 1004

Zamówienia powinny zawierać pełny adres zamawiającego wraz z kodem pocztowym, ewentualnie adresy odbiorców, którzy na zlecenie i koszt zamawiającego mają otrzymywać zamawiany tytuł(-y), oddział i nazwę banku i numer konta bankowego zamawiającego oraz wykaz tytułów czasopism.

Warunkiem realizacji złożonego zamówienia jest dokonanie wpłaty na konto Wydawnictwa numer: 1036-7490-139-11 w NBP III O/M w Warszawie

Za prenumeratę nie wystawiamy rachunków i nie potwierdzamy sald. Prenumeratorzy zbiorowi proszeni są o podawanie na dowodach wpłat (przelewach) znaku kancelaryjnego zamówienia, którego dotyczy wpłata.

Zamówienia na prenumeratę przyjmowane są na okresy kwartalne, półroczne i roczne w następujących terminach:

- do 1 listopada na I kwartał 1985 r. i cały rok następny,
- do 28 lutego na II, III i IV kwartał 1985 r.
- do 31 maja na II półrocze,
- do 31 sierpnia na IV kwartał.

Uwaga: wszystkie dwumiesięczniki przyjmowane są do prenumeraty na cały rok lub półrocze.

**PRENUMERATA STAŁA.** Istnieje możliwość zamówienia prenumeraty wieloletniej, przy czym w takim przypadku prosimy podać w zamówieniu i na wpłacie „PRENUMERATA STAŁA”. Zamówienie takie nie wymaga corocznego odnawiania a zamawiający będzie otrzymywał z Wydawnictwa potwierdzenie kontynuacji prenumeraty na okres następny wraz z wezwaniem do zapłaty wg aktualnie obowiązujących cen.

Uwaga: prenumerata stała dotyczy wyłącznie prenumeratorów zbiorowych.

— prenumeratorzy indywidualni proszeni są o zamawianie prenumeraty przekazem NBP lub na blankiecie opracowanym przez Wydawnictwo NOT-SIGMA i kierowanym pod wskazany adres i podane konto bankowe w terminach obowiązujących dla prenumeratorów zbiorowych. Na odwrocie odcinka przekazu przeznaczonego dla posiadacza rachunku, prosimy podać nazwę zamawianego tytułu(ów), liczbę egzemplarzy oraz okres prenumeraty.

**PRENUMERATA ULGOWA:** do prenumeraty ulgowej upoważnieni są: członkowie indywidualni Stowarzyszeń Naukowo-Technicznych NOT, studenci wyższych uczelni, uczniowie szkół zawodowych.

Jedynym warunkiem prenumeraty ulgowej jest:

- poświadczenie blankietu przekazu NBP na odcinku dla adresata przez właściwe SNT, wyższą uczelnię lub szkołę,
- dokonanie wpłaty na konto i adres podane wyżej,
- podanie dokładnego adresu z kodem pocztowym a na odwrocie odcinka przekazu dla adresata — zamawianego tytułu czasopisma i okresu prenumeraty.

Prenumerata ze zleceniem wysyłki za granicę jest dwukrotnie droższa.

Cena prenumeraty normalnej TLiA:

- kwartalnie 240 zł
- półrocznie 480 zł
- rocznie 960 zł

Cena prenumeraty ulgowej

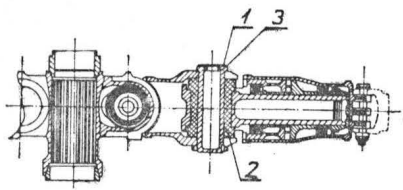
- kwartalnie 75 zł
- półrocznie 150 zł
- rocznie 300 zł

Dodatkowych informacji o prenumeracie udziela Zakład Kolportażu, tel. 40-00-21 wewn. 293, 299 lub 40-35-89.

Egzemplarze archiwalne można nabywać w Klubie Prasy i Informacji Technicznej w Warszawie przy ul. Mazowieckiej 12, tel. 27-43-65. Zamówienia na egzemplarze archiwalne należy kierować pod adresem Zakładu Kolportażu.

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Ośrodek Badawczo-Rozwojowy Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik zgłosił do opatentowania w Urzędzie Patentowym PRL konstrukcję piasty wirnika nośnego śmigłowca (autorzy: S. Trębacz, W. Kwaśniewski, W. Kawala, M. Płaszczak i K. Włas). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie skonstruowania takich przegubów piasty, które usuwają występowanie wyższych i niekorzystnych obciążeń sterowniczych.



Piasta wirnika ma przeguby poziomy i pionowy 1 stanowiące zestawione parami elastomeryczne łożyska 2, które są osadzone na trzpieniach 3, przy czym jedno łożysko tworzy przegub poziomy, zaś drugie 2 — przegub pionowy.

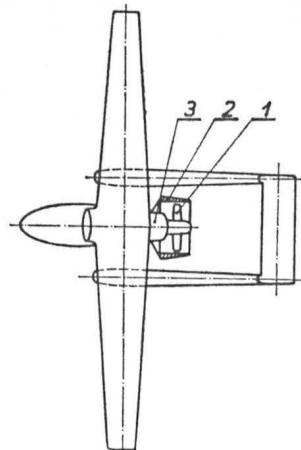
Skrót opisu patentowego wynalazku, chro-

nionego dwoma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 18/1981 r., w klasie B64C, pod nr P.227459T.

● Instytut Lotnictwa w Warszawie zgłosił w Urzędzie Patentowym PRL do opatentowania samolot wielozadaniowy (wynalazcy: R. Orłowski, J. Kieroński, M. Kwiatkowski, R. Lewandowski i J. Parafiniuk). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie skonstruowania samolotu o takim napędzie, który w stosunku do napędu silnikiem turbowentylatorowym charakteryzuje się korzystnymi cechami, a mianowicie mniejszym godzinowym zużyciem paliwa, większym ciągiem startowym oraz mniejszym hałasem. Samolot może znaleźć zastosowanie w rolnictwie, w obronie przeciwpożarowej, transporcie lub w komunikacji pasażerskiej.

Samolot o układzie dwupłatowym, z dwiema belkami ogonowymi, mający gondole po obu stronach kadłuba łączące skrzydło górne z dolnym w płaszczyźnie belek ogonowych, tworzące ze skrzydłami sztywną konstrukcję, charakteryzuje się tym, że ma śmigło 1 umieszczone w obu-

dowie 2 i napędzane silnikiem turbinowym 3 lub tłokowym.



Skrót opisu patentowego wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, zamieszczono w BUP nr 15/1982 r., w klasie B 64 C, pod nr P.229110. W. Z.



MIESIĘCZNIK SEKcji LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXIX WRZESIEŃ 1984

TECHNIKA

9'84

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

## O rozbudzaniu zamiłowania do lotnictwa

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Faktem jest mała liczba kandydatów do lotnictwa zawodowego i na techniczne studia lotnicze. Lotnictwo wojskowe, komunikacyjne, gospodarcze i sportowe oraz przemysł lotniczy potrzebują fachowych pracowników. Dla uzyskania odpowiedniej liczby pracowników nie wystarczy duża liczba miejsc w szkołach lotniczych i wyższych uczelniach. Niezbędni są bowiem odpowiedni kandydaci.

Co to znaczy kandydaci odpowiedni dla lotnictwa? Lotnictwo jest dziedziną wymagającą. Pracownik lotnictwa musi posiadać nie tylko wiedzę i umiejętności, lecz także zamiłowanie do lotnictwa oraz wiele niezbędnych cech charakteru, jak silną wolę i wytrwałość, rzetelność i poczucie odpowiedzialności, zaradność czy spostrzegawczość. Oczywiście wymagania stawiane pilotom są znacznie wyższe, a do tego dochodzi sprawa odpowiedniego zdrowia.

Skąd biorą się tacy kandydaci? Spośród młodzieży, która w wieku 16÷18 lat przeszła szkolenie lotnicze. Lecz co się robi, by młodzież zainteresowała się lotnictwem i szkoleniem lotniczym? Trzeba przy tym wiedzieć, że rozbudzanie zainteresowań młodzieży odbywa się w wieku 10÷14 lat, zaś w wieku 14÷16 lat następuje pogłębianie zainteresowań wcześniej rozbudzonych. Jak to dziś wygląda?

Lotniczych bajek dla dzieci nie wydaje się (w 1938 r. była wydana bajka o latających krasnoludkach związana z zawodami modelarskimi). Spółdzielnia „Wspólna Sprawa” wydała ostatnio dwa zeszyciki z samolotami do kolorowania (samoloty polskie i samoloty, na których walczyli Polacy). „Nasza Księgarnia” w 1970 r. wydała bogato ilustrowaną książeczkę M. Gawrysia „Jak człowiek zdobył skrzydła”, a w 1983 r. książkę P. Elszteina (z rysunkami M. Gawrysia) „Kiedy i ty zostaniesz lotnikiem” — obie w nakładzie zaledwie 30 tys. egz. W 1967 r. ukazała się żywo napisana książka A. Mroczyka i H. Zwiarki „Samolot w sosie własnym”. A co mogli kupić najmłodszy między 1970 a 1983 r.? Czy tylko co któryś rocznik naszych dzieci ma szansę zetknąć się z popularnymi wydawnictwami o lotnictwie?

Wobec braku na naszym rynku latających modeli kartonowych — NRD-owskie wydawnictwo Junge Welt wydało w 1983 r. zeszycik „Samoloty z papieru. Wycinanka”. Ostatni raz latające modele do wycinania były u nas wydane na kartonie prawie 25 lat temu (Mały Modelarz — numer specjalny ZHP, wiosna 1960 r.). A w 1948 r. Liga Lotnicza wydawała kolorowe pocztówki z latającymi modelami do wycinania. Młodzieżowa Agencja Wydawnicza (MAW) wydaje raz na kilka lat broszurkę o modelach kartonowych podając wzory, które trzeba przerysować na karton, co jest dużym utrudnieniem powodującym, że tylko część czytelników wykonuje w ten sposób modele. W telewizji też nie ma audycji pokazujących budowę najprostszych modeli latających. Zaopatrzenie sklepów Centralnej Składnicy Harcerskiej w modele dla najmłodszych jest dość skromne.

Pozostają jeszcze inne pola działalności lotniczej dla dzieci: konkursy rysunkowe, latawce i modele plastikowe. Konkursy rysunkowe organizuje systematycznie tylko Sekcja Lotnicza SIMP w Poznaniu. Latawce propagowane są przez dość nieliczne wydawnictwa ukazujące się raz na kilka lat. Sytuację ratują modelarnie przygotowujące uczestników do zawodów organizowanych przez spółdzielczość mieszkaniową i niektóre aerokluby na przełomie września

i października pod nazwą Święto Latawca. Lecz żeby te zawody powszechnie rozbudzały zainteresowania lotnictwem — ich uczestników powinno być co najmniej 10 razy więcej. Brak jest także ogólnopolskich finałów tych zawodów. Paradoxem jest to, że w pierwszych klasach szkoły podstawowej dzieci budują latawce, lecz nauczyciele nie potrafią latawca wyregulować i puszczać — stąd z reguły wszystko kończy się na postawieniu stopnia za wykonania latawca, a do lotów nie dochodzi. Sytuacja z modelami plastikowymi jest bardzo mizerna. Np. w Czechosłowacji czy ZSRR młodzież ma możliwość kupić co roku kilka modeli nowych typów, u nas pojawia się jeden model na kilka lat, a zdobycie go wymaga czasem kilkumiesięcznego polowania. Zaś modele importowane są sprzedawane w tak małych ilościach, że z trudem zdobywają się wytrawni modelarze plastikowi. Zapotrzebowanie na modele plastikowe jest kilkadziesiąt razy większe niż ich produkcja. Również pokazy lotnicze i wystawy sprzętu lotniczego zostały u nas niemal zapomniane i należą do rzadkości. Tymczasem podstawą rozbudzenia zainteresowania lotnictwem jest umożliwienie młodzieży przeżycia, które zafascynuje lotnictwem, potrafi pokazać jego uroki, wzbudzi wiarę w możliwość uzyskania osiągnięć na tym polu. Tylko w taki sposób bacillus aviaticus może w sercach młodzieży zadomowić się na stałe. Na polu rozbudzania zainteresowania lotnictwem dzieci w wieku 10÷14 lat jest dużo do odrobienia i do zrobienia.

Następny sposób zbliżania młodzieży do lotnictwa — to pogłębianie zamiłowań lotniczych 14÷16-latków. Co robi się na tym odcinku? Działa w kraju ponad 700 modelarni lotniczych, które przygotowują młodzież do zawodów „Młodzi modelarze na start” organizowanych przez aerokluby w pierwszą niedzielę czerwca. Składnica Harcerska ma w sprzedaży dość ograniczoną liczbę zestawów materiałów na modele. Lecz kariera modelarza często zamyka się zbudowaniem kilku modeli szybowców. Od lat nie produkuje się u nas silniczków modelarskich, a ich import jest obecnie nierealny. Z podręczników dla modelarzy początkujących ukazał się ostatnio „Elementarz młodego lotnika” P. Elszteina i kilka broszurek wydanych przez MAW. Natomiast zupełnie brak książek wprowadzających w wiedzę i technikę lotniczą oraz w pilotaż. W 1949 r. ukazało się S. Hiszpańskiego „Lotnictwo bez cudów”, w 1951 r. A. Wołkowska „Samoloty w walce”, w 1952 r. S. Tomaszewskiego „Poznajemy tajemnice lotu”, J. Koniecznego „Smigłowce” i R. Aleksandrowicza „Elementy konstrukcji płatowców”, w 1954 r. A. Mańkowskiego „Na lotnisku”, w 1955 r. Z. Kowalskiego „Jak powstaje samolot” i A. Moldenhawera „Silniki odrzutowe”, w 1956 r. W. Barszewskiego „Smigłowiec w locie”. Wymienione zostały tylko najciekawsze pozycje — lecz pięciolecie 1951÷1956 r. obfitowało w nie szczególnie. Niestety do dziś nie doczekaliśmy się książek popularnych o większym ładunku przystępnie podanych wiadomości technicznych i do tego w popularny sposób zilustrowanych — jak książki radzieckie A. Piecucha „Krylia młodzieży” z 1954 r. (o szybowcach i szybownictwie) czy A. Markuszy „Wam wzlot” z 1959 r. (o lotnisku i samolocie). Wiek 14÷16 lat to okres, gdy młodzież myśli o pilotażu i szkoleniu lotniczym, które może rozpocząć od 16 roku

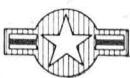
cd. na s. 2



## BELGIA

● Brytyjski Westland utworzył w Belgii przemysł śmigłowy, jeżeli zostanie zamówionych przez ten kraj 46 śmigłowców Lynx 3, które zastąpić mają użytkowane tam dotychczas Aérospatiale SA.316 Alouette. (A et C 1003)

● Dyrektor IATA Knut Hammarskjöld szacuje, że towarzystwa wykonujące regularne rejsy międzynarodowe powinny w br. osiągnąć ogólny zysk 250 mld dol. Komentuje się, że jest to o wiele za mało, by sfinansować wymianę samolotów na nową generację. (A et C 1003)



## USA

● US Marine Corps skorygował swe wymagania dotyczące pionowzlotu o zmiennym położeniu silników JVX. W stosunku do koncepcji pierwotnej zmniejszono masę startową, masę użyteczną i cenę. Początek prób w locie planowany jest nadal na 1987 r. (A. et C. 999)

● NASA i DARPA wybrały śmigłowiec Sikorsky S-72 jako stanowisko badań tzw. „Skrzydła-X” — wirnika nośnego zatrzymywanego w locie i służącego jako stałe powierzchnie nośne w szybkim locie poziomym. Oprócz 2 silników turbinowych T58-GE-5 (po 1030 kW) napędzających wirnik, śmigłowiec badawczy RSRA (Rotor Systems Research Aircraft) wyposażony będzie w 2 dwuprzepływowe silniki odrzutowe GE TF-34 (po 83,4 kN). Przewidywana prędkość maks. RSRA z wirnikiem („Skrzydłem-X”) zatrzymanym — 555 km/h. (A. et C. 999)

● Po zaniechaniu programu MD-100, McDonnell Douglas nadal myśli o rozwoju DC-10. W kwietniu 1984 r. przewidywano opracowanie wersji MD-XXX (z silnikami PW.4000 lub CF6-80C2) oraz MD-XXX Stretch, z przedłużonym kadłubem (dla 331 pasażerów). (Av. Mag. 872)

● Pierwsze nowe wojskowe samoloty transportowe McDonnell Douglas C-17 mają rozpocząć służbę w Military Airlift Command w 1992 r. Pentagon chce zamówić 180 tych maszyn, oprócz C-5A i B Galaxy. (Av. Mag. 872)

● Sytuacja przewoźników jest nadal zróżnicowana: np. American Airlines, United Airlines i Delta Airlines notują zyski, natomiast Eastern Airlines — niewielkie straty, a TWA — duże straty. (A. et C. 1000 bis)

● Pod naciskiem producentów dwusilnikowych aerobusów (Boeing, Airbus Industrie), FAA zaproponował nowelizację wymagań, pozwalającą na wykonywanie handlowych przelotów transatlantycznych samolotom dwusilnikowym. W projekcie zmian przedłuża się wymagany minimalny czas lotu samolotu na jednym silniku z 60 min do 120 min. (A. et C. 1000 bis)

● FAA alarmuje o niepokojącym wzroście liczby przesłanek do wypadków i omyłek popełnianych przez kontrolerów ruchu lotniczego. (A. et C. 999)



## W. BRYTANIA

● W związku z pęknięciem kompozytowego kadłuba samolotu Lear Fan podczas prób statycznych, opóźniono uruchomienie jego produkcji seryjnej — wydanie certyfikatu FAA przesunięto na wrzesień 1984 r. (był to już trzeci przypadek pęknięcia kompozytowej konstrukcji tego samolotu podczas prób statycznych). (A. et C. 998)

● Wartość obrotów British Aerospace w 1983 r. wyniosła 2,3 mld funtów, tj. o 12% więcej niż w 1982 r. Wartość eksportu wynosiła 62% wartości produkcji. (Av. Mag. 872)

● British Aerospace planuje podwyższenie rocznego tempa produkcji samolotów Jetstream 31 z 24 obecnie do 36 w 1986 r., motywując to wzrostem zainteresowania tym samolotem. (A. et C. 998)

● Na tegorocznym Salonie Lotniczym w Farnborough była pokazana makietka opracowywanej obecnie jednoosobowej wersji samolotu szkolno-bojowego BAe Hawk

200, o zwiększonym udźwigu. W przypadku pozytywnej decyzji, prototyp wzleci w 1986 r. (A. et C. 1000 bis)

● Rolls Royce zdecydował się na zainwestowanie 30 mln funtów w nowe amerykańskie towarzystwo przewozowe Jet Express, by wejść na rynek amerykański z silnikiem RB.211. Jet Express będzie użytkować m.in. samoloty Boeing 757 napędzane tymi silnikami zamiast amerykańskimi Pratt and Whitney. (A. et C. 1000 bis)

● Powstało nowe towarzystwo przewozowe oferujące loty transatlantyczne po niskich cenach — British Virgin Atlantic (następca Lakera?). 22 czerwca rozpoczęto regularne przeloty z Londynu do Nowego Jorku. (A. et C. 1000 bis)

● 631 pasażerów i 135 członków załóg padło ofiarami zatrucia pokarmowych na pokładach samolotów British Airways, m.in. Concorde (bakterią salmonella). (A. et C. 1000 bis i 1007)



## ZSRR

● 76% przewozów na liniach Aeroflotu w 1983 r. zostało dokonanych za pomocą samolotów Il-86, Il-62, Tu-154 i Jak 42. (FR 4/84)

● W 1983 r. do służby na liniach Aeroflotu wprowadzono sporą liczbę samolotów Il-86, Il-76T i Tu-154C. (FR 4/84)

● W planach Aeroflotu na 1984 r. przewidziano wzrost przewozów o 2,3% oraz zakup samolotów Il-62, Il-86 i Tu-154. (FR 4/84)

● W 1983 r. na samolocie transportowym An-72 pobito 9 rekordów międzynarodowych, m.in. pułapu 13 410 m i pułapu w locie poziomym 12 980 m, uzyskując prędkość wznoszenia 24 m/s do wysokości 3000 m. (FR 4/84)

cd. ze s. 1

życia. Potrzebne są więc dla niej przystępnie napisane książki wprowadzające w sprawy szybownictwa, lotnictwa, spadochroniarstwa i pilotażu samolotowego. Przystępnie i wzięcie podręczniki wprowadzające w szybownictwo, spadochroniarstwo i pilotaż samolotowy wydał Aeroklub PRL w 1959 r. — czyli 25 lat temu. Potem ukazywały się już tylko serie podręczników o wąskiej tematyce, przeznaczone dla grona odbiorców fachowych. Nic dziwnego, że bogata działalność wydawnicza lat pięćdziesiątych zaowocowała obfitą liczbą zainteresowanych lotnictwem. W minionym dziesięcioleciu ukazała się tylko książka W. Stafieja o lotniarstwie.

W ostatnich latach rozwijaniu zainteresowań lotniczych wśród młodzieży służą systematycznie tylko trzy serie wydawnicze, dwie praktycznie biorąc poruszające głównie tematykę historyczną: Biblioteczka Skrzydlatej Polski i seria „Typy Broni i Uzbrojenia” oraz seria książek modelarskich wydana przez WKiŁ.

Natomiast od kilkunastu lat prawie wcale nie ukazują się książki wprowadzające w podstawy techniki lotniczej. Prawie wszystkie książki, jakie się ukazały, są przeznaczone dla czytelników powyżej 16 lat. Jeśli chcemy pogłębić zainteresowania lotnicze młodzieży w wieku 14÷16 lat, to konieczne jest wydanie popularnych technicznych książek lotniczych tworzących np. serię ABC Wiedzy Lotniczej. Książek zapoznających z głównymi problemami techniki lotniczej na serio a zarazem w sposób przystępny, książek z ilustracjami na wysokim poziomie popularyza-

torskim, tzn. przedstawiających problemy obrazowo i często z humorem. Jakie książki z tej serii są najpotrzebniejsze? Co najmniej następujące:

- Tajemnice lotu (zasady lotu statków latających),
- Tajemnice konstrukcji samolotu, śmigłowca i szybowca,
- Tajemnice napędu samolotu,
- Mechanizmy, przyrządy i automaty w samolocie,
- Na lotnisku (obsługa techniczna samolotu, ruch lotniczy),
- Samolot w locie (mechanika lotu, nawigacja, meteorologia),
- Śmigłowiec w locie,
- Samolot w służbie człowieka (strona techniczna transportu lotniczego i lotnictwa gospodarczego),
- Samolot w walce,
- ABC pilota lotniowego,
- Podstawy pilotażu szybowcowego,
- Podstawy wyszkolenia spadochronowego,
- Podstawy pilotażu samolotowego,
- Pilotaż motolotni i samolotu ultralekkiego.

Nie mają to być popularne książeczki dla dzieci, tylko książki zawierające rzetelną wiedzę, lecz przedstawioną w przystępnej formie. Czytelnik musi znaleźć w nich wyjaśnienie, na czym polega flatter oraz jak pracuje keson i dźwigar, skrzydła, jakie są obciążenia samolotu i pilota w akrobacji, jak oblicza się poprawki kursu i trójkąt nawigacyjny, jak działa wariometr, urządzenie rozpoznawcze „swoj-oby”, regulator śmigła, czy wiele innych.





**Sprzedż  
odrzućowych samolotów pasażerskich**

Wytwórnia Typ	Zamówienia			Dostawy		
	w 1981 r.	w 1982 r.	łącznie do 1983 r.	w 1981 r.	w 1982 r.	w 1983 r.
<b>Airbus</b>						
A300B2/B4	25	3	248	39	46	42
A300-600	2	0		—	—	
A310	19	14	102	—	—	
A320	25	0	—	—	—	
<b>Bae</b>						
146-100	0	4	4	—	—	16
146-200	10	0	10	—	—	
<b>Boeing</b>						
727-200	23	11	1830	94	26	11
737-200	104	67	1024	108	95	81
737-300	20	5	28	—	—	—
747	11	15	577	53	25	13
747-300	12	0	18	—	—	12
757	12	4	123	—	2	26
767	7	4	175	—	20	51
<b>Fokker</b>						
F-28	19	23	206	12	10	—
<b>Lockheed</b>						
TriStar 500	2	0	45	15	6	4
TriStar	3	0	199	8	9	2
(pozostałe wersje)						
<b>MDC</b>						
DC-10	3	0	366	19	5	4
KC-10	6	48	60	6	6	8
DC-9 Super 80	15	84	186	62	34	50
DC-9	2	0	976	16	10	0
(pozostałe wersje)						

Interaria 4/84

**Produkcja motoszybowców na świecie**

Kraj Wytwórnia, typ	Moc, kW	Produkcja			Zbudowa- no do 1983 r.
		1980	1981	1982	
<b>DWUMIEJSKOWE</b>					
<b>Francja</b>					
Fournier RF-9	50	10	0	0	10
Fournier RF-10	59	0	1	3	4
<b>RFN</b>					
Grob C-109	59	1	75	85	160
Hoffman H-36 Dimona	59	1	10	19	30
Scheibe SF-25C Falke	48	17	11	12	385
Scheibe SF-28A Tandem					
Falke	48	5	0	1	118
Valentin Taifun 15E/17E	59	0	1	2	3
<b>Rumunia</b>					
IS-28M2	50	10	25	25	60
<b>JEDNOMIEJSKOWE</b>					
<b>RFN</b>					
Glaser-Dirks DG-400	32	0	1	23	24
Schempp-Hirth Janus CM	45	3	3	3	10

**Francuska produkcja śmigłowców do 1.1.1983 r.**

Nazwa	Zamówione			Dostarczone			Eksport (zamówienia)		
	wojsko- we	cywilne	razem	wojskowe	cywilne	razem	wojskowe	cywilne	razem
Alouette II	963	342	1305	963	342	1305	568	258	826
Lama	83	291	374	83	277	360	83	252	335
Alouette III	1024	421	1445	1021	419	1440	840	354	1194
Gazelle	918	170	1088	783	170	953	656	157	813
Dauphin	45	373	418	13	134	147	43	334	377
Ecoureuil									
1 i 2	42	1444	1486	18	859	877	40	1379	1419
Puma									
i Super									
Puma	581	238	819	561	162	723	401	217	618
Super Frelon	84	15	99	84	15	99	58	14	72
Łącznie	3740	3294	7034	3526	2378	5904	2689	2965	5654

Źródło: L' industrie aeronautique et spatiale française 1983

**Produkcja szybowców na świecie**

Kraj Wytwórnia, typ	Klasa	Dosko- nałość	Produkcja			Zbudowano	
			1980	1981	1982	do 1982	do 1983
<b>Czechosłowacja</b>							
VSO-10	klub	34	23	18	11	48	59
<b>Chiny</b>							
X-7	2 m	12	20	20	...	130	...
X-9	2 m	19	25	25	...	150	...
X-10	otw.	26	20	20	...	>100	...
<b>Francja</b>							
Centrair Pegase	std	41	—	1	34	1	35
<b>Jugosławia</b>							
Elan DG-100	std	39	28	38	57	86	143
<b>Polska</b>							
SZD-42 Jantar 2B	otw.	50	16	15	11	61	72
SZD-48 Jantar	std.	40	105	59	55	260	315
Std 2	2 m	30	3	16	10	28	38
SZD-50 Puchacz							
<b>RFN</b>							
Glaser-Dirks							
DG-200/202	std	42	78	100	61	283	344
Grob 102							
Astir/Speed II	zaw.	41	250	185	...	1455	...
Grob 103 Twin							
Astir/Twin II	2 m	37	90	90	128	470	598
Rolladen-							
Schneider LS-4	std	40	30	100	130	130	260
Scheibe SF-34							
Delphin	2 m	35	7	6	2	13	15
<b>Schempp-Hirth</b>							
Nimbus 3	otw.	55	0	12	23	12	35
Schempp-Hirth							
Janus	2 m	39	25	25	20	150	170
Schempp-Hirth							
Ventus	zaw.	44	3	57	70	60	130
Schleicher							
ASW-19	std.	38	50	30	10	380	390
Schleicher							
ASW-20	zaw.	43	120	140	100	490	590
Schleicher							
ASW-20L	otw.	46	50	30	10	130	140
Schleicher							
ASK-21	2 m	34	60	35	55	95	150
<b>Rumunia</b>							
IS-28B	2 m	34	50	70	50	300	350
IS-29D	std.	38	20	35	35	155	190
<b>USA</b>							
Schweizer							
SGS 2-33	2 m	22	5	0	0	575	575
Schweizer							
SGS 1-36	klub	31	17	23	0	41	41
<b>Węgry</b>							
Góbé R-26 SU	2 m	23	—	—	1	—	1
<b>ZSRR</b>							
ŁAK-12 Lietuva	otw.	48	2	...	...	>3	...

Objaśnienia: — nie produkowany, ... — brak danych, klub — klubowa, std. — standard, zaw. — zawodnicza, otw. — otwarta, 2 m — dwumiejscowa

**Produkcja szybowców  
i motoszybowców  
na świecie w 1982 r.**

Klasa	Sztuk
Standard (i klub)	400
Dwumiejscowe	250
Zawodnicze	200
Otwarte	50
<b>Razem</b>	<b>900</b>
Motoszybowce dwumiejscowe	150
Motoszybowce jednomiejscowe	25
<b>Razem</b>	<b>175</b>

Źródło: Janes AWA 1983/84 oraz 1982/83 i in.

A.G

# Mini-sterownica boczna aerobusu A.320

Mgr PIOTR GÓRSKI

W końcu 1983 r. w zakresie poprawiania efektywności sterowania samolotami transportowymi dokonano dalszego postępu, wypróbując praktycznie tzw. mini-sterownicę boczną, zabudowaną zamiast klasycznej sterownicy (wolanu). Mini-sterownica obsługiwana jest przez pilota jedną ręką; znajduje się na jednym z podłokietników fotela.

Podobne urządzenie jest od kilku lat standardowym wyposażeniem myśliwców bombardujących General Dynamics F-16 Fighting Falcon, jednak jest to samolot o stosunkowo małych wymiarach (jakkolwiek o prędkości naddźwiękowej). O zastosowaniu w nim mini-sterownicy bocznej zdecydował przede wszystkim elektryczny system sterowania z włączonym komputerem generującym rozkazy sterownicze na podstawie ruchów sterownicy oraz danych przekazywanych przez czujniki położenia, przyspieszeń i ślizgów samolotu (system „fly-by-wire”). Niemalą rolę odegrały też względy ergonomiczne, znacznie bardziej rygorystycznie brane pod uwagę w przypadku małych, ciasnych kabin samolotów bojowych. Ponadto eksperymentalnie zastosowano mini-sterownicę boczną w jednym samolocie Mirage 2000 i jednym Concorde.

Mini-sterownica boczna, opracowana we Francji przez Aérospatiale dla samolotów transportowych (aerobusów), ma być zastosowana w najbliższej przeznaczonej do realizacji konstrukcji europejskiego konsorcjum Airbus Industrie — tzw. „małym” aerobusie krótkiego i średniego zasięgu A.320 (pojemność 150 miejsc). Stało się to możliwe dlatego, że podobnie jak bojowe F-16 i Mirage 2000, A.320 ma być wyposażony w całkowicie elektryczny system sterowania ze wspomaganiami komputerowym typu „fly-by-wire” — CDVE (commandes de vol électriques).

## System CDVE

Historia lotniczych systemów sterowania ze wspomaganiami komputerowym sięga początków upowszechnienia elektronicznych maszyn analogowych — dokładnie 1952 r., kiedy to system taki eksperymentalnie zabudowano w Wielkiej Brytanii na samolocie Tay-Viscount. Dziedzina ta rozwijała się w miarę rozwoju techniki komputerowej, ale zastosowania badawcze jak i praktyczne znajdowała niemal jedynie w samolotach bojowych, podobnie zresztą jest i dzisiaj [1, 2]. Zdecydowały o tym niezwykle korzyści, o dużym znaczeniu w walce powietrznej i ataku powietrznym — głównie zwiększenie zwrotności i zmniejszenie wrażliwości na turbulencję, a w perspektywie — możliwość sterowania w sześciu stopniach swobody. Istnieje też możliwość wprowadzenia korzystnych zmian konstrukcyjnych, jak dowolne położenie środka ciężkości, zmniejszenie powierzchni usterzenia i skrzydeł, prowadzące do zmniejszenia samolotu i utrudnienia jego wykrycia oraz zniszczenia. Jest to osobny, szeroki obszar badań, przynoszących niezwykle interesujące efekty [3].

Omawiane tu zastosowanie systemów „fly-by-wire” w samolotach transportowych przynosi inne godne uwagi korzyści, o których będzie mowa dalej, jednak obserwuje się tu dość duże opóźnienie w stosunku do samolotów wojskowych. Pierwszym i dotąd jedynym przykładem zastosowania takiego systemu w lotnictwie transportowym jest francusko-brytyjski naddźwiękowy Concorde, w którym podwójna elektroniczna linia sterowania względem wszystkich osi uzupełniona jest awaryjnym systemem mechanicznym.

## Budowa [4÷6]

System CDVE zaprojektowany dla aerobusu A.320 ma następującą budowę (rys. 1 i 2).

Dwa komputery ELAC (Elevator Aileron Computer) pośredniczą w sterowaniu lotkami i spoilerami oraz sterami wysokości. Cztery inne komputery — SEC (Spoiler Elevator Computer) pośredniczą w sterowaniu hamulcami aerodynamicznymi i hamulco-spoilerami. Niezależnie od tego, w przypadku awarii systemu ELAC następuje automatyczne przełączenie funkcji sterowania sterami wysokości na system SEC (przełącznik znajduje się u nasady

skrzydła). Komputery SEC stanowią więc awaryjny system rezerwowo dla ELAC, jeśli chodzi o pośredniczenie w sterowaniu sterami wysokości. Wszystkie urządzenia pomocnicze jak również linie telekomunikacyjne są zdwojone i wzajemnie kontrolujące się.

Sterowanie kierunkowe pozostawiono mechaniczne, podobnie mechaniczny jest awaryjny układ ustawiania stateczników poziomych obok zwykłego systemu elektrycznego.

Komputery systemów ELAC i SEC odbierają sygnały sterownicze od:

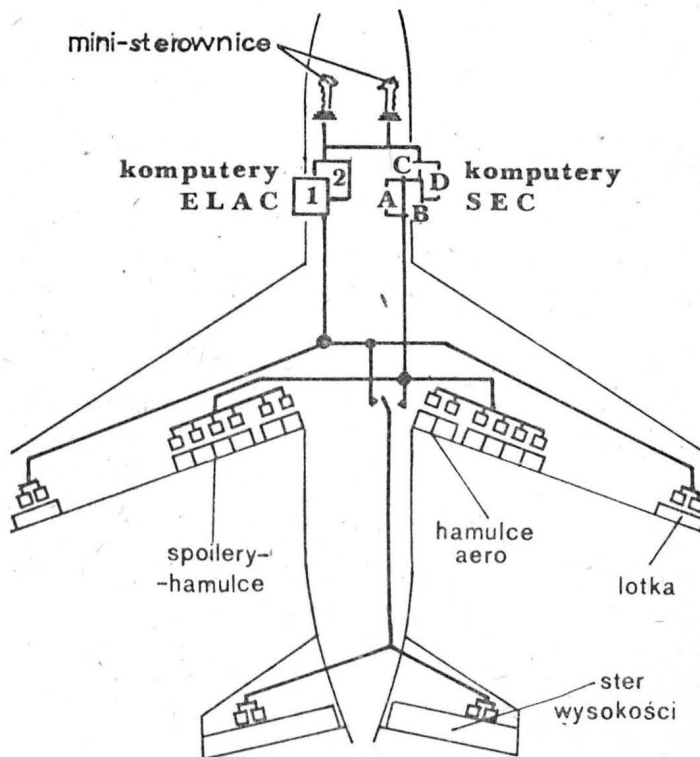
- czujników położenia sterownic,
- czujników przyspieszeń, położenia, ślizgów samolotu itp.,
- systemu automatycznego kierowania lotem CADV (commande automatique de vol).

Głównym elementem systemu CADV jest komputer kierowania lotem FGC (Flight Guidance Computer), w którym zarejestrowane są wszystkie dane i parametry lotu i samolotu oraz dokonywane wszystkie operacje obliczeniowe dotyczące sterowania samolotem. Generowane przez FGC sygnały przekazywane są zarówno do systemów ELAC i SEC, jak i do komputera FADEC, który w pełnym zakresie steruje pracą silników.

W skład FGC wchodzi m.in. system nawigacyjny i optymalizujący FMS, którego zadaniem jest dokonywanie obliczeń nawigacyjnych i programowanie optymalnej trasy lotu. Dane te FMS przekazuje niezależnie załozdze za pośrednictwem monitorów w kabinie pilotów.

Obliczeń nawigacyjnych dokonuje również pilot automatyczny, podobnie połączony z systemami ELAC i SEC.

Elektryczny system sterowania CDVE opracowano w taki sposób, że teoretycznie nie ma on prawa przestać funkcjonować w przypadku jakiegokolwiek pojedynczej awarii. Ze szczególną starannością opracowano środki samokontroli; np. aby wzajemna kontrola komputerów była pewniejsza, programowanie każdego z nich jest inne. Ponadto, w przypadku awarii układu zasilania w energię elektryczną, może być ona czerpana awaryjnie z układu hydraulicznego.



Rys. 1. Schemat elektrycznego systemu sterowania CDVE



## Korzyści

Zastosowaniu w aerobusie A.320 systemu CDVE przyświecało uzyskanie określonych korzyści. Jednocześnie podkreśla się [np. 4÷6], że główną korzyścią jest:

- automatyczne wyważanie aerodynamiczne samolotu (autotrymowanie) w dowolnych fazach i konfiguracjach lotu, a co za tym idzie — rozwiązanie problemów ze statecznością statyczną podłużną.

Związane z tym zmniejszenie oporu czołowego powoduje:

- Oszczędność zużycia paliwa, szacowaną na ok. 2% (wcześniej w projekcie aerobusu A.310.300 zastosowano rozwiązanie przejściowe, polegające na przepompowywaniu części paliwa do zbiorników w statecznikach poziomych, co pozwala na zredukowanie zapasu stateczności statycznej o 8÷10% i zmniejszenie oporu czołowego o 3%).

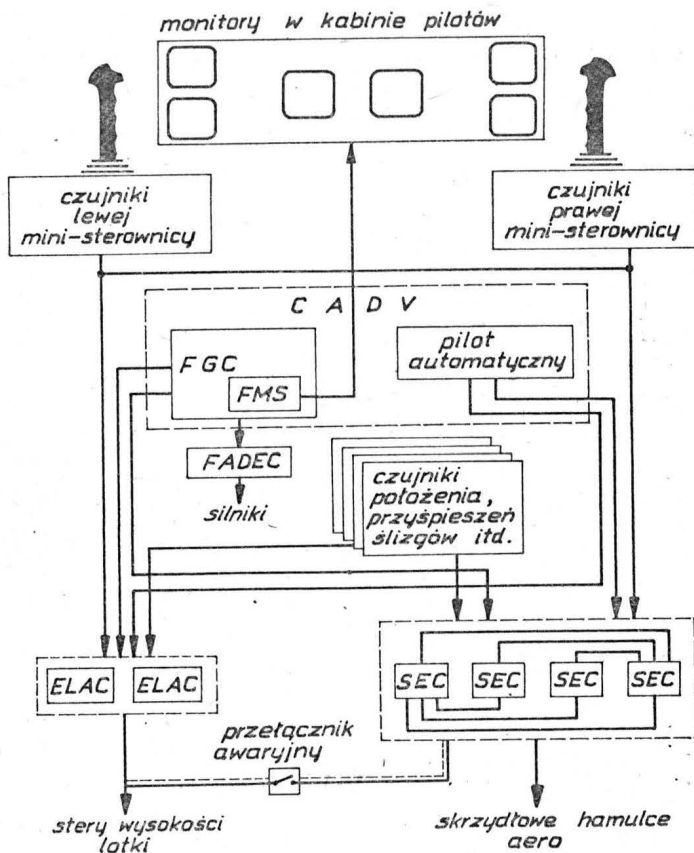
Rozwiązanie tych problemów powoduje też inne korzyści:

- Polepszenie właściwości pilotażu, zmniejszenie tarś pozwala zwiększyć precyzję sterowania.

Wynika z tego również:

- Polepszenie warunków pracy załogi przez zmniejszenie napięcia oraz zmniejszenie wysiłku przy pokonywaniu przeciążeń.

- Większy komfort lotu z punktu widzenia pasażerów,



Rys. 2. Uproszczony schemat blokowy systemu sterowania ręcznego (mini-sterownice) i automatycznego (CADV) za pośrednictwem elektrycznego systemu sterowania CDVE w projekcie aerobusu A.320; objaśnienia w tekście

gdyż lot jest spokojniejszy, pozbawiony zaburzeń.

Wpływa to również na:

- Częściowe pozbawienie konstrukcji płatowca efektów zmęzeniowych, zwłaszcza przy przelotach przez rejony o silnych turbulencjach.

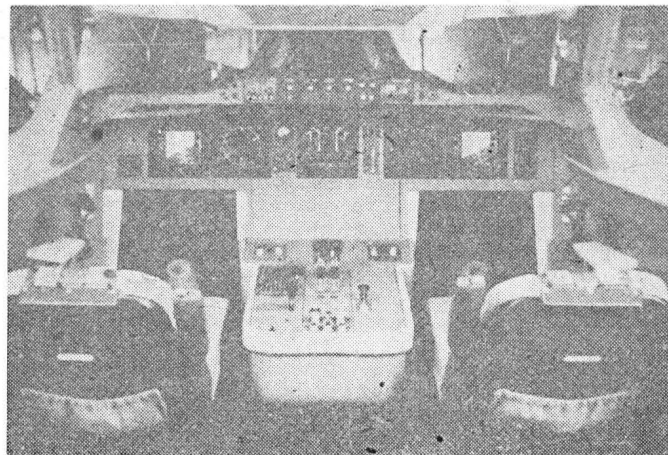
Z konstrukcji systemu wynikają:

- oszczędność na masie (ok. 80÷100 kg),
- oszczędność na kosztach produkcji,
- oszczędność na kosztach obsługi.

Biorąc pod uwagę perspektywy dalszego rozwoju systemu, zauważa się łatwość wprowadzenia kontroli obciążeń skrzydeł, a co za tym idzie dalsze zmniejszenie zmęczenia konstrukcji.

## Mini-sterownica boczna

Zastosowanie w konstruowanym obecnie aerobusie A.320 systemu sterowania elektrycznego CDVE umożliwiło wprowadzenie mini-sterownic bocznych, gdyż zasada działania tych urządzeń polega na odbieraniu przez czujniki ich



Rys. 3. Makieta kabiny pilotów opracowana przez Aérospatiale w ramach programu Epopée

przemieszczeń kątowych i generowaniu oraz przesyłaniu odpowiednich sygnałów w formie impulsów elektrycznych. Jakkolwiek prace nad systemem podobnym do CDVE rozpoczęto w Aérospatiale już ponad 15 lat temu, a mini-sterownice zaprojektowane dla A.320 są podobne do zabudowanych eksperymentalnie w naddźwiękowym Concorde — kabina pilotów A.320 była początkowo przygotowywana w dwóch wariantach: ze sterownicami klasycznymi i z mini-sterownicami (np. we wrześniu 1983 r. makieta kabiny pilotów wyposażona była w sterownice klasyczne) [7]. Prace nad mini-sterownicą i jej wykorzystaniem prowadzone były i są nadal przez Aérospatiale w programie studiów nad ergonomicznym układem przyszłościowej kabiny pilotów Epopée (Etude Prospective d'Organisation d'un Poste d'Equipage Ergonomique), w wyniku czego zrodził się projekt kabiny, w którym wykorzystano najnowsze osiągnięcia techniczne (rys. 3).

## Budowa i działanie [8]

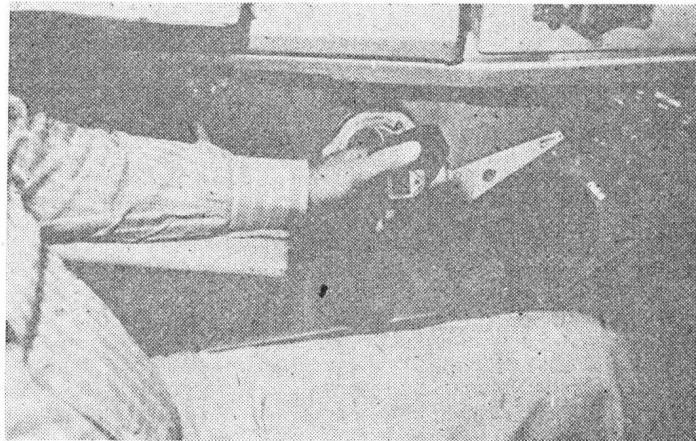
Mini-sterownice osadzone są przegubowo na bocznych konsolach kabiny pilotów tak, że pierwszy pilot obsługuje jedną z nich lewą ręką, drugi pilot zaś — prawą. Tuż przed mini-sterownicą znajduje się podłokietnik, związany również z konsolą, a nie z fotelem. Jego budowa jest nieco inna niż klasycznego podłokietnika fotela pilota; wysokość może być w pewnym zakresie regulowana — chodzi o to, aby przedramię spoczywało na nim swobodnie, nie zmuszając przy tym do przechylania tułowia (rys. 4).

Sterowanie za pomocą mini-sterownicy bocznej polega na powodowaniu jej przemieszczeń kątowych, których funkcje są takie same jak przemieszczeń drążka sterowego. Jednak przemieszczenia te są znacznie mniejsze i powodowane raczej ruchami dłoni, a nie ramienia i przedramienia i dlatego tzw. sztuczne czucie na mini-sterownicy jest różne dla różnych przemieszczeń.

- Pełne wychylenie mini-sterownicy ku tyłowi, tj. o 18°, wymaga przyłożenia siły wartości 10 daN i powoduje zadarcie samolotu z przeciążeniem 2,5 g.

- Pełne wychylenie mini-sterownicy ku przodowi, również o 18°, wymaga także przyłożenia siły wartości 10 daN.

- Pełne wychylenie w lewo lub w prawo — po 15°.



Rys. 4. Ułożenie ręki na podłokietniku, trzymającej lewą mini-sterownicę (widok z boku)

Ze względu na to, że dla mięśni nadgarstka łatwiejsze jest skreślenie dłoni do wewnątrz, dla pilota siedzącego na lewym fotelu i obsługującego mini-sterownicę lewą ręką, pełne jej wychylenie w lewo wymaga przyłożenia siły wartości 1,5 daN, a pełne wychylenie w prawo 2,5 daN. Dla pilota siedzącego na fotelu prawym — odwrotnie: wychylenie w lewo 2,5 daN, wychylenie w prawo 1,5 daN.

Na szczycie mini-sterownicy znajduje się przycisk (obsługiwany wielkim palcem), za pomocą którego włącza się regulację kąta natarcia statecznika poziomego (trymowanie). Przycisk ten może być jednak użyty tylko na ziemi, przed startem.

Z mini-sterownicą związany jest specjalny system sygnalizacyjny. Jednoczesne oddziaływanie obydwu pilotów sygnalizowane jest światłem zielonym; gdy oddziaływanie to jest sprzeczne — zapala się światelko czerwone (to ostatnie przyszłe jest zwłaszcza w przypadku nagłego niedomagania, jakiemu może ulec jeden z pilotów).

### Korzyści

- Mini-sterownica, umieszczona z boku, nie zasłania tablicy przyrządów, jak to się dzieje w przypadku sterownicy klasycznej (wolantu).

- Ułożenie ciała pilota jest bardziej naturalne, symetryczne (pozycja obydwu rąk jest taka sama — spoczywają na podłokietnikach).

- Obsługa mini-sterownicy wymaga mniejszego napięcia mięśni, a praca pilota jest mniej męcząca.

### Program badań

Próby mini-sterownicy bocznej Aérospatiale odbywały się najpierw na symulatorze, w makiecie kabiny (6 miesięcy). Wzięło w nich udział sześciu pilotów Airbus Industrie. Następnie rozpoczęto badania w locie. W tym celu przekonstruowano system sterowania w trzecim prototypie aerobusu A.300, montując system sterowania elektrycznego CDVE Aérospatiale, zmodyfikowany z udziałem STPA, DGAC (Naczelnej Dyrekcji Lotnictwa Cywilnego) i CEV (Centrum Badań w Locie). Przy fotelu pierwszego pilota zamontowano mini-sterownicę, przy prawym fotelu zaś pozostawiono zwykły wolant.

Pierwszy lot zmodyfikowanym A.300 wykonano 14 września 1983 r. z lotniska Toulouse-Blagnac; trwał ok. 3,5 godziny. Mini-sterownicę obsługiwał pilot doświadczalny Airbus Industrie Gordon Corps. W ten sposób rozpoczęła się pierwsza faza badań w locie, obejmująca wstępne badania użyteczności (ok. 20 h lotu; potwierdzenie badań na symulatorze).

Drugą fazę, rozpoczętą lotem 27 października 1983 r., można nazwać pokazową, bowiem miała ona na celu zaprezentowanie urządzenia i systemu szerszemu gremium oraz uzyskanie jego opinii. Wzięli w niej udział piloci 11 linii lotniczych (Transaustralian Airlines, KLM, British Caledonian, Swissair, Air Inter, Lufthansy, SAS, Air France, Kuwait Airways, Thai International, Cyprus Airways) oraz 7 organizacji i urzędów lotniczych, głównie centralnych, narodowych (francuskich CEV, OCV, SNPL, belgijskiej RLD, zachodniemieckiej LBA, amerykańskiej FAA i brytyjskiej CAA) i dziennikarze. W ciągu pierwszych dwóch tygodni wykonano ok. 26 h lotu przy 17 startach.

Trzecia faza badań w locie objęła badania urządzenia i systemu sterowania w różnych konfiguracjach, głównie przy ograniczonej do minimum stateczności statycznej.

### Opinie pilotów

Pokazowa forma prób pozwoliła poznać opinię wielu pilotów. Po pierwszym locie 14 września 1983 r. obsługujący mini-sterownicę pilot doświadczalny Gordon Corps powiedział: „Sterowanie samolotem wyposażonym w mini-sterownicę boczną było bardzo wygodne, łatwe i precyzyjne, jakkolwiek z tym ostatnim bywa różnie w przypadku sterownicy konwencjonalnej; jestem przekonany, że pilotom liniowym sterowanie wyda się również wygodne, a ponadto docenią, jak znacznie poprawiła się widoczność tablicy przyrządów” [7]. O ile to wystąpienie można potraktować jako oficjalną reklamę, bogatsze w szczegóły są relacje innych pilotów i dziennikarzy, ujawniające interesujące walory systemu. Oto jak niektóre wrażenia z lotu 8 grudnia 1983 r. opisał redaktor dwutygodnika francuskiego *Aviation Magazine International* Serge Brosselin [8].

Samolot A.300 (trzeci prototyp) miał masę startową 125 Mg; środek ciężkości znajdował się w 35% cięższy, a następnie, w miarę zużycia paliwa, przemieścił się na 37% cięższy (samolot był wówczas na wysokości 4572 m).

S. Brosselin przede wszystkim zwrócił uwagę na zabezpieczenie przed przeciągnięciem: „Mogliśmy stwierdzić, że wbrew usiłowaniu wprowadzenia samolotu za pomocą mini-sterownicy na kąt natarcia powodujący przeciągnięcie, A.300 zgadzał się na penetrowanie dolnej strefy rejonu rozproszenia biegunowej, ale był systematycznie zabezpieczony przed wtargnięciem w niebezpieczny obszar tego rejonu. W pobliżu  $C_{z\max}$ , Alpha Floor (wartość graniczna — przyp. autora) powoduje ustawianie się automatycznej dźwigni gazu na ciąg silników mniejszy od maksymalnego o 1 N, a mini-sterownica opierała się systematycznie, na ograniczniku, każdej próbie zwiększenia kąta natarcia.

Przez cały czas trwania tej fazy lotu, kiedy badane były granice strefy niskich prędkości lotu, dało się stwierdzić, że samolot, choć podlegał dość dużemu trzepotaniu, pozostawał sterowny, a ponadto doznawało się zdumienia nie obserwując względnej niestateczności bocznej, napotykaną przeważnie w tej konfiguracji. (...)

Wyjście z lotu na dużych kątach natarcia, za pomocą mini-sterownicy bocznej, okazało się nadzwyczaj łatwe. A mianowicie: wystarczyło po prostu zmniejszyć nacisk utrzymujący ją w tylnym położeniu, aby samolot powracał stopniowo do lotu poziomego bez specjalnego oddziaływania pilota na stery wysokości. Było nam dane również doświadczyć, że samolot odzyskiwał stateczność podłużną i poprzeczną w krótkim czasie. Przy sterowaniu nieautomatycznym, wystarczy gdy pilot zwolni nieco ster, aby w kilka sekund nastąpił powrót do właściwego położenia względem osi wzdłużnej lub poprzecznej. (...)

Podczas przyspieszania do prędkości maksymalnej można zauważyć, że położenie mini-sterownicy jest stałe aż do osiągnięcia prędkości  $M_{MO}$  lub  $V_{MO}$  (są to prędkości, powyżej których pierwsze symptomy ściśłościwości powodują bardzo dużą czułość samolotu na ruchy sterów). Przy zbliżaniu się do jednej z tych prędkości pilot jest informowany o bliskości jej przekroczenia niewielkim przesunięciem się mini-sterownicy ku tyłowi”.

Potwierdzając powyższe obserwacje, pilot Hugues Jurion rozwiął po tym samym locie trzy wątpliwości co do mini-sterownicy, które trażyły go wcześniej [9]:

- „Doświadczenie pokazuje, że przeciętny pilot przyzwyczaja się do sterowania lewą lub prawą ręką i że w tym aspekcie położenie mini-sterownicy nie jest istotne (wojskowi piloci transportowi zamieniają się miejscami po każdym etapie);

- Przypadkowe gwałtowne zadziaływanie na mini-sterownicę (uderzenie) nie powoduje groźniejszych skutków niż takie samo zadziaływanie na sterownicę klasyczną. Mielśmy przykład: samolot drgnął, chwila i wszystko.

- Pilot może doskonale wykorzystać lewą lub prawą rękę, w zależności od tego, którą steruje, do wykonania czynności w danym przypadku pilniejszej, jak np. założenie maski tlenowej, ponieważ system CDVE „z natury” przeciwstawia się niezamierzonym zmianom kursu i położenia (...).”

Jest to niejako odpowiedź na pewne zarzuty i propozycje. Do mini-sterownicy niezwykle krytycznie ustosunkował się np. pilot Air Inter i członek Komisji Technicznej SNPL (Związku Zawodowego Pilotów Liniowych) G. Camus. W liście do tygodnika *Air et Cosmos* [11] napisał wręcz: „Kabina pilotów A.320 sprawia wrażenie, że została pomyślana dla pilotów upośledzonych i należy oczekiwać wynalezienia pedałów sterowniczych dla inwalidów jednogonich...”. Swoje zdanie G. Camus uzasadniał właśnie tym, że klasyczna sterownica może być trzymana dowolną ręką, dlatego drugą można wykonywać inne czynności, np. wypełniać czy przeglądać dokumenty („Checklista”) itp. Zaproponował, aby mini-sterownice znajdowały się przed każdym z pilotów, pod tablicą przyrządów, a nie z boku; dla bezpieczeństwa zaś, w przypadku gwałtownego hamowania — aby były częściowo osłonięte wysokowytrzymałymi przezroczystymi kopułkami. Wypaczałoby to jednak ergonomiczną ideę mini-sterownic bocznych (naturalna pozycja pilota, spoczynkowa, z symetrycznym ułożeniem rąk), zaś możliwość wykonywania czynności jedną ręką — jak stwierdził to wyżej H. Jurion — istnieje. Zapewne dlatego krytyka i propozycja G. Camusa nie znalazły uznania — wręcz odwrotnie, Komisja Techniczna SNPL, kategorycznie odcięła się od jego opinii, uznając mini-sterownicę boczną za właściwe rozwiązanie.

Jednak nie tylko G. Gamus był jednym z niezadowolonych, jakkolwiek znalazł się w mniejszości. Po lotach pokazowych 23 pilotów odpowiedziało na ankietę zawierającą 42 pytania (łącznie 966), 758 odpowiedzi na nie (78,4%) wyrażało zadowolenie, 14,1% — niezadowolenie, a na 7,5% pytań nie uzyskano odpowiedzi [10].



## IAI-1125 Westwind Astra • Izrael •

### Odrzutowy samolot służbowy o dużym zasięgu

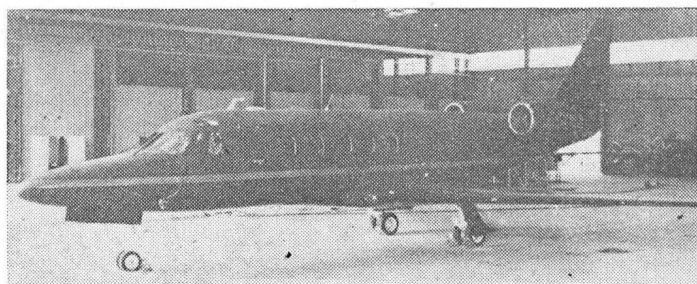
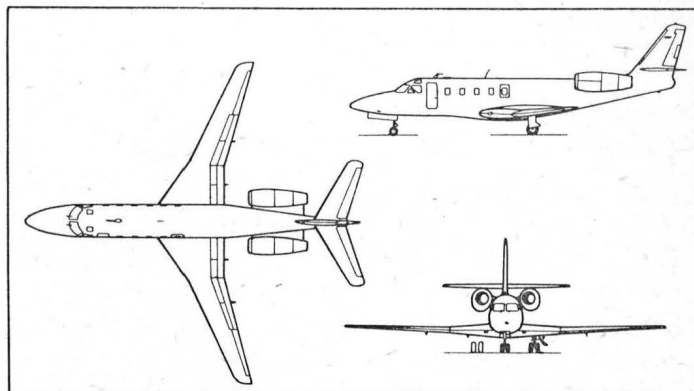
W marcu 1984 r. miały rozpocząć się próby w locie pierwszego prototypu samolotu służbowego Westwind Astra firmy Izrael Aircraft Industries, a w sierpniu miał być gotowy do prób drugi prototyp. Równocześnie z próbami w locie będą prowadzone na trzecim prototypie próby wytrzymałościowe, tak że w chwili uzyskania certyfikatu w sierpniu 1985 r. będzie wykonany jeden symulowany cykl eksploatacji samolotu. Prace nad samolotem Astra rozpoczęto w 1979 r., a do budowy prototypu przystąpiono w kwietniu 1982 r. Stanowi on dalszy etap rozwoju samolotu 1124 Westwind II, który z kolei jest modyfikacją wersji 1123 Westwind I (zastosowanie profilu „Sigma” i końcówek płata typu Winglet). Nowy samolot został zaopatrzone w skośny płat o dużym wydłużeniu, gdyż tylko w ten sposób możliwe było dalsze udoskonalenie aerodynamiczki płatowca. Liczba miejsc pasażerskich nie uległa zmianie, zwiększono natomiast komfort podróży i zastosowano bogatsze wyposażenie samolotu.

Nowy płat ma skos krawędzi natarcia części przykadłubowej 34° i części zewnętrznych 25° oraz wydłużenie 8,8:1. Obrabiane wręgi i płyty pokrycia są kulgowane w celu usunięcia naprężeń i uzyskania wymaganych krzywizn powierzchni. Krawędzie natarcia i klapy części przykadłubowej oraz lotki mają konstrukcję przekładkową z wypełniaczem Nomax i okładzinami z Kevlaru, a w przypadku lotek — z laminatu zbrojonego włóknem węglowym. Przejście skrzydło-kadłub wykonano z Kevlaru. Masa części z tworzyw wynosi 86 kg, tj. 4% struktury płatowca. Usterzenie i gondole silnikowe pozostały nie zmienione, natomiast wręgi kadłuba tak ukształtowano, aby zwiększyć pojemność kabiny bez zmiany wymiarów zewnętrznych: maksymalna wysokość kabiny zwiększyła się o 12,7 mm (do 1,70 m), a szerokość o 5 cm. W kabynie znajduje się sześć foteli — cztery w układzie klubowym i dwa zwrócone do przodu — oraz bufet i toaleta. Pomieszczenie za kabiną jest przeznaczone na bagaż i dwa dodatkowe zbiorniki paliwowe po 189 l. Do napędu zastosowano silniki Garrett TFE731-3B o ciągu startowym 1625 daN. Pojemność głównych zbiorników paliwowych wynosi 4860 l.

Samolot będzie certyfikowany zgodnie z FAR 25, FAR 36 i SFAR 27 i będzie spełniał wymagania dotyczące tolerancji na uszkodzenia. Pierwsze samoloty seryjne mają być dostarczone w październiku 1985 r. Cena samolotu wyniesie ok. 6 mln dol. (wg kursu z lipca 1983 r.).

#### Dane techniczne

Rozpiętość	16,05 m
Długość	16,94 m
Wysokość	5,53 m



Powierzchnia nośna	29,41 m <sup>2</sup>
Masa samolotu pustego	5747 kg
Maks. masa handlowa	1497 kg
Maks. masa paliwa	4205 kg
Maks. masa do startu	10 728 kg
Maks. masa do lądowania	9390 kg
Prędkość maks.	900 km/h
Maks. prędkość przelotowa	876 km/h
Prędkość przelotowa na długich trasach	788 km/h
Pułap praktyczny	13 716 m

Wymagana długość pasa	
do startu	1631 m
do lądowania	754 m

Zasięg z 5 pasażerami	
przy maks. prędkości przelotowej	4936 km
przy zmniejszonej prędkości przelotowej	6180 km

W.K.

#### Program zastosowania [5]

Mini-sterownica boczna i system sterowania CDVE zostaną zastosowane przede wszystkim w aerobusie A.320 (start przewidziany na początek 1987 r.) i następnie w samolocie komunikacji lokalnej Aérospatiale-Aeritalia ATR.XX (start przewidziany po 1986 r.; jest to powiększona wersja rozwojowa konstruowanego obecnie ATR.42). Przedtem jednak system elektryczny CDVE ma być częściowo zastąpiony włóknami optycznymi — w trzeciej fazie programu Epopée (1984÷1987 r.).

W następnym etapie przewiduje się zastosowanie mini-sterownicy i systemu sterowania w projektowanych obecnie aerobusach Airbus Industrie TA.9 i TA.11 (modułowe rozwiązanie serii A.300) oraz w przyszłym transportowym samolocie wojskowym.

Zdaniem producenta, należy spodziewać się upowszechnienia mini-sterownicy bocznej — jak oświadczył przedstawiciel Aérospatiale, Boeing jest w stanie wprowadzić podobne systemy w swoich samolotach.

#### LITERATURA

1. D. WOOD: Jaguar to fly by wire. *Interavia* (engl. dig.) 1981 nr 3, s. 260÷262.
2. P. GORSKI: „Leć po drucie”. *Skrydłata Polska*, 20÷27.11.1983 r., nr 47÷48, s. 8÷9.
3. J. MORISSET: MBB dresse un premier bilan du F-104G „CCV”. *Air et Cosmos*, 20.02.1982 r., nr 895, s. 26÷28, 64.
4. S. BROSELIN: Aérospatiale: commandes de vol électriques et minimanche pour l'A.320. *Aviation Magazine Int.* 1.12.1983 r., nr 863, s. 38÷39, 41.
5. J. MORISSET: A.320 commandes de vol électriques et minimanche. *Air et Cosmos* 12.11.1983 r., nr 975, s. 15÷17.
6. Commandes de vol électriques et minimanche. *Air et Cosmos* 24/31.12.1983 r., nr 981/982, s. 67.
7. J. MORISSET: Les essais en vol de l'Airbus avec une „minimanche”. *Air et Cosmos*, 24.09.1983 r., nr 968, s. 13 i 48.
8. S. BROSELIN: Démonstration en vol de l'A.300 à minimanche. *Aviation Magazine Int.* 15.01.1984 r., nr 866, s. 45÷47.
9. H. JURION: En vol sur A.300 équipé de CDVE et minimanche. *Air et Cosmos*, 24/31.12.1983 r., nr 981/982, s. 69÷71.
10. R. N. Reponse très favorable des pilotes. *Air et Cosmos*, 24/31.12.1983 r., nr 981/982, s. 71.
11. Minimanche: à gauche, à droite ou au milieu? *Air et Cosmos*, 26.11.1983 r., nr 977, s. 25.

# Silniki naddźwiękowych samolotów pasażerskich drugiej generacji (II)

Mgr inż. JERZY MICHAŁEK  
Instytut Lotnictwa

## Koncepcje napędu

Poszukiwania omówionego wcześniej kompromisu między wymaganiami lotu nad- i poddźwiękowego przy spełnieniu warunku poziomu hałasu leżącego poniżej wymagań amerykańskich przepisów FAR 36 stanowiły jeden z podstawowych problemów trzech programów badawczych: studiów prowadzonych przez firmę Rolls-Royce; programu badawczego o nazwie SCAR (Supersonic Cruise Aircraft Research), realizowanego na zlecenie NASA przez wiele amerykańskich firm lotniczych; programu badawczego związanego z projektem naddźwiękowego samolotu pasażerskiego drugiej generacji — McDonnell Douglas AST (Advanced Supersonic Transport). W ich ramach rozpatrywano wiele wariantów konwencjonalnych układów zespołu napędowego:

- silnik jednoprzepływowy bez dopalania i z tłumikiem hałasu,
- silnik dwuprzepływowy o bardzo małym stopniu dwuprzepływowości (rzędu 0,1),
- silnik dwuprzepływowy o małym stopniu dwuprzepływowości (rzędu 1,4),
- silnik dwuprzepływowy z dopalaniem w kanale zewnętrznym.

Rozpatrywano również bardzo wiele wariantów nowej koncepcji rozwiązania problemu napędu naddźwiękowego samolotu pasażerskiego, tj. silników o zmiennym obiegu termodynamicznym. O dużej liczbie możliwych układów przepływowych tego rodzaju silników świadczy fakt, że tylko dwie spośród pięciu firm badających ten problem w ramach programu SCAR — Pratt and Whitney oraz Boeing — przeanalizowały ponad 100 układów. Ostatecznie do dalszych badań wybrano tylko dwa:

— VCE (variable cycle engine — silnik o zmiennym obiegu) firmy General Electric, nazywany również silnikiem z podwójnym kanałem zewnętrznym (double bypass engine),

— VSCE (variable stream control engine — silnik o zmiennym sterowaniu przepływami) firmy Pratt and Whitney.

Oba te rozwiązania zostały wybrane do badań hamowniczych.

## Silniki konwencjonalne

W tej grupie propozycji można spotkać dwa rozwiązania problemu napędu naddźwiękowych samolotów pasażerskich: jedno, w którym dąży się do adaptacji zespołów silników już istniejących (np. Olympus lub GE-4) i drugie, w którym dąży się do zbudowania całkowicie nowego silnika. Rozwiązania pierwsze charakteryzują się stosunkowo krótkim czasem i stosunkowo niskimi kosztami opracowania nowego zespołu napędowego. Są to rozwiązania, które proponowano na początku lat siedemdziesiątych, kiedy liczone się z szybkim rozpoczęciem budowy naddźwiękowego samolotu pasażerskiego drugiej generacji. Poszukiwano w nich nie tyle wariantu optymalnego, co wystarczająco dobrego. Jedną z takich propozycji było zastosowanie silnika jednoprzepływowego bez dopalania. Silniki jednoprzepływowe z dopalaniem były stosowane w samolocie Concorde (dwuwałowy Olympus 593) oraz miały być stosowane w samolocie Boeing 2707 (jednowałowy GE-4). Silniki takie, dzięki zastosowaniu dopalania, mają w porównaniu z jednoprzepływowymi bez dopalania większy ciąg jednostkowy, mniejszą powierzchnię czołową i mniejszą masę. Mają one jednak większe zużycie paliwa oraz są bardziej hałaśliwe; przy czym stosowanie do nich tłumików hałasu jest utrudnione ze względu na wynikającą z pracy dopalacza wysoką temperaturę gazów wylotowych. Proponowany silnik jednoprzepływowy oparty byłby na silniku GE-4. Parametry jego obiegu byłyby optymalizowane dla prędkości lotu  $Ma = 2,2$ , z uwzględnieniem możliwości technicznych realizacji tego projektu w 1974 r. Ciąg tego silnika byłby większy o 8% od wymaganego do startu samolotu. Dzięki

temu silniki w czasie startu pracowałyby przy niższych parametrach czynnika roboczego i wytwarzałyby mniejszy hałas. Ponadto, aby sprostać przepisom FAR 36, miały one być wyposażone w tłumiki hałasu (rys. 3\*).

Inne propozycje dotyczyły wykorzystania zespołów silnika Olympus. Rozważano różne silniki dwuprzepływowe oparte na wytwornicy tego silnika. Miał to być początkowo silnik o bardzo małym stopniu dwuprzepływowości — 0,07 (oznaczony jako RR 20770), a potem o małym stopniu dwuprzepływowości (rzędu 1,7) z dopalaniem (rys. 6). Rozpatrywano również wariant z dopalaniem w kanale zewnętrznym. Wskazywano na korzystne cechy takiego wariantu: zwiększenie ciągu jednostkowego, a tym samym zmniejszenie wymiarów i masy silnika w porównaniu z silnikiem dwuprzepływowym bez dopalania, i mniejszy wzrost jednostkowego zużycia paliwa niż przy zastosowaniu dopalania w silniku jednoprzepływowym lub dwuprzepływowym z dopalaczem za strefą mieszania strumieni.

Również firmy General Electric i Pratt and Whitney zaproponowały silniki o bardzo małym stopniu dwuprzepływowości. Były to odpowiednio silniki GE-21/J10B3 oraz LBE435, których dane przedstawiono w tabl. 1\*). Z materiałów firmy General Electric wynika, że dla silnika o stopniu dwuprzepływowości 0,1 optymalny spręż wynosi 25, a temperatura gazów przed turbiną 1693 K (1420°C). Musi on mieć tłumik hałasu i ograniczoną, ze względu na hałas, prędkość wypływu gazów z dyszy.

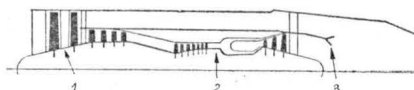
Zadne spośród przedstawionych rozwiązań konwencjonalnych nie wyszło poza fazę wstępnych studiów.

## Silniki o zmiennym obiegu

### Silnik VCE

Firma General Electric realizuje w tym silniku koncepcję dopasowania stopnia dwuprzepływowości do prędkości i wysokości lotu. Do badań hamowniczych wybrano silnik przedstawiony na rys. 7. Jest to wariant rozwiązania z podwójnym kanałem zewnętrznym oparty na wytwornicy silnika YJ101, używanego w prototypach samolotu YF-17. a którego rozwinięciem jest silnik F404 (do samolotów F/A-18 i F-20).

W omawianym silniku przyjęto charakterystyczny podział wentylatora na dwie sekcje: przednią 2, dwustopniową, napędzaną przez turbinę niskiego ciśnienia oraz tylną 4, jednostopniową, napędzaną wspólnie ze sprężarką przez turbinę wysokiego ciśnienia. Za każdą z tych sekcji znajdują się doprowadzenia 5 i 6 powietrza do kanału zewnętrznego. Doprowadzenia te sterowane są zaworem rodzaju pracy 3 oraz przednim zaworem sterującym 7. Z kanału zewnętrznego powietrze może być skierowane przez tylny zawór sterujący 11 do strefy mieszania przepływów znajdującej się w kanale wewnętrznym. Gdy końcowa część stożka centralnego dyszy wylotowej 13 jest wciągnięta, powietrze z kanału zewnętrznego przepływa przez żebra 12, wewnątrz stożka 13 i wypływa na zewnątrz przez utworzoną w tym stożku pierścieniową szczelinę.



Rys. 6. Wersja rozwojowa silnika Olympus [13]: 1 — nowy moduł niskiego ciśnienia, 2 — wytwornica silnika Olympus 593, 3 — dopalacz włączany tylko w czasie startu i lotu naddźwiękowego

Poza wymienionymi trzema zaworami 3, 7, 11 oraz ruchomą częścią stożka centralnego dyszy wylotowej 13 ważną rolę w dopasowaniu parametrów obiegu termodynamicznego silnika do prędkości i wysokości lotu spełniają następujące elementy: przestawialna kierownica wlotowa 1 przedniej sekcji wentylatora, przestawialna kierownica

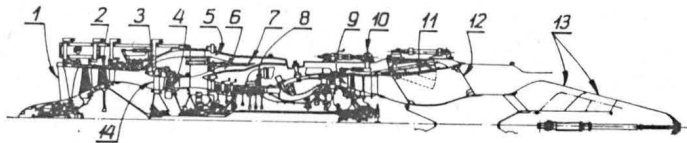
\*) Patrz cz. I art., TLiA nr 8/84.



wlotowa 14 tylnej sekcji wentylatora oraz przestawialna kierownica wlotowa 9 turbiny niskiego ciśnienia. Każdy z nich ma do spełnienia określoną rolę.

Zawór rodzaju pracy 3 stanowi główny element sterowania stopniem dwuprzepływowości. Jest on swego rodzaju tulejowym zaworem suwakowym, który decyduje o natężeniu przepływu powietrza upuszczanego do kanału zewnętrznego zza przedniej sekcji wentylatora. Stopień jego otwarcia zależy od prędkości lotu; w czasie lotu naddźwiękowego, kiedy stopień dwuprzepływowości powinien być najmniejszy, zawór ten jest zamknięty; w czasie startu, kiedy stopień dwuprzepływowości powinien być największy, zawór ten jest w pełni otwarty.

Przedni zawór sterujący 7, o konstrukcji podobnej do zaworu rodzaju pracy 3, steruje natężeniem przepływu powietrza upuszczanego do kanału zewnętrznego zza tylnej sekcji wentylatora. Zawór ten jest ustawiany w takim położeniu, aby zapewnić żadaną różnicę ciśnień pomiędzy przepustami powietrza zza przedniej i tylnej części wentylatora. Dopiero przy pełnym zamknięciu zaworu rodzaju pracy 3 zawór sterujący 7 ma bezpośredni wpływ na stopień dwuprzepływowości silnika. Dzieje się tak podczas lotu naddźwiękowego, gdy stopień dwuprzepływowości silnika jest rzędu 1,4.

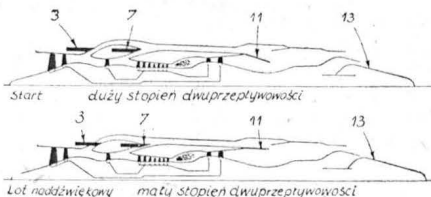


Rys. 7. Przekrój podłużny silnika VCE firmy General Electric oparty na wytworzyci silnika YJ101 [13]: 1 — przestawialna kierownica wlotowa, 2 — dwustopniowa przednia sekcja wentylatora, 3 — zawór rodzaju pracy, 4 — tylna jednostopniowa sekcja wentylatora, 5 — zewnętrzny kanał obejściowy, 6 — wewnętrzny kanał obejściowy, 7 — przedni zawór sterujący, 8 — wytworznica silnika YJ101, 9 — przestawialna kierownica wlotowa turbiny niskiego ciśnienia, 10 — siłownik przestawialnej kierownicy wlotowej niskiego ciśnienia, 11 — tylny zawór sterujący, 12 — żebra mocujące stożek centralny dyszy wylotowej, 13 — stożek centralny dyszy wylotowej, 14 — przestawialna kierownica wlotowa tylnej sekcji wentylatora

Tylny zawór sterujący 11 jest szybko działającym elementem sterującym wypływem powietrza z kanału zewnętrznego do strefy mieszania kanału wewnętrznego. Stanowią go uchylne kłapy rozmieszczone na obwodzie zewnętrznej ściany wewnętrznego kanału przepływowego silnika. Uchylenie tych kłap otwiera drogę, którą powietrze z kanału zewnętrznego wpływa do kanału wewnętrznego. Konieczność stosowania tego zaworu wynika z potrzeby uzyskania właściwych proporcji ciśnień w strefie mieszania, a także z przyjętej koncepcji tłumienia hałasu. W tym rozwiązaniu powietrze z kanału zewnętrznego płynie dwiema drogami: przy włączonym tłumieniu większa część wpływa przez szczelinę w stożku centralnym dyszy 13, a mniejsza część przez zawór 11 do strefy mieszania; przy wyłączonym tłumieniu powietrze przepływa tylko przez zawór 11 do strefy mieszania. Obniżenie poziomu hałasu następuje w wyniku zastosowania omówionego w cz. I art. odwróconego profilu prędkości w strumieniu gazów wylotowych. Ponadto przewiduje się, że istnienie tylnego zaworu sterującego pozwoli na znacznie lepsze sterowanie biegiem jałowym silnika oraz na uniknięcie niestatecznej pracy na dużych wysokościach przy małych prędkościach lotu.

Przestawialna kierownica wlotowa 14 tylnej sekcji wentylatora, oprócz zwykłej funkcji zapobiegania niestatecznej pracy, jest wykorzystywana do dodatkowego rozszerzenia zakresu możliwych zmian stopnia dwuprzepływowości (np. w warunkach startowych jest ona ustawiona tak, by zmniejszyć natężenie przepływu powietrza przez kanał wewnętrzny).

Przestawialna kierownica wlotowa 9 turbiny niskiego ciśnienia pozwala na regulowanie w szerokim zakresie stosunku pracy uzyskiwanej z turbiny wysokiego ciśnienia



Rys. 8. Schemat działania silnika VCE [13]. Oznaczenia jak na rys. 7

do pracy turbiny niskiego ciśnienia. W czasie startu i lotu poddźwiękowego praca dostarczana do napędu przedniej sekcji wentylatora powinna być odpowiednio duża mimo zmniejszonego natężenia przepływu czynnika przez turbinę niskiego ciśnienia. Natężenie przepływu powietrza przez tylną sekcję wentylatora i sprężarkę jest wówczas niewielkie (ze względu na duży stopień dwuprzepływowości) i praca do napędu tego zespołu, wytwarzana w turbinie wysokiego ciśnienia, jest stosunkowo mała. W czasie lotu naddźwiękowego proporcje te odwracają się: ze względu na mały stopień dwuprzepływowości praca (ściślej — praca z jednostki masy czynnika) uzyskiwana w turbinie niskiego ciśnienia powinna być relatywnie mała, a w turbinie wysokiego ciśnienia — duża.

Konfigurację silnika w przypadku dwóch skrajnych rodzajów pracy, w czasie startu i lotu naddźwiękowego, przedstawia rys. 8. W czasie startu konfiguracja silnika jest następująca:

- zawór rodzaju pracy 3 jest otwarty,
- przedni zawór sterujący 7 jest otwarty, przy czym znajduje się on w takim położeniu, aby zapewnić równowagę ciśnień w obu kanałach zewnętrznych,
- tylny zawór sterujący 11 jest otwarty,
- końcowa część stożka centralnego dyszy wylotowej jest wciągnięta.

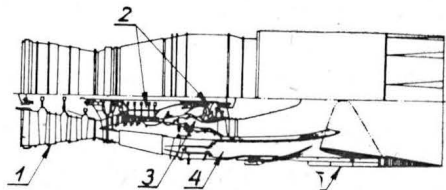
Natomiast w czasie lotu naddźwiękowego:

- zawór rodzaju pracy 3 jest zamknięty,
- przedni zawór sterujący 7 jest częściowo otwarty,
- tylny zawór sterujący 11 jest przymknięty,
- końcowa część stożka centralnego dyszy wylotowej jest wysunięta.

Należałoby dodać, że dawniej rozpatrywano wersje tego silnika o mniejszym nominalnym stopniu dwuprzepływowości i z dopalaczem (np. wersja GE-21/J11B16 — patrz tabl. 2).

#### Silnik VSCE

Jest to silnik firmy Pratt and Whitney zachowujący układ przepływowo konwencjonalnego silnika dwuprzepływowego, wyposażony w dopalacz w kanale zewnętrznym i w rozdzielone, koncentryczne dysze wylotowe obu kanałów (rys. 9). Koncepcja dostosowania obiegu termody-

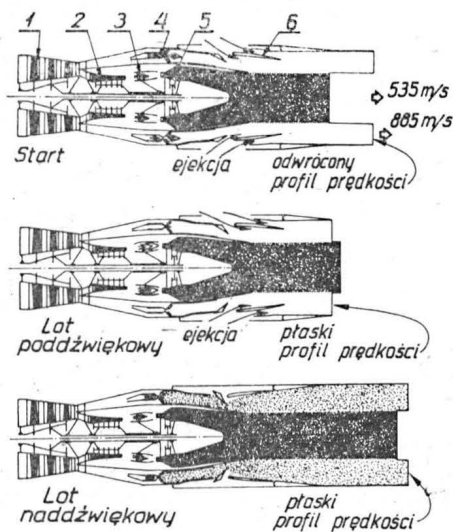


Rys. 9. Silnik VSCE firmy Pratt and Whitney [5]: 1 — wentylator z przestawialnymi kierownicami, 2 — zespół wirujący wysokiego ciśnienia, 3 — komora spalania kanału wewnętrznego, 4 — komora spalania kanału zewnętrznego (dopalacz), 5 — dysza wylotowa z odwracaczem ciągu

namicznego tego silnika do wymagań związanych z różnymi wysokościami i prędkościami lotu polega na niezależnym sterowaniu parametrami przepływu w obu jego kanałach. Odbyna się to przez odpowiednie dozowanie paliwa dostarczanego do komory spalania 3 w kanale wewnętrznym oraz do dopalacza 4, który w tym przypadku może być uważany za komorę spalania kanału zewnętrznego. Dla uzyskania właściwych warunków regulacji w całym zakresie pracy silnika dopalacz 4 został podzielony na trzy stopnie, przy czym dopływ paliwa do nich jest sterowany niezależnie. Sterowanie przepływem paliwa jest uzupełnione przestawianiem wszystkich kierownic wentylatora 1 i sprężarki oraz zmianą przekroju obu dysz wylotowych.

Podstawowe rodzaje pracy silnika ilustruje rys. 10. W czasie startu i wznoszenia do uzyskania wystarczającego dużego ciągu założono użycie dopalacza. Dla skompensowania związanego z tym wzrostu hałasu zastosowano odwrócony profil prędkości strumienia gazów wylotowych oraz ejective powietrza z otoczenia silnika. Odwrócony profil prędkości uzyskuje się ograniczając parametry pracy kanału wewnętrznego (temperaturę gazów przed turbiną i prędkość obrotową wytworzyci) oraz stosując maksymalne dopalanie w kanale zewnętrznym. Prędkość wypływu gazów z dyszy kanału zewnętrznego jest wówczas o 50÷70% większa niż z kanału wewnętrznego. W czasie przelotu poddźwiękowego dopalanie jest wyłączone i silnik staje się zwykłym silnikiem dwuprzepływowym o małym stopniu dwuprzepływowości. W czasie lotu naddźwiękowego,

dzięki zwiększeniu ilości paliwa doprowadzanego do komory spalania kanału wewnętrznego, wzrasta temperatura przed turbiną i prędkość obrotowa wytworknicy i wentylatora, przy czym wskutek odpowiedniego ustawienia kierownic wentylatora i sprężarki następuje większy wzrost natężenia przepływu powietrza przez kanał wewnętrzny niż przez kanał zewnętrzny. W rezultacie stopień dwu-

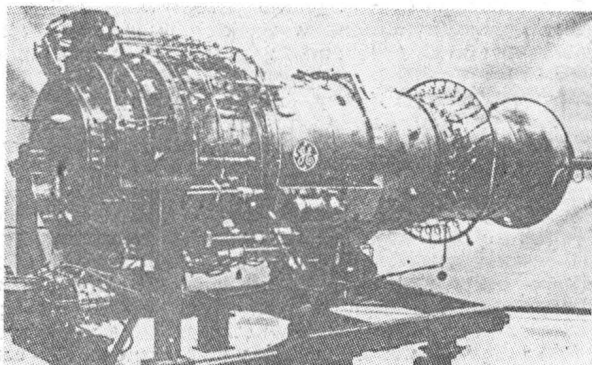


Rys. 10. Schemat działania silnika VSCE [5]: 1 — wentylator z przestawialnymi kierownicami, 2 — sprężarka z przestawialnymi kierownicami, 3 — komora spalania kanału wewnętrznego, 4 — komora spalania kanału zewnętrznego (dopalacz), 5 — turbina, 6 — odwracacz ciągu

przepliwności maleje i rośnie ciąg kanału wewnętrznego. Ponieważ jednak ciąg uzyskany bez dopalania jest zbyt mały, zostaje włączony dopalacz, lecz pracuje on przy niższych parametrach niż w czasie startu.

#### Badania silników

Badania prototypu silnika VCE firmy General Electric są bardziej zaawansowane niż prace nad silnikiem VSCE firmy Pratt and Whitney. Rys. 11 przedstawia prototyp silnika VCE bez przedniej sekcji wentylatora, a rys. 12 — kompletny prototyp. Podczas pierwszych prób tego prototypu na hamowni, przeprowadzonych na przełomie 1981 i 1982 r., stwierdzono zgodne z przewidywaniami działanie silnika, prawidłowe przechodzenie ze stanu z zamkniętym zaworem rodzaju pracy do stanu z zaworem otwartym oraz poprawne działanie przestawialnych kierownic turbiny niskiego ciśnienia. Zaobserwowano również, że zmiana stopnia dwuprzepływowości, przy ok. 50% ciągu nominalnego, od małego do dużego powoduje spadek jednostkowego zużycia paliwa o 8% i wzrost masowego natężenia przepływu powietrza przez silnik o 20%. Ponadto stwierdzono, że istnieje możliwość zmiany masowego natężenia przepływu powietrza przy małych stopniach dwuprzepływowości w granicach 45%, co znacznie ułatwiłoby współpracę wlotu powietrza z silnikiem. Na podstawie tych wstępnych badań oceniono, że dalsze prace powinny się koncentrować na podwyższeniu temperatury przed turbiną. Poza tym wskazany byłby powrót do rozpatrywanej dawniej wersji z trzystopniową przednią sekcją wentylatora, co pozwoliłoby na poprawienie osiągniętych w locie poddźwiękowym. Przedstawiciele firmy General Electric oceniają, że mimo iż silnik okazał się skomplikowany i dość ciężki,



Rys. 11. Silnik VCE zmontowany bez przedniej sekcji wentylatora, przeznaczony do prób tylnej sekcji wentylatora, przedniego zaworu sterującego i zaworu rodzaju pracy [13]

warto jednak wiązać z nim nadzieję na rozwiązanie problemu napędu naddźwiękowych samolotów pasażerskich.

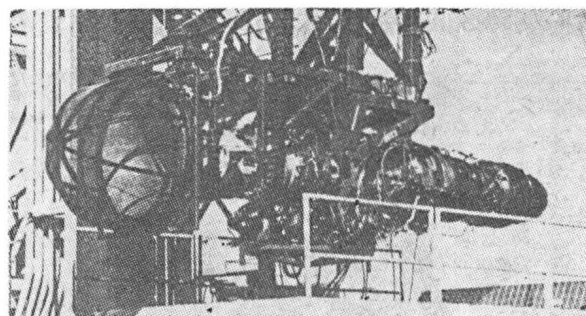
Wg informacji z początku 1982 r. firma Pratt and Whitney wypróbowała działanie dwóch elementów prototypu silnika VSCE: dopalacza kanału zewnętrznego i koncentrycznej dyszy wylotowej, przy czym do badań został użyty silnik F100.

#### Perspektywy rozwoju silników nowej generacji

Niezależnie od opanowania problemów związanych ze zmiennością obiegu, dalszy rozwój zespołów napędowych naddźwiękowych samolotów pasażerskich łączy się z możliwością podwyższenia temperatury przed turbiną i zwiększenia sprężu silnika. Są to podstawowe czynniki mające wpływ na rozmiary i masę silników. W tym zakresie postęp wiąże się nierozdzielnie z opracowaniem nowych materiałów i technologii (temperatura przed turbiną) oraz rozwojem teorii maszyn wirnikowych (spręż i sprawność). Obecnie najszybszy wzrost tych parametrów dokonuje się w silnikach o dużym stopniu dwuprzepływowości do poddźwiękowych samolotów pasażerskich oraz w silnikach do naddźwiękowych samolotów bojowych.

Innym aspektem rozwoju zespołów napędowych naddźwiękowych samolotów pasażerskich jest opanowanie techniki elektronicznych cyfrowych układów regulacji o pełnym zakresie sterowania. Układy takie, nazywane w literaturze anglojęzycznej FADEC (full authority digital electronic control) są obecnie opracowywane przez bardzo wiele firm. Będą one stosowane w różnych silnikach od najmniejszych (Turbomeca TM319) po największe (Pratt and Whitney PW2037 i PW4000). W przypadku silników o zmiennym cyklu używanie układów regulacji typu FADEC jest konieczne ze względu na stosowanie w nich dużej liczby elementów przestawialnych i skomplikowanych programów regulacji. W przypadku silnika VCE układ regulacji steruje dziewięcioma elementami wykonawczymi oraz zapłonem, uwzględniając przy tym sygnały z dziesięciu czujników mierzących prędkości obrotowe, ciśnienia i temperatury oraz sygnały z dziesięciu czujników położenia przestawialnych elementów silnika.

Układ regulacji silnika VSCE steruje siedemnastoma elementami przestawialnymi zespołu napędowego (w tym czterema należącymi do wlotu naddźwiękowego), uwzględniając przy tym sygnały z dwudziestu czujników. Zastosowanie w takich przypadkach tradycyjnych, hydromechanicznych układów regulacji jest możliwe (układ taki zastosowano w prototypie silnika VCE), ale byłyby one bardzo skomplikowane i w konsekwencji zawodne, ciężkie i drogie. Elektroniczne cyfrowe układy regulacji o pełnym zakresie sterowania są przy tak złożonych zadaniach zdecydowanie lepsze, ponadto mogą one być łatwo włą-



Rys. 12. Silnik VCE podczas prób [13]

czone do ewentualnego zintegrowanego cyfrowego układu sterowania samolotem i silnikiem.

Wydaje się, że niezbyt odległa jest chwila, kiedy postęp uzyskany w rozwiązywaniu opisanych problemów będzie wystarczający do zaprojektowania docelowego zespołu napędowego do naddźwiękowych samolotów pasażerskich drugiej generacji. Jednak potencjalna możliwość opanowania trudnych zagadnień technicznych związanych z opracowaniem zarówno silnika, jak i samolotu nie jest wystarczającym warunkiem decyzji zainwestowania środków w takie przedsięwzięcie. Czynnikiem równie ważnym są przesłanki ekonomiczne; one właśnie mogą spowodować przesunięcie w dalszą przyszłość powstania naddźwiękowego samolotu pasażerskiego. Nie musi to oznaczać takiego samego losu dla omawianej grupy silników, mogą one bowiem znaleźć zastosowanie w naddźwiękowych bombowcach strategicznych i w samolotach myśliwsko-bombowych.

Uwaga: literaturę zamieściliśmy w cz. I art., TLiA, nr 8/84.



## ANGIELSKIE CZASOWNIKI I ZWROTY LOTNICZE (IV)

- 1 — zmieniać kąt drogi
- 2 — znajdować się na (właściwym) kącie drogi, lecieć na (w.) k. d.
- 3 — wejść na (właściwy) kąt d.
- 4 — utrzymywać k. d.
- 5 — nanosić k. d. na mapę
- 6 — poruszać się po (właściwym) kącie d.
- 7 — zmieniać kąt d. na przeciwny
- 8 — ustalić k. d.
- 9 — wchodzić na (właściwy) k. d.
- 10 — odchylić się od kąta drogi
- 11 — przykrywać, zakrywać
- 12 — latać na osłone, ostatecznie z powietrza
- 13 — lecieć z uprzedzeniem zniżenia
- 14 — (pot.) rozbić samolot; rozbić się przy awarii
- 15 — podnosić dzwignię
- 16 — przekręcać (wał silnika)
- 17 — wypuszczać się; wychodzić (o podwoziu)
- 18 — zniszczyć (się), rozbić (się); rozbijać (się); ulec awarii
- 19 — rozbić się przy utracie sterowności
- 20 — r. przy lądowaniu z niedoładem
- 21 — uniknąć obrażeń przy awarii samolotu
- 22 — wylądować awaryjnie (z rozbiciem), rozbić się przy lądowaniu
- 23 — zawiesić loty
- 24 — przecinać, krzyżować się
- 25 — wykonywać kontrolę porównawczą (np. wskazań kilku przyrządów)
- 26 — włączać zasilanie poprzeczne (paliwem)
- 27 — porównywać, zestawiać (np. wskazania kilku przyrządów)
- 28 — pokonywać boczny wiatr
- 29 — ustawiać się pod wiatr boczny; zakręcać pod wiatr (samoczynnie)
- 30 — wykonywać przelot; lecieć z prędkością przelotową
- 31 — wznosić się w przelocie
- 32 — wyciągnąć zastonkę (na twarz, w fotelu wyrzucanym)
- 33 — zakręcać
- 34 — przecinać, odcinać; wyłączać; odłączać
- 35 — cofać dzwignię gazu
- 36 — włączać; uruchamiać; wprowadzać
- 37 — odłączać (się); wyłączać
- 38 — oddać (do przodu) drążek śmigłowca (dzwignię sterowania okresowego)
- 39 — uszkadzać
- 40 — tłumić (drżania); amortyzować; uspokajać (się); zanikać, słabnąć (o sygnale); nawilżać
- 41 — (wy)tłumić; gasić drżania; pochłaniać (uderzenie)
- 42 — zestawiać dane
- 43 — przekazywać (zapisane) dane na ziemię
- 44 — zabezpieczać zapis (magnetyczny) przed skasowaniem
- 45 — przynosić dane z modelu na rzeczywisty samolot
- 46 — zapisywać dane na taśmie (magnetycznej)
- 47 — odłączyć układ przekazywania danych
- 48 — amortyzować; zagłuszać; osłabiać
- 49 — (pot.) pilotować lub lądować z niepracującym silnikiem
- 50 — zmniejszać ciśnienie ładowania silnika; (el.) ograniczać napięcie; zwalniać, hamować
- 51 — spadać, zmniejszać się (o prędkości)
- 52 — zwalniać hamować; zmniejszać obroty silnika; podlegać ujemnemu przyspieszeniu (podłużnemu)
- 53 — pokrywać, zakrywać
- 54 — wykonywać przelot na minimalnej wysokości
- 55 — (pot.) nurkować do ziemi
- 56 — zniżać się do minimalnej wysokości
- 57 — startować z pokładu (okrętu)
- 58 — rozsprzęgać, rozłączać, wyłączać sprzęgło
- 59 — wykonywać zakręt na kierunku drogi startowej; kasować kąt uprzedzenia zniżenia
- 60 — zmniejszać (się)
- 61 — odłączyć napięcie; wyłączać, odłączać (el.)
- 62 — odchylić (się); odkształcać (się), ugiąć (się), krzywić (się)
- 63 — odładować, usuwać obciążenie
- 64 — wymagać; potrzebować; wywoływać (np. przez radio); polecać
- 65 — rozłączać (złącze)
- 66 — wykonywać loty pokazowe
- 67 — schodzić z orbity
- 68 — odlatywać, wyruszać; odchylić się (od żadanego kierunku); zwałać się (o samolocie), tracić stateczność i sterowność
- 69 — (pot.) tonąć
- 70 — zapobiegać zwałeniu się samolotu
- 71 — sprzyjać z. się s.
- 72 — przygotowywać (się) do odlotu
- 73 — obniżać moc (lub ciąg)
- 74 — zniżać się, schodzić
- 75 — kontrolować zniżanie; regulować prędkość zniżania; zmniejszać p. z.
- 76 — zezwalać na zniżanie
- 77 — sterować opadaniem na spadochronie
- 78 — utrzymywać zniżanie do momentu przyziemienia
- 79 — projektować, obliczać, konstruować
- 80 — przeznaczając (dla)
- 81 — (pit.) wykonywać czynności administracyjne (o pilocie)
- 82 — zwalniać obrót; przerwać o.
- 83 — przybyć do miejsca przeznaczenia
- 84 — kontynuować lot do m. p.
- 85 — poprawiać odchylenie (np. od kursu)
- 86 — wywoływać odchylenie
- 87 — opuszczać (się), spadać; zmniejszać (się); zanurzać (się)
- 88 — rozładowywać; wylądowywać; wypuszczać; wyciekać; odciążać; wysadzać (pasażerów)
- 89 — odłączać, rozłączać
- 90 — powracać z orbity
- 91 — wskazywać, przedstawiać
- 92 — nurkować
- 93 — wprowadzać w nurkowanie
- 94 — wyprowadzać z nurkowania
- 95 — wzrastać aperiodycznie; wykonywać ruch niestacyczny; odchylić się (od żadanego kierunku); rozszerzać się (o kanale); narastać (o drżaniach)
- 96 — kierować (samolot) na inne lotnisko; odchylić się od planowanej trasy; odejść na inne lotnisko; odprowadzać (strumień gazów); rozpraszać (tważę)
- 97 — obchodzić (w locie)
- 98 — zawieszać (kogoś) w lotach; zawieszać loty (eksploatacje); pogarszać się (o pogodzie)
- 99 — zmniejszać się (np. o ciężarze); być wypuszczanym (np. o kłapach)
- 100 — kontynuować lot z wiatrem (przeciwnie do kierunku lądowania)
- 101 — lądować z wiatrem
- 102 — wykonywać drugi zakręt (na kurs „z wiatrem”)

## ENGLISH AVIATION VERBS AND PHRASES (IV)

- 1 — alter course
- 2 — be on c.; fly on c.
- 3 — get on c.
- 4 — maintain c.
- 5 — plot c.
- 6 — proceed on c.
- 7 — reverse c.
- 8 — set c.
- 9 — take c.
- 10 — turn off c.; veer off c.
- 11 — cover
- 12 — fly c.
- 13 — crab
- 14 — crack up
- 15 — crane
- 16 — crank
- 17 — c. down
- 18 — crash
- 19 — c. out of control
- 20 — c. short
- 21 — walk away from an airplane c.
- 22 — crash-land
- 23 — ground the crews
- 24 — cross
- 25 — cross-check
- 26 — (select the) crossfeed
- 27 — cross-relate
- 28 — handle the crosswind
- 29 — weathervane in the c.
- 30 — cruise
- 31 — cruise-climb
- 32 — pull the curtain
- 33 — curve in
- 34 — cut
- 35 — c. back
- 36 — c. in
- 37 — c. out
- 38 — move the cyclic forward, push the c. f., use f. c.
- 39 — damage
- 40 — damp
- 41 — damp out
- 42 — correlate the data
- 43 — dump d. to ground
- 44 — keep the data from being erased
- 45 — project d. to a full scale aircraft
- 46 — tape the d.
- 47 — turn d. off
- 48 — deaden
- 49 — dead-stick
- 50 — deboost
- 51 — decay
- 52 — decelerate
- 53 — deck
- 54 — cruise on (the) d., fly on the d.
- 55 — dive toward the d.
- 56 — drop down on the d., go down on the d., hit the d.
- 57 — take off the d.
- 58 — declutch
- 59 — decrab
- 60 — decrease
- 61 — deenergize
- 62 — deflect
- 63 — deice
- 64 — demand
- 65 — demate
- 66 — fly the demonstrations
- 67 — deorbit
- 68 — depart
- 69 — d. for the deep six
- 70 — prevent departure
- 71 — promote d.
- 72 — turn around for a d.
- 73 — de-rate, derate
- 74 — descend
- 75 — check the descent
- 76 — clear for descent
- 77 — handle the parachute descent
- 78 — maintain the d. until contact
- 79 — design
- 80 — d. to...
- 81 — fly a desk
- 82 — de-spin
- 83 — arrive over the destination,
- 84 — continue to the d.
- 85 — correct (the) deviation
- 86 — produce (the) d.
- 87 — dip
- 88 — discharge
- 89 — disconnect, disengage
- 90 — disorbit
- 91 — display
- 92 — dive
- 93 — go into a d., put into a d., turn into a d.
- 94 — recover from a d.
- 95 — diverge
- 96 — divert
- 97 — d. around
- 98 — down
- 99 — be d.
- 100 — continue downwind
- 101 — land d.
- 102 — turn d.
- 103 — drain
- 104 — draw
- 105 — drift
- 106 — d. down
- 107 — d. off
- 108 — correct the d.
- 109 — kill d.
- 110 — take a d.
- 111 — drill
- 103 — zlewać, spuszczać; opróżniać
- 104 — kreślić, rysować; wyciągać
- 105 — podlegać znoszeniu; znosić; dryfować (na wodzie)
- 106 — zniżać się w locie po trasie
- 107 — znosić (o wietrze); podlegać precesji (o giroskopie); dryfować
- 108 — przeciwdziałać znoszeniu
- 109 — (pot.) usuwać znoszenie
- 110 — odliczać kąt zniżenia; mierzyć znoszenie
- 111 — trenować, opanowywać; wiercić

O książce „Polska myśl techniczna w lotnictwie 1919-1939 i 1945-1965” (w uzupełnieniu notatki w TLiA 4/1983)

Po zapoznaniu się z kolejnym tomikiem „Biblioteczki Skrzydlatej Polski” nr 21 pt. „Polska myśl techniczna w lotnictwie 1919-1939 i 1945-1965” pióra Tadeusza Sołtyka, skłonny byłbym traktować broszurę jako fragment wspomnień autora czy coś w rodzaju pamiętnika. Pewnie więc zawarł tam sformułowania, oceny czy nasświetlenia nie wywierały na mnie większego wrażenia, albowiem dla tego gatunku piśmienniczego istnieje z góry przyjęte założenie subiektywizmu, co nakazuje odbiorcy ostrożność w przyjmowaniu prezentowanych tez i wniosków. Dziwi mnie tylko liczba oczywistych błędów w tekście (pod tym względem książka stanowi swoisty rekord) mimo dwóch opiniodawców, specjalistów lotniczych. Uważam, że niedbalstwo ze strony redaktorów książki w tym wypadku wyrządziło nieco szkody autorowi. Nikt nie jest nieomylny, ale dezynwoltura, roztargnienie, przeinaczanie znanych i łatwych do sprawdzenia faktów nie powinny przekraczać pewnej normy...

W czasie lektury książki nasuwało mi się ciągle spostrzeżenie, jak bardzo daleki jest dla polskiej mentalności zwyczajny obiektywizm. Może jednak miał rację Fiodor Dostojewski, pisząc o „chorobliwej miłości własnej Polaków”?

Autor „Polskiej myśli...” jest absolutnie bezkrytyczny w opisie rzeczywistości polskiego przemysłu lotniczego okresu międzywojennego i jego osiągnięć. Warunki rozwoju i stan przemysłu lotniczego w Polsce okresu międzywojennego przedstawiało już w sposób pogłębiony, rzeczowy i nie pozbawiony uzasadnionego spojrzenia krytycznego wielu historyków i publicystów tak w kraju, jak i poza jego granicami, lecz nawet przedwojennych twórców lotniczych w nowych latach, w odróżnieniu od autora, cechowała w wypowiedziach i osądach nieprzesadna skromność, godna najwyższych pochwał. Trzeba bowiem stosować inny dobór ocen naszych osiągnięć, uwzględniając warunki panujące w odbudowywanym po wieloletniej niewoli kraju, zrujnowanym, bez tradycji technicznych i zaplecza.

Książka zawiera zbyt wiele błędów, które obniżają wartość dzieła w sposób znaczący. I tak:

— Kazimierz Kubala i Ludwik Idzikowski próbowali dwukrotnie dokonać przelotu nad Atlantyką z Europy do Ameryki na samolocie SECM Amiot 123 BN3, a nie na Latecoere (s. 91)

— Trudno uznać za słuszne twierdzenie autora, lokujące samolot Karas w grupie „szczytowych polskich konstrukcji”, skoro uchodzi on za konstrukcję przestarzałą; być może podwozie miało on należycie oprofilowane, ale uniemożliwiało ono eksploatację samolotu z chociażby trochę zawłoczonymi lotniskami.

— Samolotu Zubr wstydził się już przed wojną; najpierw z jego powodu uwikłano się w konflikt z władzami sojuszniczej Rumunii, bowiem rumuńskich lotników obciążono odpowiedzialnością za rozsypanie się w locie tego latającego stwora, następnie odesłano go (kilkaście egz.) do szkolenia; był eksploatowany bez możliwości schowania podwozia (I), co za przykładem pozytywnym myśli technicznej uznaje się nie może.

— Bezskrytycznie odnosi się autor do założeń projektowych Wilka, chociaż można było mieć wątpliwości co do nadmiernego optymizmu projektantów chcących uzyskać samolot o dużej prędkości (ponad 500 km/h) z tak słabymi silnikami, w dodatku dopiero konstruowanymi! (s. 49). Podobnie rzecz się przedstawia z samolotem Jastrząb, który na pewno nie był ani „mały”, ani „zwarty”.

— Historia nowoczesnego myśliwskiego dolnołopata jest w ogóle sprawą nieco dziwną. Trudno wytłumaczyć, dlaczego potrafił poradzić sobie z tym zagadnieniem

przemysł i konstruktorzy zawsze przez naszych techników nonszalancko traktowanej Rumunii, tworząc z bogatym wykorzystaniem elementów produkowanego na polskiej licencji samolotu nader udany typ myśliwca IAR 80. Zapewne nie tracili czasu na oczekiwanie na dostawy podzespołów, jak to miało miejsce z Jastrzębiem, pół roku stojącym na kobykach w hali zakładów PZL. Czy nie należało oblatywać samolotu nawet z prowizorycznym podwoziem stałym?

— Znacznie wyższego niż autor inżynierskiego „pomyślniku” dopatryli się specjaliści zagraniczni w konstrukcji polskiego samolotu Wyżeł, zachwycając się (na Salonie Paryskim w 1938 r.) jego prostą, lekką i bardzo taną konstrukcją drewnianą. Widzieli w nim, po wzmocnieniu i przeróbkach, doskonały samolot niszczycielski, szturmowy, o posiadaniu którego wówczas dużo się mówiło. Czy nie nasuwają się tu reminiscencje z innego „drewnianego cudu”, jakim stał się później Mosquito?

— Autor we wstępie przyznaje, że z szybowcem „nigdy nie miał nic do czynienia”, mjr. Peterka (Edwarda) czyni więc na s. 59 konstruktorem silników lotniczych. W rzeczywistości był on komendantem Wojskowego Ośrodka Szybowcowego w Ustianowej, konstruktorem silników lotniczych był natomiast inż. Franciszek Peter, pracujący najpierw w firmie Autoremont, później w PZInż i Avii. Ciąg najsilniejszego z jego silników nie przekraczał 100 KM, a nie 150 kW!

— Trudno też uznać za wiarygodne twierdzenie autora, że silniki inż. Beikowskiego „dorównywały światowej czołówce”, skoro żaden z nich nie doczekał się nie tylko produkcji seryjnej, ale nawet ostatecznego montażu. Nie należy przyjmować życzeń, nawet tych najgorętszych, za rzeczywistość!

— W rozdziale poświęconym technologii (s. 59-62) brakuje informacji, że nity do nitowania z jednostronnym dostępem patentowało co najmniej kilkanaście wytwórni lotniczych, jak Junkers, Goodrich, Chobert czy Liore-Olivier.

— Nawet młodociany czytelnik, a do niego trafia znaczna część nakładu „Biblioteczki Skrzydlatej Polski”, ma prawo wiedzieć, jak prezentowana przez autora polska myśl techniczna przedstawia się na tle osiągnięć innych krajów. Porównywanie jednak, jak to czyni autor (s. 64, 65), osiągnięć znajdujących się w eksploatacji samolotów obcych z polskimi prototypami lub nawet projektami we wstępnej fazie temu celowi nie służy! Jest to po prostu niedopuszczalne.

— „Do wywodu zbytnią dokładność nie jest konieczna” pisze autor we wstępie. Stwierdzenie to należałoby poddać osądowi czytelników, zwłaszcza tych kibiców sportowych, którzy znakomicie doceniają wartość wyników poprawianych przez np. lekkoatletów o tysięczne części sekundy.

— Byłbym pełen uznania dla pamięci autora, który podaje zapamiętane typy pras i grzewarek używanych w przemyśle przed kilkudziesięciu laty, gdyby jednocześnie nie czynił z kosmonautki Tierszkiej (s. 105) pilotki i posiadaczki rekordu, odebrał jej na samolocie konstrukcji autora! Na samolocie TS-11 Iskra ustanowiono we wrześniu 1964 r. cztery rekordy światowe, bijąc tym samym jeden z rekordów ustanowionych przez pilotkę radziecką, Marynę Popowicz, żonę kosmonauty Pawła Popowicza, uczestnika pierwszej grupowej wyprawy w przestrzeń pozaziemską w sierpniu 1962 r.

Wspomnienia autora z lat powojennych dają rzeczywiste spojrzenie „od wewnątrz” na rozwój rodzimej techniki lotniczej tych lat. To raczej smutne rozdziały i przy okazji lektury tych stronice przypomniałem sobie wypowiedzi niektórych publicystów, zamieszczane na łamach prasy lat sześćdziesiątych, gdy decyzjami różnych decydentów grzebano polski przemysł, właśnie lotniczy.

Książkę Tadeusza Sołtyka trudno uznać, jak to uczynił zbyt pochopnie moim zdaniem recenzent (wko) w *Zyciu Warszawy* z 3 maja 1983 r. za „istotny dokument rozwoju lotnictwa w Polsce”, pozostaje ona bowiem jedynie cennym do owych dzieł przyczynkiem. Na książkę o polskim dorobku w dziedzinie techniki lotniczej lat przedwojennych, jak i nam współczesnych, przyjdzie nam zapewne jeszcze poczekać!

Pozostawienie książki T. Sołtyka bez wyrażenia opinii o zawartych w niej błędach i skrajnym subiektywizmie autora wyrządziłoby znaczną krzywdę czytelnikom i to nie tylko tym mniej obeznanym z tematem. Dlatego powyższe uwagi przekazuję redakcji.

Tadeusz J. Drewnik

Od redakcji. W uzupełnieniu podajemy najbardziej rażące błędy:

— nie Niuport (s. 7), lecz Nieuport;  
— nie Gugenheim (s. 9), lecz Guggenheim;

— dookoła Afryki wykonał lot S. Skarżyński na PZL Ł-2, a nie T. Karpiński (s. 9), który wykonał lot do Małej Azji odwołując się do Egiptu na Lublin R.X, a nie na LWS R13 (LWS wówczas jeszcze nie istniał);

— pierwszy seryjnie produkowany polski samolot Bartel BM-4 miał silnik gwiazdowy, a nie rzędowy (s. 14) i konstrukcję drewnianą, a nie spawaną. Silnik rzędowy otrzymała dopiero ostatnia wersja BM-4 z 1931 r. Konstrukcję spawaną miał tylko prototyp BM-6;

— pierwsze szybowce z wolnonośnym skrzydłem kesonowym NN-1 i JN-1 zbudowali J. Naleszkiewicz i Sz. Grzeszczyk w 1931 r., a nie A. Kocjan i Sz. Grzeszczyk (s. 19 i 34);

— nie PZL-17 (s. 21), lecz PZL-27;  
— nie Hiszpano (s. 33), lecz Hispano;  
— nie Focka Wulff (s. 59) i Thunderbolt (s. 33 i 66), lecz Focke Wulf i Thunderbolt;

— nie Lorrain (s. 33 i 58), lecz Lorraine;  
— nie RWD-19 (s. 34), lecz RWD-9;

— keson Miszala po raz pierwszy zastosowano nie na Karasiu (s. 37), lecz na PZL-19;

— nie Drouheta (s. 43), lecz Douheta;  
— Wilk był oblatany nie w 1937 r. (s. 49), lecz w 1938 r.;

— Wyżeł nie był dublerem (s. 49) Wilka, lecz samolotem szkolnym o tym samym układzie co Wilk;

— nie Spitfire (s. 52), lecz Spitfire;  
— nie istnieje określenie „na przełomie lat dwudziestych” (s. 37 i 55), co najwyżej „na przełomie lat dwudziestych i trzydziestych”;

— nie Buccaer (s. 58), lecz Buccaneer;  
— nie GR 360 (s. 59), lecz GR 760;  
— nie Spad 5 z 1920 r. (s. 64), lecz Spad 51 z 1925 r.;

— nie Fokker TVII (s. 65), lecz FVII;  
— nie Boeing (s. 66), lecz Boeing;

— przed wojną i podczas wojny nie było samolotów Antonow (s. 66);

— nie Whitle (s. 67), lecz Whittle;  
— hale fabryczne w Białej Podlaskiej w 1945 r. nie były puste (s. 69), lecz zburzone;

— Szpak 2 został oblatany nie w 1946 r. (s. 72), lecz w 1945 r.;

— nie Schymmy (s. 79), lecz shimmy;  
— nie de Hawilland (s. 78), lecz de Havilland;

— w serii 10 szt. był zbudowany Zak 3, a nie Zak 4 (s. 85);

— w 1951 r. nie rozpoczynano w Mielcu produkcji An-2 (s. 88);

— inż. Bieniek nie był przed wojną profesorem (s. 91);

— bibliotekę berlińską znaleziono nie we Wrocławiu (s. 92), lecz k. Kłodzka;  
— nie Hurikan (s. 93), lecz Hurricane;  
— zlecenie na opracowanie Grota otrzymano nie w 1964 r. (s. 108), lecz w 1961 r.;

— nie Ponny (s. 111), lecz Pawnee.

## Odczyty lotnicze SL SIMP

Sekcja Lotnicza OW SIMP organizuje w IV półroczu br. następujące odczyty, które odbędą się w budynku NOT, ul. Czackiego 3/5 w Warszawie w sali E (III piętro) o godz. 17,00 w dniach:

— 2.10.1984 r. — mgr inż. Jan Hillar: Spawalnictwo w Polsce w okresie międzywojennym, w tym w Lubelskiej Wytwórni Samolotów.

— 6.11.1984 r. — prof. dr hab. med. Krzysztof Kwarecki: Problemy fizjologiczne środowiska pracy pilota;

— 6.12.1984 r. — inż. pil. Andrzej Krbamowicz: XII Mistrzostwa Świata w akrobacji lotniczej — 1984 r.

Wstęp wolny. Zapraszamy wszystkich zainteresowanych.



#### Zastosowanie, momenty dokręcania, oznaczenia

W praktyce, zwłaszcza remontowej, istotne znaczenie ma efektywna identyfikacja właściwości mechanicznych połączeń gwintowych w oparciu o znormalizowane oznaczenia. Zależnie od warunków pracy, skręcenie połączenia gwintowego właściwym momentem dokręcania eliminuje luzy, zwiększając jego trwałość. W Polsce przejrzysty system oznaczeń stalowych połączeń gwintowych wprowadzają Polskie Normy. W polskich konstrukcjach lotniczych stosuje się oznaczenia połączeń gwintowych zgodnie z Normami Branżowymi. Informacje nt. momentów dokręcania i wywoływanych nimi sił wzdłuż osi śruby znaleźć można w [5].

#### 1. Oznaczenie połączeń gwintowych wg PN i BN

##### 1.1. Klasy właściwości mechanicznych śrub i wkrętów

Klasy właściwości mechanicznych oznacza się symbolami złożonymi z dwóch liczb przedzielonych kropką. Pierwsza liczba symbolu stanowi 0,1 minimalnej wymaganej wytrzymałości na rozciąganie  $R_m$  (kG/mm<sup>2</sup>) gotowych śrub i wkrętów w danej klasie. Wartości liczbowe pierwszej liczby symbolu, w zależności od wymaganej minimalnej wytrzymałości na rozciąganie, podaje tabl. 1.

Druga liczba symbolu stanowi 0,1 procentowego stosunku wymaganej minimalnej granicy plastyczności  $R_{0,2}$  (kG/mm<sup>2</sup>) do wymaganej minimalnej wytrzymałości na rozciąganie  $R_m$  (kG/mm<sup>2</sup>) gotowej śruby lub wkrętu. Wartości liczbowe drugiej liczby symbolu, w zależności od stosunku procentowego  $R_{0,2}/R_m$ , podaje tabl. 2.

Iloczyn obu liczb symbolu stanowi granicę plastyczności gotowej śruby lub wkrętu  $R_{0,2}$  (kG/mm<sup>2</sup>).

W zależności od wymaganej wytrzymałości na rozciąganie i wymaganej granicy plastyczności gotowych śrub i wkrętów ustala się 12 klas właściwości mechanicznych tych wyrobów (tabl. 3).

##### 1.2. Klasy właściwości mechanicznych nakrętek

W zależności od wielkości próbnego naprężenia jako miary dopuszczalnego obciążenia ustala się 7 klas właściwości mechanicznych nakrętek i oznacza się je symbolami liczbowymi: 4, 5, 6, 8, 10, 12, 14. Symbole te stanowią 0,1 naprężenia pod obciążeniem próbnym wymaganych od gotowych nakrętek poszczególnych klas. Naprężenia pod obciążeniem próbnym są równe minimalnej wytrzymałości na rozciąganie śrub, z którymi nakrętki mają być kojarzone. Symbole klas właściwości mechanicznych nakrętek w zależności od naprężenia pod obciążeniem próbnym  $S_p$  (kG/mm<sup>2</sup>) podaje tabl. 4.

##### 1.3. Cechowanie śrub, wkrętów i nakrętek

Śruby, wkręty i nakrętki powinny być cechowane znakiem wytwórni oraz symbolem klasy właściwości mechanicznych. Cechowanie dotyczy śrub, wkrętów i nakrętek z gwintem od M5 oraz o właściwościach mechanicznych od klasy 5.6 — dla śrub i wkrętów i 5 — dla nakrętek. Cechowanie

wyrobow o właściwościach mechanicznych klas 8.8; 10.9; 14.9 (śruby i wkręty) oraz 8, 10, 12 i 14 (nakrętki) jest obowiązkowe. Znaki mogą być wklęsłe lub wypukłe. Dopuszcza się opuszczenie kropki rozdzielającej pierwszą i drugą liczbę symbolu klasy.

1.4. Cechowanie śrub i wkrętów z łbem sześciokątnym oraz śrub i wkrętów z łbem walcowym

Znak wytwórni oraz symbol klasy właściwości mechanicznych powinny być umieszczane na górnej powierzchni łba śruby lub wkrętu (rys. 1 i 2). Znaki mogą być wklęsłe lub wypukłe. Dopuszcza się znaki wklęsłe na powierzchniach bocznych łbów (rys. 3 i 4).

##### 1.5. Cechowanie śrub dwustronnych

Znak wytwórni oraz symbol klasy właściwości mechanicznych powinny być umieszczane na powierzchni czołowej końca śruby, na którą nakręca się nakrętkę. Znaki mogą być wklęsłe lub wypukłe. Dopuszcza się inne sposoby cechowania na podstawie uzgodnień pomiędzy wytwórcą i zamawiającym. Cechowanie jest obowiązkowe dla śrub dwustronnych z gwintem od M12.

##### 1.6. Cechowanie wkrętów bez łbów

Wkręty bez łbów (z rowkami lub gniazdami) powinny być cechowane po uzgodnieniu między wytwórcą i zamawiającym tak, jak śruby dwustronne.

##### 1.7. Cechowanie nakrętek sześciokątnych i koronowych

Znak wytwórni oraz symbol klasy właściwości mechanicznych powinny być umieszczane na powierzchni czołowej nakrętki (rys. 5). Znaki powinny być tylko wklęsłe. Dopuszcza się umieszczanie znaków na powierzchniach bocznych nakrętki (rys. 6).

##### 1.8. Kolory przywieszek na pojemnikach zawierających śruby, wkręty i nakrętki

W zależności od klas właściwości mechanicznych zapakowanych wyrobów, przywieszki powinny być wykonane w kolorach zgodnie z tabl. 5.

##### 1.9. Cechowanie połączeń gwintowych wg BN

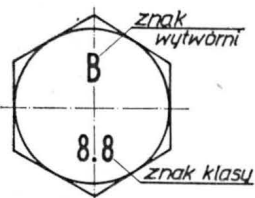
Oznaczenia śrub, wkrętów i nakrętek o średnicy  $d \geq 3$  mm podaje tabl. 6 i 7.

Informacje dotyczące zastosowań momentów dokręcania oraz stosowanych oznaczeń połączeń gwintowych, zawarte w [1], mogą okazać się przydatne dla osób obsługujących sprzęt lotniczy wyposażony w śruby, wkręty i nakrętki wg norm opisanych w tym opracowaniu. Opracowanie zawiera wartości zalecanych momentów dokręcania określonych rodzajów połączeń gwintowych.

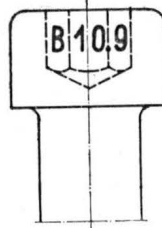
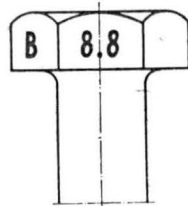
#### 2. Zastosowanie, momenty dokręcania i oznaczania połączeń gwintowych wg Aircraft Inspection and Repair. 1972. Department of Transportation FAA

##### 2.1. Śruby

Większość śrub stosowanych w konstrukcjach lotniczych to śruby wg AN lub NAS (National Aircraft Standard) z gniazdem pod klucz lub zawężoną tolerancją. W pewnych



Rys. 1. Cechowanie śrub i wkrętów wg [2]  
Rys. 2. Cechowanie śrub i wkrętów wg [2]



Rys. 3. Cechowanie śrub i wkrętów wg [2]  
Rys. 4. Cechowanie śrub i wkrętów wg [2]

TABLICA 2. Wartości liczbowe drugiej liczby symbolu klasy właściwości mechanicznych śrub i wkrętów wg [2]

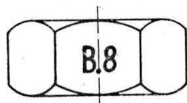
Druga liczba symbolu	6	8	9
$R_{0,2} \min$	60%	80%	90%
$R_m \min$			

TABLICA 1. Wartości liczbowe pierwszej liczby symbolu klasy właściwości mechanicznych śrub i wkrętów wg [2]

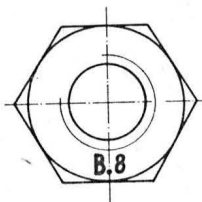
Pierwsza liczba symbolu		3	4	5	6	8	10	12	14
Minimalna wytrzymałość na rozciąganie $R_m$	kG/mm <sup>2</sup>	34	40	50	60	80	100	120	140
	MPa	333	392	490	588	785	981	1177	1373

TABLICA 3. Klasy właściwości mechanicznych śrub i wkrętów wg [2]

Minimalna wytrzymałość na rozciąganie $R_m$	kG/mm <sup>2</sup>	34	40	50	60	80	100	120	140
	MPa	333	392	490	588	785	981	1177	1373
klasa właściwości mechanicznych									
Minimalne wydłużenie $A_5\%$	7								14,9
	8				6,8			12,9	
	9						10,9		
	10			5,8					
	12					6,9	8,8		
	14		4,8						
	16					6,6			
	18								
	20			5,6					
	23		4,6						
	25	3,6							



Rys. 5. Cechowanie nakrętek wg [2]



Rys. 6. Cechowanie nakrętek wg [2]

przypadkach wytwórnie lotnicze wytwarzają specjalne śruby do zastosowań szczególnych. Należy bezwzględnie przestrzegać warunków ich stosowania. W odniesieniu do śrub specjalnych dopuszcza się stosowanie śrub zastępczych określonych odpowiednimi normami.

2.2. Oznaczenie

Śruby lotnicze typu AN mogą być oznaczone kodem wytłoczonym na łbach śrub. Przeważnie kod zawiera informacje oznaczające wytwórcę śruby, materiał, z którego jest wykonana oraz czy śruba jest standardową śrubą typu AN lub śrubą do celów specjalnych.

Standardowe stalowe śruby typu AN są oznaczane wypukłą kreską lub gwiazdką. Odporność stali na korozję jest wskazywana przez pojedynczą wypukłą kreskę. Standardowe śruby typu AN ze stopów aluminium są oznaczane dwiema wypukłymi kreskami.

Wytrzymałość i szczegóły wymiarowe śrub typu AN są podane w Army/Navy Aeronautical Standard Drawings. Śruby do celów specjalnych mogą mieć wysoką lub niską wytrzymałość oraz zawężoną tolerancję. Śruby tego rodzaju sprawdza się magnetycznie, fluorescencyjnie lub podobnymi metodami kontroli. Śruby te zwykle poddane są obróbce termicznej na wysoką wytrzymałość.

Numer wytwórni samolotowej jest wybitny na łbie śruby. Łeb płaski oznacza niską wytrzymałość. Zawężona tolerancja wg NAS jest oznaczana przez wklęsły lub wypukły trójkąt. Oznaczenia materiału dla śrub wg NAS są takie same jak dla śrub wg AN z tym, że mogą być one zarówno wklęsłe, jak i wypukłe.

Śruby sprawdzane magnetycznie (Magnaflux) lub przez środki fluorescencyjne (Zyglo) są oznaczane kolorowym lakierem lub identyfikowane przez określony kształt łba. Rys. 7 pokazuje typowe oznaczenia stosowane na łbach śrub.

2.3. Śruby zaciskowe

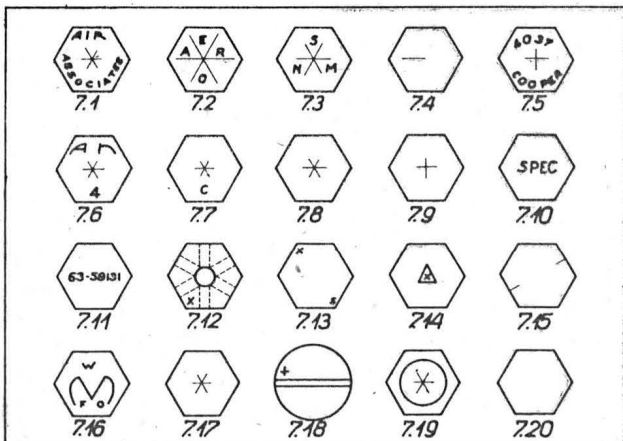
Długość robocza śrub zaciskowych powinna być równa ściskowi. W przypadku śrub o długości roboczej nieco większej od ścisku, mogą być stosowane określone odpowiednimi normami podkładki umieszczane pod nakrętką lub łbem śruby. W przypadku nakrętek z podkładką zabezpieczającą, podkładkę regulującą umieszcza się pod podkładką zabezpieczającą.

2.4. Zabezpieczanie śrub

Należy zabezpieczać wszystkie śruby i nakrętki z wyjątkiem nakrętek samohamownych. Nie należy powtórnie używać tych samych zawleczek i drutów zabezpieczających.

TABLICA 4. Symbole klas właściwości mechanicznych nakrętek wg [2]

Klasa właściwości mechanicznych		4	5	6	8	10	12	14
Naprężenie pod obciążeniem próbnym $S_p$	kG/mm <sup>2</sup>	40	50	60	80	100	120	140
	MPa	392	490	588	785	981	1177	1373



Rys. 7. Typowe oznaczenia stosowane na łbach śrub wg [1]. Opis oznaczeń śrub podano w tabl. 9

TABLICA 5. Kolory przywieszek na pojemnikach zawierających śruby, wkręty i nakrętki wg [2]

Klasa właściwości mechanicznych		Kolor przywieszki
śruba i wkrętów	nakrętek	
3.6 4.6 4.8	4	biały
5.6 5.8	5	zielony
6.6 6.8 6.9	6	pomarańczowy
8.8	8	czerwony
10.9	10	niebieski
12.9	12	żółty
14.9	14	brązowy

cd. na s. 19



## Samolot wczesnego ostrzegania

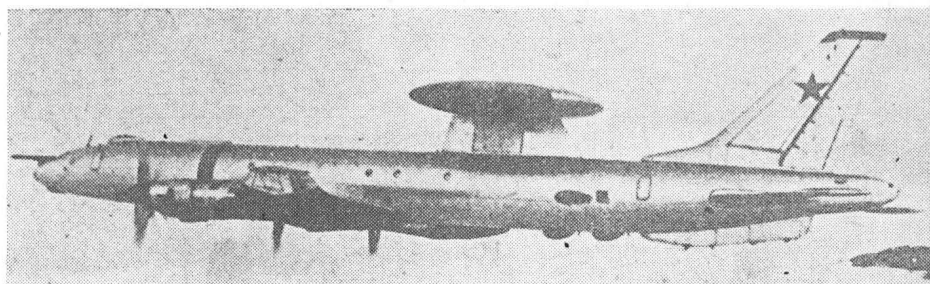
**KONSTRUKCJA.** Czterosilnikowy, turbośmigłowy, całkowicie metalowy dolnopłat.

**Plat.** Obrys trapezowy (z załamaniem krawędzi spływu w rejonie lotek), skos 37° (w 25% cięciwy) w części przykadłubowej i 35° (w 25% cięciwy) w częściach zewnętrznych, wznios ujemny. Konstrukcja czteroczęściowa, półskorupowa, części wewnętrzne czterodźwigarowe, zewnętrzne — trójdzwigarowe. Wnętrza przednich kesonów wykorzystane na zbiorniki paliwowe. Do części wewnętrznych mocowane gondole silników, gondole i węzły podwozia głównego oraz po 2 segmenty klap typu Fowlera. Na częściach zewnętrznych umieszczono lotki (po 3 segmenty na każdym skrzydle) — ich wewnętrzne, najbliższe kadłuba segmenty są zaopatrzone w klapki wyważające. Na górnej powierzchni skrzydła przed lotkami znajdują się spoilery. Na każdym skrzydle po 3 grzebienie aerodynamiczne. W noskach skrzydeł instalacja przeciwbłodzeniowa.

**Kadłub.** Przekrój kołowy, klasyczna konstrukcja półskorupowa, metalowa. W części przedniej stanowisko navigatora, antena radaru nawigacyjnego i kabina pilotów, dalej wnęka podwozia przedniego. Całe wnętrze kadłuba zajęte przez aparaturę radioelektroniczną i stanowiska operatorów, klimatyzowane. Kadłub, będący adaptacją kadłuba samolotu Tu-114, jest lokalnie wzmocniony w miejscu wprowadzenia wspornika głównej anteny radarowej, umieszczonego na jego grzbiecie za skrzydłem; zlikwidowana też jest większość okien. Na tylnej części kadłuba (na bokach i pod dnem) rozmieszczone są anteny wyposażenia radioelektronicznego. Z przodu kadłuba, przed kabiną pilotów, umieszczone jest złącze do tankowania w locie.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym, oba usterzenia skośne o obrysach trapezowych, kąt zaklinowania statecznika poziomego regulowany. Klasyczna konstrukcja metalowa, wielodźwigarowa, półskorupowa. Na wszystkich sterach klapki wyważające. Noski stateczników wyposażone w instalację przeciwbłodzeniową. Usterzenie pionowe uzupełnione dużą płetwą podkadłubową.

**Sterowanie.** Układy linkowo-popychaczowe ze wspomaganie hydraulicznym dla powierzchni sterowych, przestawianie statecznika i wychylania klap — hydrauliczne.



**Podwozie.** Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba (przednie) i gondol za wewnętrznymi silnikami. Golenie podwozi wsparte zastrzałami. Goleń przednia z kołami bliźniaczymi, na goleniach głównych wózki czterokołowe. Koła główne o średnicy 1,5 m wyposażone w hamulce z urządzeniem przeciwoślizgowym. Pokrywy wnęk podwozia zamykają się ponownie po wysunięciu goleni. Na postoju z tylnej części kadłuba może być wysuwana teleskopowa podpora zaopatrzona w małe koła bliźniacze, jej zadaniem jest odciążenie konstrukcji kadłuba. Podwozie przednie sterowane.

**Zespół napędowy.** Napęd tworzą 4 silniki turbośmigłowe Kuzniecowa NK-12MW o mocy 11 033 kW każdy z czterołopatowymi przeciwbieżnymi śmigłami przestawialnymi AW-60N.

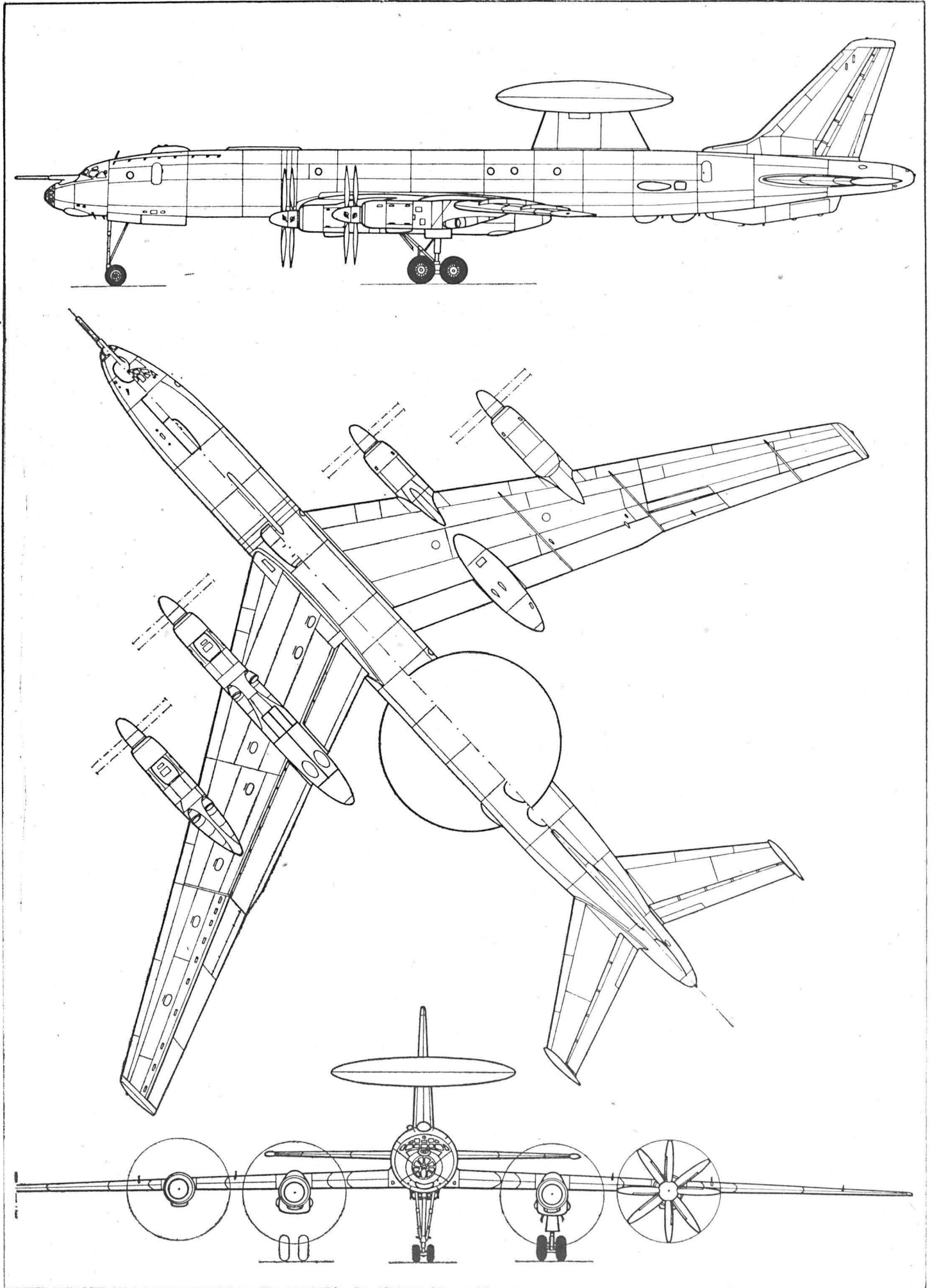
**Instalacje.** Paliwowa — zbiorniki skrzydłowe o pojemności 60 800 kg paliwa, możliwość tankowania w locie. Hydrauliczna — pompy na silnikach, służy do wypuszczania podwozia, wychylania klap, przestawiania statecznika poziomego, zasilania wzmacniacze w układach sterowania. Elektryczna — prądnice na silnikach, transformatory, przetwornice, akumulatory. Przeciwbłodzeniowa — typu cieplnego, zasilana z upustów sprężarek silników, znajduje się w noskach skrzydeł i usterzeń oraz w wlotach powietrza do silników.

**Wyposażenie.** Radar główny z anteną wieloczynnościową w obrotowej osłonie, o kształcie dyskowym, o średnicy 11 m, systemy identyfikacji, łączności, przekazywania i przetwarzania danych, systemy nawigacyjne, radary pomocnicze. Samolot jest nie uzbrojony.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Początki historii samolotu sięgają drugiej połowy lat pięćdziesiątych. Jest on kontynuacją linii rozwojowej samolotów bombowych i pasażerskich Tupolewa (Tu-16, Tu-104, Tu-110, Tu-124). Opracowanie projektu zakończono w 1957 r. Był to samolot pasażerski oznaczony początkowo Tu-107, a następnie Tu-114. Równolegle opracowywano znacznie z nim zunifikowany samolot bombowy Tu-20. Początkowo stosowano silniki NK-12M (8820 kW), następnie NK-12MK i NK-12MW (11 025 kW). Prototyp samolotu Tu-114 oblatano jesienią 1957 r. Był on w tym czasie najszybszym samolotem z napędem śmigłowym i dysponował silnikami o najwyższej mocy. W 1959 r. Tu-114 wszedł do eksploatacji próbnej, w tym i na najdłuższych liniach Aeroflotu (Moskwa—Daleki Wschód, trasa transatlantycka). Na samolocie tym w latach 1960–1962 pobito wiele rekordów (prędkość 871,38 km/h na obwodzie 1000 km z ładunkiem 25 000 kg; 877,12 km/h na obwodzie 2000 km z ładunkiem 25 000 kg; 857,277 km/h na obwodzie 5000 km z ładunkiem 25 000 kg; pułap 12 073 m z ładunkiem 30 035 kg; prędkość 737,352 km/h na obwodzie 10 000 km z ładunkiem 10 000 kg). Tu-114 znalazł się w normalnej eksploatacji od 1961 r., obsługiwano nim m.in. trasy Moskwa—Chabrowsk, Moskwa—Hawana, Moskwa—Konakry i in. Opracowano 2 wersje samolotu różniące się średnicą kadłuba (Tu-114D miał mniejszą średnicę), istniało też wiele wariantów zagospodarowania wnętrza (120–220 miejsc pasażerskich). W 1975 r. ostatnie Tu-114 wycofano z Aeroflotu i przekazano lotnictwu wojskowemu. Płatowiec lokalnie wzmocniono, zabudowano awionikę, zespoły napędowe pozostawiono bez zmian. Samolot Tu-126 we wcześniejszej postaci (bez przedłużonego kadłuba) zaobserwowano po raz pierwszy w latach 1967/1968. Dotychczas zidentyfikowano 2 podstawowe wersje Tu-126, różniące się kształtem wspornika anteny głównej i zakończeniem kadłuba. W kodzie NATO samolot nosi oznaczenie Moss.

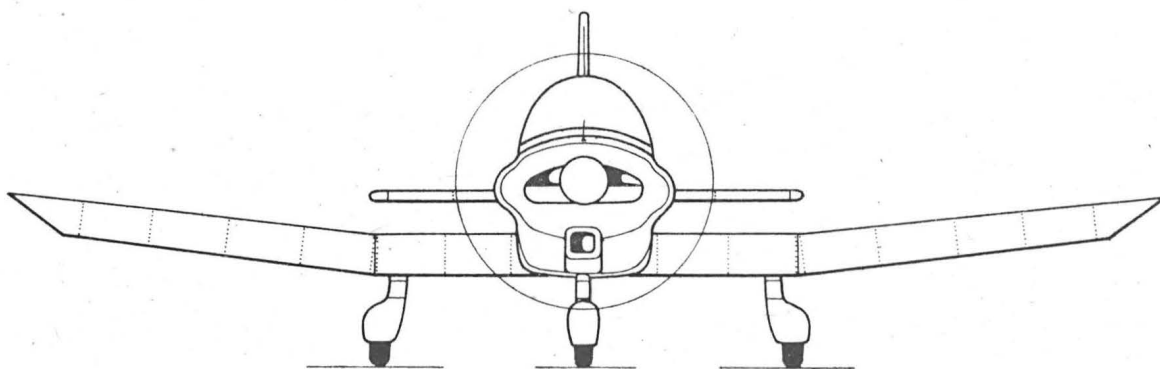
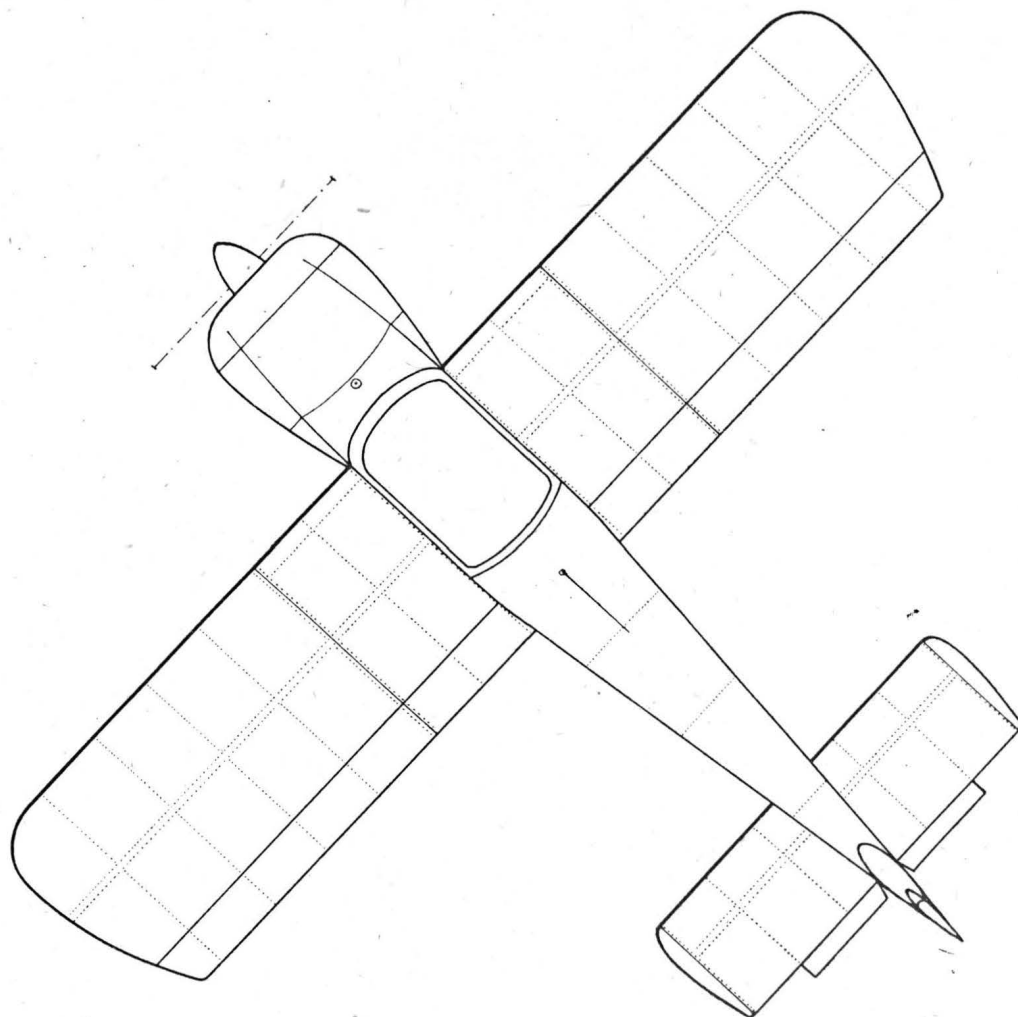
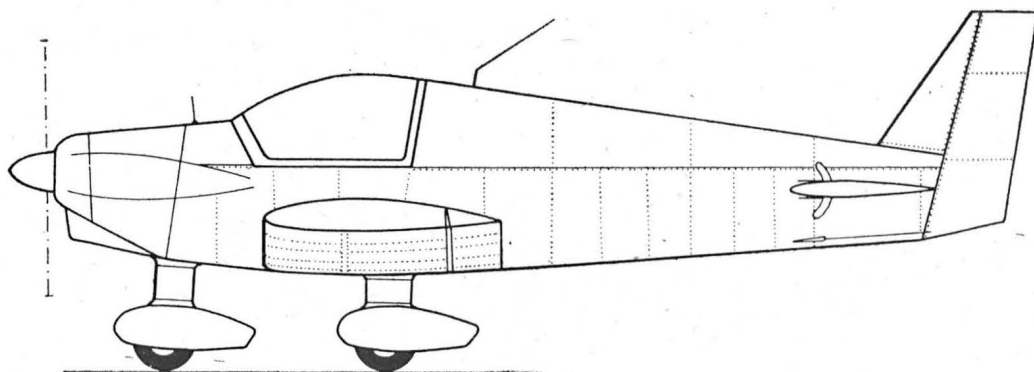
## DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	51,20 m	Obciążenie mocy	3,85 kg/kW
Długość	55,20 m	Prędkość maks.	850 km/h
Wysokość	16,05 m	Prędkość operacyjna	650 km/h
Średnica kadłuba	3,70 m	Zasięg maks. (bez tankowania)	12 550 km
Średnica śmigieł	5,60 m		
Powierzchnia nośna	311,1 m <sup>2</sup>	<b>Źródła:</b>	
Wydłużenie skrzydła	8,43	1. Skrzydłata Polska	
Masa startowa	ok. 170 000 kg	2. Letectví + Kosmonautika	
Obciążenie powierzchni	546,5 kg/m <sup>2</sup>	3. Młody Technik	











TABLICA 6. Cechowanie śrub i wkrętów o średnicy  $d \geq 3$  mm wg [3]

Gatunki stali	Znak cechy	
	spęczane	toczone
30HGSA		
38 HA		
	litera N na czole tła	
30HGSNA		
1H18N9TA		
H47N2		
	litera T na czole tła	
Stale węglowe	nie cechuje się	

Znaki cechowania wklęsłe lub wypukłe. Śruba dwustronnych ze stali 30HGSA nie wykonuje się. Cechy dla śrub dwustronnych należy wykonać na czole cz. gwintowanej trzpienia wkręconego w korpus

2.5. Śruby pasowane

Wiele otworów pod śruby, szczególnie w głównych elementach nośnych, ma pasowanie ciasne. Ogólnie dopuszczalne jest stosowanie otworów pod śruby o średnicy większej niż średnica śruby z wyjątkiem wypadku, gdy śruba z łbem sześciokątnym typu AN jest stosowana z pasowaniem lekko włączanym (rozwiercanie) oraz gdy stosowane są śruby typu NAS z pasowaniem ciasnym lub śruba z łbem płaskim i otwartym pod zawleczkę typu AN. Otwory pod śrubę powinny być prostopadłe do powierzchni, muszą zapewniać dobrą powierzchnię przylegania łba i nakrętki i nie mogą być zbyt duże (przewymiarowane) oraz owalne.

W przypadku owalnych lub zbyt dużych otworów w elementach strukturalnych należy zwrócić się o poradę do inspektora FAA.

Wierząc lub rozwiercając otwór pod następną większą śrubę, jak zwykle w takich sytuacjach, należy uzgodnić minimalną odległość od krawędzi, wielkość luzu itd.

2.6. Momenty dokręcania

Stosowanie odpowiednich momentów dokręcania jest ważnym elementem efektywnej pracy połączenia gwintowego. Dokręcenie zbyt małym momentem może wynikać z dużego zużycia nakrętek i śrub. Niewystarczający docisk współpracujących elementów wywołuje niewłaściwą dystrybucję obciążeń i w konsekwencji przedwczesne zużycie zmęczeniowe połączenia. Dokręcenie zbyt dużym momentem wywołuje uszkodzenia śruby i nakrętki w obszarach gwintowanych. Zrealizowanie właściwego momentu dokręcania zapewniają następujące sposoby postępowania:

— Stosować klucze dynamometryczne poddawane okresowej kontroli.

— Upewnić się, czy gwinty śruby i nakrętki są czyste i suche (chyba że wytwórca określił inaczej).

— Sprawdzić „moment dokręcania od tarcia” (przesuwając nakrętkę blisko podkładki i powierzchni ścisku).

— Dodać „moment dokręcania od tarcia” do wartości momentu dokręcania zalecanego przez wytwórcę lub zrealizować żądany moment dokręcania wg tabl. 9. Żądany moment dokręcania musi być wskazany przez klucz dynamometryczny w końcowym momencie dokręcania.

— Dokręcać ruchem jednostajnym. Jeśli nastąpi szarpnięcie w końcowym etapie dokręcania, należy odpowiednio połączyć poluzować.

— Dokręcając nakrętkę koronową dążymy do ustawienia przecięcia w nakrętce na przedłużeniu osi otworu w śrubie przy minimalnej wielkości zalecanego momentu dokręcania zwiększonej o „moment dokręcania od tarcia”. Należy nie

przekraczać maksymalnej wielkości zalecanego momentu dokręcania zwiększonej o „moment dokręcania od tarcia”. Jeśli zgodnie z powyższym nie możemy ustawić przecięcia w nakrętce na przedłużeniu osi otworu w śrubie, zmieniamy podkładki i ponawiamy próbę.

— Jeśli przykładamy moment dokręcania do łba wkrętu lub łba śruby, realizujemy zalecany moment dokręcania powiększony o „moment dokręcania od tarcia”.

TABLICA 7. Cechowanie nakrętek o średnicy  $d \geq 3$  mm wg [4]

Gatunki stali	Znak cechy nakrętki
30HGSA 30HMAZ	
	nawalcowanie na powierzchni bocznej
H47N2	
	nawalcowanie na powierzchni bocznej
Stale węglowe	nie cechuje się
Znaki cechowania - wklęsłe	

— Tabl. 9 zawiera zalecane wartości momentów dokręcania, jeśli odpowiedni moment dokręcania nie został określony przez wytwórcę. Dotyczy ona standardowych nakrętek i śrub aktualnie stosowanych w lotnictwie.

2.7. Śruby z łbami sześciokątnymi. (od AN-3 do AN-20)  
Śruba lotnicza z łbem sześciokątnym jest śrubą ogólnego przeznaczenia, stosowaną głównie w przypadkach obciążeń rozciągających i ścinających. Śruby stalowe mniejsze niż nr 10-32 i śruby ze stopów aluminium o średnicy mniejszej niż 6 mm nie są stosowane w elementach strukturalnych. Śruby i nakrętki ze stopów aluminium po zde-montowaniu w celu remontów, konserwacji i kontroli nie są montowane повторно.

TABLICA 8. Opis oznaczeń śrub wg rys. 7

7.1 7.2 7.3 7.5 7.6 7.7 7.8 7.9	AN standard steel bolt	standardowa śruba stalowa
7.4	AN standard steel bolt (corrosion resistant)	standardowa śruba stalowa (odporność na korozję)
7.10 7.11 7.13	Special bolt	śruba specjalna
7.12	Drilled head bolt	śruba z łbem przewierconym
7.14	NAS close tolerance bolt	śruba z wysoką tolerancją
7.15	Aluminium alloy (2024) bolt	śruba ze stopu aluminium (2024)
7.16	Magnetically inspected	sprawdzone magnetycznie
7.17	Orange — dyed Magnetic ins.	zabarwienie pomarańczowe; sprawdzone magnetycznie
7.18	Clevis bolt	śruba z łbem płaskim; otwór pod zawleczkę
7.19	Reworked bolt	śruba regenerowana
7.20	Low strength material bolt	śruba o niskiej wytrzymałości

Nakrętki ze stopów aluminium mogą być stosowane w zespole z okadnowanymi stalowymi śrubami obciążonymi ścinaniem w przypadku samolotów lądowych, lecz nie mogą być stosowane w samolotach morskich ze względu na możliwość wystąpienia korozji.

2.8. Śruby o zawężonej tolerancji (od AN-173 do AN-186 z łbami sześciokątnymi, od NAS-80 do NAS-86 śruby wpuszczane)

TABLICA 9. Zalecane wartości momentów dokręcania dla połączeń śruba-nakrętka (bez smarowania) wg [1]

		Śruby											
Stal; rozciąganie		Stal; rozciąganie					Stopy aluminium						
AN42 do AN49 AN73 do AN81 AN173 do AN186 MS20033 do MS20046 MS20073 MS20074 AN509NK9 MS24694 AN525NK525 MS27039		NAS144 do NAS158 NAS333 do NAS340 NAS583 do NAS590 NAS624 do NAS644 NAS1303 do NAS1320 NAS172 NAS174 NAS517					AN173DD do AN186DD AN509DD AN525D MS270 39D MS24694DD						
							X						
		śruby stalowe; ścinanie											
		NAS464											
Nakrętki													
Stal; rozciąganie		Stal; ścinanie		Stal; rozciąganie		Stal; ścinanie		Stopy aluminium; rozciąganie		Stopy aluminium; ścinanie			
AN310 AN315 AN363 AN365 NAS1021 MS17825 MS21045 MS20365 MS20500 NAS679		AN320 AN364 NAS1022 MS17826 MS20364		AN310 AN315 AN363 AN365 MS17825 MS20365 MS21045 NAS1021 NAS679 NAS1291		AN320 AN364 NAS1022 MS17826 MS20364		AN365D AN310D NAS1021D		AN320D AN364D NAS1022D			
Gwinty drobnozwojne													
nakrętka śruba wymiar	momenty dokręcające (N m)		momenty dokręcające (N m)		momenty dokręcające (N m)		momenty dokręcające (N m)		momenty dokręcające (N m)		momenty dokręcające (N m)		
	min.	maks.	min.	maks.	min.	maks.	min.	maks.	min.	maks.	min.	maks.	
44×0,5	1,4	1,7	0,8	1,0	—	—	—	—	0,6	1,1	0,4	0,7	
5×0,5	2,3	2,8	1,4	1,7	2,8	3,4	1,7	2,3	1,1	1,7	0,6	1,1	
6×0,75	5,6	7,9	3,4	4,5	9,0	11,3	5,6	6,8	3,4	5,1	1,7	3,4	
7×0,75	11,3	15,8	6,8	9,6	13,6	16,4	7,9	10,2	4,5	7,3	2,8	4,5	
9×1	18,1	21,5	10,7	12,4	22,6	28,2	13,6	16,9	8,5	12,4	5,1	7,9	
11×1	50,8	56,5	30,5	33,9	58,8	71,2	33,9	45,2	20,3	31,6	12,4	19,2	
12×1,5	54,2	77,9	32,8	46,3	86,9	107,3	50,8	62,1	31,6	46,3	18,1	29,4	
14×1,5	90,4	112,9	54,2	67,8	124,3	146,9	73,4	90,4	42,9	65,5	25,9	40,7	
16×1,5	124,3	146,9	74,6	88,1	141,2	175,1	84,7	107,3	62,1	75,7	30,5	47,5	
20×1,5	259,9	282,5	146,9	169,5	299,4	362,6	180,8	214,7	107,3	141,2	63,3	99,4	
22×2	282,5	338,9	169,5	203,4	401,1	491,5	237,3	293,8	141,2	214,7	84,7	135,6	
25×1,5	418,0	508,4	248,6	372,3	508,4	621,4	305,1	372,8	180,8	271,2	107,3	169,5	
28×2	565	791	338,9	474,5	677,9	824,8	406,7	497,1	237,3	361,5	141,2	225,9	
32×2	1017	1243	610,1	745,7	1242,8	1513,9	745,7	903,9	440,6	632,7	259,9	412,4	
Gwinty zwykłe													
4×0,7	1,4	1,7	0,8	1,0	—	—	—	—	—	—	—	—	
5×0,8	2,3	2,8	1,4	1,7	—	—	—	—	—	—	—	—	
6×1	4,5	5,6	2,8	3,4	—	—	—	—	—	—	—	—	
7×1	9,0	10,1	5,4	6,2	—	—	—	—	—	—	—	—	
9×1,25	18,1	20,9	10,7	12,4	—	—	—	—	—	—	—	—	
11×1,5	26,6	28,8	15,8	17,5	—	—	—	—	—	—	—	—	
12×1,75	45,2	54,2	27,1	32,8	—	—	—	—	—	—	—	—	
14×2	56,5	79,1	33,9	47,5	—	—	—	—	—	—	—	—	
16×2	79,1	101,7	47,5	61,0	—	—	—	—	—	—	—	—	
20×2,5	129,9	180,8	79,1	107,3	—	—	—	—	—	—	—	—	
22×2,5	248,6	338,9	146,9	203,4	—	—	—	—	—	—	—	—	
25×3	418,0	564,9	248,6	338,9	—	—	—	—	—	—	—	—	
28×3	621,4	734,4	372,3	451,9	—	—	—	—	—	—	—	—	
32×3	734,4	903,9	451,9	564,9	—	—	—	—	—	—	—	—	

Oznaczenie śrub wpuszczanych na gładko: 100°. Śruby wykonane z wysoką tolerancją są stosowane w samolotach o wysokiej jakości wykonania, w połączeniach wysoko obciążonych, w obecności drgań. Standardowe śruby AN z łbami sześciokątnymi mogą być stosowane w tych przypadkach, gdzie przewidziano pasowanie lekko wtlaczane.

2.9. Śruby z gniazdem pod klucz (od MS-20004 do MS-20024 lub NAS-495)

Śruby te są stosowane przy ścinaniu, jak też przy rozciąganiu. Łączone części stalowe nawierca się pod łeb śruby, natomiast w odniesieniu do części ze stopów aluminium stosuje się obrobioną na wysoką wytrzymałość podkładkę (NAS-143C) dopasowującą łeb do łączącej powierzchni. Specjalna podkładka (NAS-143) jest stosowana pod nakrętkę. Do tych śrub należy stosować specjalne nakrętki o wysokiej wytrzymałości. Wszystkie śruby z gniazdem pod klucz można stosować zamiennie z innymi śrubami z gniazdem pod klucz.

2.10. Śruby z przewierconym łbem (AN-73)

Śruby z przewierconym łbem typu AN są podobne do standardowych śrub z łbem sześciokątnym. Przez otwór we wzmocnionym łbie śruby przewleka się drut zabezpieczający. Śruby AN-3 i AN-73 można stosować zamiennie w przypadku obciążeń rozciągających i ścinających.

2.11. Wkręty

Wkręty różnią się od śrub następującymi cechami: niższą wytrzymałością materiału, bardziej luźnym pasowaniem gwintu. Gwint jest nacięty na całej długości części walcowej wkręta. Różnice między standardowymi śrubami a wkrętami dotyczą tylko łbów. Wkręty z łbem kolnierkowym typu AN-525, wkręty z łbem wpuszczanym AN-509-100° i wkręty typu od NAS-204 do NAS-235 mają określony kształt łba i są wykonane z materiałów o zbliżonych właściwościach wytrzymałościowych.

Oznaczenie materiału jest takie jak dla standardowych śrub typu AN.

2.12. Wkręty stosowane do łączenia elementów strukturalnych (NAS-204 do NAS-235, AN-509 i AN-525)

Te typy wkrętów, gdy są wykonane ze stali SAE-4130, NE-8630 lub równorzędnych i obrabiane mogą być używane do łączenia elementów strukturalnych, jeśli pracują na ścinanie.

2.13. Wkręty samogwintujące

Wkręty AN-504 i AN-506 stosowane są do mocowania małych części, np. tabliczek znamionowych.

Wkręty AN-530 i AN-531 są używane do ustalania arkuszy blach w trakcie nitowania i mocowania mniej istotnych z punktu widzenia bezpieczeństwa elementów.



# Oznaczenia materiałów, metody pomiarów twardości, relacje między wytrzymałością na rozciągania a twardościami określonymi różnymi metodami wg PN oraz Aircraft Inspection and Repair 1972 Department of Transportation FAA (I)

Znajomość oznaczeń stali i stopów aluminium oraz sposobów nanoszenia oznaczeń na wyroby i półwyroby hutnicze pozwala w praktyce warsztatowej i w trakcie lektury dokumentacji technicznej dokładnie rozpoznawać materiały. Pomiar twardości ma duże znaczenie, ponieważ twardość jest cechą charakterystyczną metalu, którą można łatwo i szybko określić (często bez wykonywania specjalnych próbek), zazwyczaj metodą nieniszczącą. Przestrzegając procedury dokonywania pomiarów twardości daną metodą i zakresów jej stosowania zwiększa się dokładność. Na użytek Czytelników podajemy zestawienie podstawowych danych na ten temat.

## 1. Cechowanie stalowych półwyrobów i wyrobów hutniczych wg PN

Cechowanie przez wybijanie znaków stosuje się do znakowania półwyrobów i wyrobów hutniczych na gorąco. Cechowanie przez wybijanie znaków, cechowanie za pomocą malowania barwnego, nalepianie drukowanych barwnych nalepek oraz przywieszek ze znakami stosuje się do półwyrobów i wyrobów hutniczych na zimno. Jeśli miejsce znakowania nie jest określone normami przedmiotowymi lub zachodzi konieczność stosowania znaków specjalnych, miejsce oznaczania należy uzgodnić przy zamówieniu.

### 1.1. Rodzaje znaków

Rozróżnia się następujące rodzaje znaków:

- A — znak wytwórcy,
- B — znak stali (gatunek stali),
- C — numer wytopu lub umowny znak,
- D — oznaczenie literowe obróbki cieplnej wg PN-56/H-01101,

- E — wymiary wyrobów w mm,
- F — znaki jakości powierzchni,
- G — masa jednej szt. w kg,
- H — inne specjalne znaki.

Powyższe znaki stosowane są zgodnie z wymaganiami norm przedmiotowych na poszczególne półwyroby i wyroby hutnicze.

### 1.2. Barwy stosowane do oznaczania gatunków stali

Stosuje się dziewięć barw. Nazwy barw i przyjęte skróty literowe barw:

- |             |      |
|-------------|------|
| — czerwona  | — c  |
| — brązowa   | — br |
| — żółta     | — ż  |
| — zielona   | — z  |
| — niebieska | — n  |
| — fioletowa | — f  |
| — czarna    | — cz |
| — srebrna   | — s  |
| — biała     | — b  |

### 1.3. Cechowanie przez wybijanie znaków

Znaki wybija się z zachowaniem kolejności zgodnie z 1.1. Miejsce wybicia znaków powinno być obwiedzione farbą.

### 1.4. Cechowanie za pomocą malowania pasków barwnych lub innych metod cechowania

Na żądanie zamawiającego dopuszcza się cechowanie przez malowanie znaków zgodnie z 1.2. Po uzgodnieniu

z zamawiającym dopuszcza się cechowanie przez malowanie pasków barwnych wg następującej kolejności:

- pasek pierwszy oznacza grupę stali,
- pozostałe paski (jeden lub więcej) oznaczają znak stali w danej grupie w kolejności podanej w PN-73/H-01102.

Przykłady barwnego cechowania grupy stali i znaku stali w grupie podane są w tabl. 1.

Cechowanie barwne polega na malowaniu pasków o szerokości co najmniej 20 mm na obwodzie kręgu, wiązki, paczki, prętów, rur, kształtowników, odkuwek, taśm, blach, kęsów i kęsisk. Inny sposób cechowania jest uzgadniany przy zamówieniu.

### 1.5. Cechowanie przez nalepianie drukowanych barwnych nalepek

Nalepka zawiera cechę barwną dla danego gatunku stali oraz rodzaje znaków zgodnie z wymaganiami norm przedmiotowych w kolejności zgodnie z 1.1.

Cecha barwna gatunku stali składa się z jednego barwnego paska pionowego oznaczającego grupę stali oraz jednego lub więcej barwnych pasków poziomych oznaczających gatunek stali w danej grupie. Rodzaje znaków umieszcza się na białym tle nalepki. Wymiary nalepki, barwnych pasków oraz sposób umieszczenia znaków podano na rys.

### 1.6. Cechowanie za pomocą przywieszek

Wyroby hutnicze dostarczane w wiązkach, paczkach lub kręgach, oznaczane są na przywieszkach. Oznaczanie na przywieszkach polega na nalepianiu na przywieszki drukowanych barwnych nalepek zgodnie z 1.5.

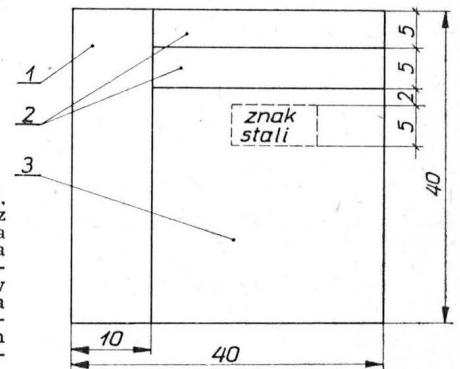
## 2. Oznaczenia postaci i stanów kwalifikacyjnych obróbki cieplnej stali wg PN

### 2.1. Oznaczenia postaci

Oznaczenia postaci stali podane są w tabl. 2.

### 2.2. Oznaczenia stanów kwalifikacyjnych

Oznaczenia stanów kwalifikacyjnych obróbki cieplnej stali podane są w tabl. 3.



Rys. Wymiary nalepki, barwnych pasków oraz sposób umieszczenia znaków: 1 — barwa grupy stali, 2 — barwy gatunków stali w grupie, 3 — miejsce na znak stali oraz na znaki wg wymagań norm przedmiotowych w kolejności zgodnie z 1.1

## LITERATURA

1. Acceptable methods, techniques and practices. Aircraft Inspection and Repair. 1972. Department of Transportation Federal Aviation Administration.
2. Śruby, wkrętki i nakrętki stalowe ogólnego przeznaczenia. Polska Norma PN-70/M-82054.
3. Śruby i wkręty lotnicze. Norma Branżowa BN-76/1110-04.
4. Nakrętki lotnicze. Norma Branżowa BN-79/1110-05.
5. Momenty dokręcające w połączeniach gwintowych, Pomoce konstrukcyjne. TLiA nr 1, 1980 r.

Oprac. Hubert Dłutowski

### 2.3. Dodatkowe oznaczenia twardości i wytrzymałości

Oprócz oznaczeń postaci i stanów kwalifikacyjnych może być podana wytrzymałość na rozciąganie, twardość lub utwardzenie. Podaje się wytrzymałość na rozciąganie minimalną lub minimalną i maksymalną. Obok znaku stanu podaje się wielkość twardości i sposób pomiaru twardości. Utwardzenie podane jest tylko przy stanie zgniecionym przez umieszczenie liczby ułamkowej obok znaku stanu zgodnie z tabl. 4.

Mogą być stosowane inne oznaczenia, np. oznaczenia stanu wykończenia powierzchni. Oznaczenia te mogą być dodane po znaku stanu kwalifikacyjnego obróbki cieplnej, oznaczeniu twardości lub wytrzymałości.

**TABLICA 1. Przykłady barwnego cechowania grupy stali i znaku stali w grupie**

Znak stali	Cecha barwna	
	grupy	znaku stali w grupie
St5	c	n
45	br	—
30HGS	b	n-ż
40HNM	b	b-f
1H18N9T	f	b-cz

**TABLICA 2. Oznaczenia postaci stali**

Postać	Oznaczenie literowe
Lana (staliwo)	L
Kuta	K
Walcowana na gorąco	W
Walcowana na zimno	Z
Ciągniona na zimno	C

**TABLICA 4. Oznaczenie utwardzenia w stanie zgnieciony**

Stopień utwardzenia w stanie zgniecionym	Oznaczenie stanu zgniecionego uzupełnione oznaczeniem utwardzenia
Podwójnie twarda (sprężysta)	Z <sup>2/1</sup>
Twarda	Z <sup>1/1</sup>
Półtwarda	Z <sup>1/2</sup>
Cwierćtwarda	Z <sup>1/4</sup>

### 2.4. Przykłady oznaczania postaci i stanów kwalifikacyjnych obróbki cieplnej

— Oznaczenie stali 45 walcowanej w stanie normalizowanym: 45-WN

— Oznaczenie stali 30HGS walcowanej zmiękczonej: 30HGS-WM

— Oznaczenie stali 45 kutej w stanie ulepszonym cieplnie o minimalnej wytrzymałości 75 kG/mm<sup>2</sup> (750 MPa): 45-KT75

— Oznaczenie stali 1H18N9T w stanie przesyconym (bez określania przeróbki plastycznej): 1H18N9T-H

## 3. Cechowanie stopów aluminium wg PN

### 3.1. Kształt cech barwnych

Cecha składa się z jednego do trzech pasków: pierwszy szeroki (podstawowy pasek barwny) o szerokości ok. 30 mm, następne wąskie o szerokości ok. 10 mm. Odległość między paskami powinna wynosić ok. 5 mm.

### 3.2. Miejsce umieszczania cech barwnych

Jeżeli norma przedmiotowa nie przewiduje inaczej, cechy barwne umieszczone są na części (ok. 1/3) obwodu wyrobu o przekroju kołowym lub na jednej płaskiej ścianie, nie dalej niż 150 mm od brzegu lub końca wyrobu.

Pręty o średnicy lub boku powyżej 100 mm cechowane są na czole pręta.

Taśmy i pasy cechowane są równolegle do krótszej krawędzi na zewnętrznym zwoju taśmy lub zewnętrznym pasie w stosie.

Blachy oznaczane są cechą barwną w odległości 150 mm od naroża na zewnętrznym arkuszu.

Druty cechowane są na końcach.

**TABLICA 3. Oznaczenie stanów kwalifikacyjnych obróbki cieplnej stali stosowane w dokumentacji technicznej**

Stan kwalifikacyjny		Oznaczenie literowe
określenie	uzyskany przez	
Normalizowany Zmiękczonej Ujednorodniony Odprężony Ulepszony	wyzarzanie normalizujące	N
	wyzarzanie zmiękcżające	M
	wyzarzanie ujednorodniające	J
	wyzarzanie odprężające	O
Przesycony Surowy	ulepszanie cieplne (hartowanie i odpuszczanie)	T
	przesyconie pozostawiony bez obróbki cieplnej po gorącej obróbce plastycznej	H
Zgnieciony	pozostawiony bez obróbki cieplnej po zimnej przeróbce plastycznej	— znak zimnej przeróbki plastycznej Z lub C

### 3.3. Przykłady cech barwnych

W tabl. 5 podane są kolory, liczba i kolejność równoległych pasków stanowiących cechę barwną stopów aluminium.

### 3.4. Cechowanie blach

Przy krótszej krawędzi każdego arkusza blach naniesione są w sposób trwały co najmniej:

- znak wytwórcy,
- cecha materiału,
- stan,
- oznaczenie rodzaju i odmiany,
- numer partii.

Przy oznaczaniu barwnym naniesione są na powierzchnię blach w równych rzędach: cecha stopu, rodzaj, stan i grubość blachy. Odstęp między rzędami nie powinien przekraczać 150 mm. Blachy pokryciowe cechowane są po stronie nielicowej.

### 3.5. Cechowanie kształtowników

Kształtowniki o przekroju prostym i złożonym o boku mniejszym niż 30 mm cechowane są barwnie zgodnie z normą przedmiotową. Do wiązki tych kształtowników przymocowana jest przywieszka, na której podana jest:

- cecha gatunku,
- numer partii,
- oznaczenie postaci lub stanu.

Na końcu każdego kształtownika prostego lub złożonego o boku 30 mm i większym wybite są ww. znaki. Jeśli kształt uniemożliwia znakowanie bezpośrednie, do kształtowników przymocowana jest przywieszka z podaniem ww. znaków, z tym, że każdy kształtownik jest znakowany barwnie zgodnie z normą przedmiotową. Po uzgodnieniu dopuszcza się dostawę kształtowników nieoczekowanych, jednak do każdej partii powinna być przymocowana przywieszka zawierająca co najmniej ww. znaki.

## 4. Oznaczenia postaci i stanów obróbki cieplnej metali nieżelaznych wg PN

### 4.1. Oznaczenia postaci

Postać jest określona ostatnim zabiegiem technologicznym nadającym kształt i wymiary wyrobu i półwyrobu. Nazwy i oznaczenia literowe postaci zawiera tabl. 6.

### 4.2. Oznaczenia stanów kwalifikacyjnych

Nazwa stanu zależy od obróbki cieplnej lub odkształcenia plastycznego na zimno.

Oznaczenie stanu składa się z umownego oznaczenia literowego (literowo-cyfrowego) lub też z oznaczenia właściwości charakterystycznej dla danego półwyrobu lub wyrobu i jej wartości.

Oznaczenia wartości właściwości charakterystycznych stosowane są jako oznaczenia dodatkowe w sytuacjach,

**TABLICA 5. Kolory, liczba i kolejność równoległych pasków stanowiących cechę barwną stopów aluminium**

Gatunek		Norma	Cecha barwna	
znak	cecha		pasek szeroki	pasek wąski
AlCu4Mg2	PA7	PN-79/H-88026	c	z
AlMg4,5Mn	PA13		z	cz-cz
AlCu4Mg	PA25		c	z-f
AlMnI	PA1		cz	—
AlMg2	PA2		z	—

Przyjęto skróty barw wg 1.2



TABLICA 6. Nazwy i oznaczenia literowe postaci metali nieżelaznych

Nazwy postaci w zależności od technologii	Oznaczenia
Odlewana <sup>1)</sup>	l <sup>1)</sup>
Odlewana we wlewnicy (dla wlewków i gasek)	lw
Odlewana metodą ciągłą lub półciągłą	lg
Odlewana w formach piaskowych	lp
Odlewana w formach metalowych (dla odlewów kształtowych)	lk
Odlewana pod ciśnieniem	lc
Odlewana odśrodkowo	le
Odlewana pod niskim ciśnieniem	ln
Odlewana innymi metodami <sup>2)</sup>	li <sup>2)</sup>
Przerabiana plastycznie <sup>1)</sup>	pl <sup>1)</sup>
Walcowana na gorąco	pg
Walcowana na zimno	pz
Walcowana <sup>3)</sup>	pw <sup>3)</sup>
Wyciskana	pp
Ciągniona	pc
Tłoczona	pt
Kuta swobodnie	ps
Kuta w matrycy	pm
Kuta innymi metodami	pk
Gięta	pe
Przerabiana plastycznie innymi metodami <sup>2)</sup>	pi <sup>2)</sup>

<sup>1)</sup> Odnosi się do przypadków, gdy nie zachodzi potrzeba uwzględniania stosowanej metody, <sup>2)</sup> należy podać stosowaną metodę, <sup>3)</sup> postać walcowana dotyczy przypadku, gdy nie zachodzi potrzeba podziału wg sposobu walcowania lub takich stopów, dla których graniczna temperatura między przeróbką plastyczną na gorąco i na zimno znajduje się w zakresie temperatur walcowania

kiedy podana właściwość jednoznacznie określa stan. Jako właściwość charakterystyczną i jej wartość przyjmuje się przede wszystkim minimalną wytrzymałość na rozciąganie, minimalną tłoczność, średnią wielkość ziarn. Jeśli nie są określone właściwości charakterystyczne dla materiału dostarczanego, należy stosować umowne oznaczenia podane w tabl. 7. Przykłady nazw i oznaczeń oraz sposoby uzyskiwania stanów podane są w tabl. 7.

Normy szczegółowe mogą przewidywać inne nazwy i oznaczenia stanów.

#### 4.3. Przykłady oznaczania postaci i stanów kwalifikacyjnych obróbki cieplnej

Po oznaczeniu gatunku umieszczane jest oznaczenie postaci, a następnie oznaczenie stanu.

Między oznaczeniami gatunku, postaci i stanu należy zachować odstępy.

Oznaczenie właściwości charakterystycznej umieszczane jest na końcu cechy.

W przypadku pominięcia oznaczenia postaci, oznaczenie stanu umieszczane jest po oznaczeniu gatunku.

— Oznaczenie odlewu ze stopu AM75 odlewane w formie piaskowej (lp) sztucznie utwardzonego wydzieleniowo (tb): AM75 lp tp

— Oznaczenie odlewu ze stopu AK9 odlewane w formie metalowej (lk) sztucznie utwardzanego wydzieleniowo (tb), o wytrzymałości na rozciąganie ( $R_m = 240$  MPa): AK lk tb  $R_m240$ .

— Oznaczenie pręta ze stopu aluminium PA6, naturalnie utwardzonego wydzieleniowo (ta): PA6 ta.

Literaturę zamieszczamy w II cz. artykułu TLiA nr 1/85

Opracował mgr inż. Hubert Dłutowski

TABLICA 7. Nazwy i oznaczenia oraz sposoby uzyskiwania stanów kwalifikacyjnych

Nazwy stanów	Oznaczenia stanów	Stany uzyskiwane przez	Stany dotyczą
Odrprężony	o	wyżarzanie odrprężające	metali i stopów
Stabilizowany	s	wyżarzanie stabilizujące	
Zmiękczony	m	wyżarzanie zmiękczające	stopów utwardzanych wydzieleniowo
Zgnieciony i odrprężony <sup>1)</sup> ówierćtwardy odrprężony	z20	zgniot dla uzyskania żądanych właściwości mechanicznych i następnie wyżarzanie odrprężające, przy czym właściwości mechaniczne odpowiadają na ogół właściwościom stanu zgniecionego	metali i stopów przerabianych plastycznie na zimno
Półtwardy odrprężony	z40		
Twardy odrprężony	z60		
Sprężysty odrprężony	z80		
Podwójnie sprężysty odrprężony	z90		
Utwardzony wydzieleniowo	t	nazwa ogólna stanu odnoszącego się do przypadku, gdy nie zachodzi potrzeba uwzględnienia stosowanych zabiegów	stopów utwardzanych wydzieleniowo
Naturalnie utwardzany wydzieleniowo	ta	przesycanie i naturalne starzenie	
Sztucznie utwardzany wydzieleniowo	tb	przesycanie i sztuczne starzenie	
Naturalnie starzony <sup>2)</sup>	tc	naturalne starzenie, jeśli proces przesycania nastąpił w czasie chłodzenia po odłaniu lub po przeróbce plastycznej na gorąco	
Sztucznie starzony <sup>2)</sup>	td	sztuczne starzenie, jeśli proces przesycania nastąpił w czasie chłodzenia po odłaniu lub po przeróbce plastycznej na gorąco	
Przesycany	te	przesycanie	
Przesycany i zgnieciony	tf	zgniot po przesycaniu	stopów utwardzanych wydzieleniowo i przerabianych plastycznie na zimno
Naturalnie i starzony i zgnieciony <sup>2)</sup>	tg	zgniot po naturalnym starzeniu, jeśli proces przesycania nastąpił w czasie chłodzenia po przeróbce plastycznej na gorąco	
Sztucznie starzony i zgnieciony <sup>2)</sup>	th	zgniot po sztucznym starzeniu, jeśli proces przesycania nastąpił po przeróbce plastycznej na gorąco	
Naturalnie utwardzony wydzieleniowo i zgnieciony	ti	zgniot po naturalnym utwardzaniu wydzieleniowym	
Sztucznie utwardzany wydzieleniowo i zgnieciony	tj	zgniot po przyspieszonym utwardzaniu wydzieleniowym	
Przesycany, zgnieciony i naturalnie starzony	tk	zgniot po przesyceniu, a następnie naturalne starzenie	
Przesycany, zgnieciony i sztucznie starzony	tl		
Przesycany, zgnieciony, naturalnie starzony i zgnieciony	tm	zgniot po przesyceniu, naturalne starzenie i ponowny zgniot	
Przesycany, zgnieciony, sztucznie starzony i zgnieciony	tn	zgniot po przesyceniu, sztuczne starzenie i ponowny zgniot	

<sup>1)</sup> Cyfry w oznaczeniu są przyjęte jako porównawcze i nie odpowiadają konkretnej wielkości zgniotu, lecz określonemu poziomowi właściwości mechanicznych stopu, niezależnie od jego postaci czy kształtu. Wskaźniki te rosną ze wzrostem właściwości wytrzymałościowych, <sup>2)</sup> ponieważ przy tych stanach nie stosuje się przesycania jako oddzielnego celowego zabiegu obróbki cieplnej, a proces przesycania nastąpił w czasie chłodzenia po innych zabiegach, co najczęściej nie jest jednoznaczne, więc też i właściwości nie muszą być takie same jak w przypadku stosowania celowego zabiegu przesycania.

#### III Międzynarodowe Sympozjum Psychologii Lotniczej

W dniach 22÷25.4.1985 r. w Columbus, Ohio, USA, odbędzie się III Międzynarodowe Sympozjum Psychologii Lotniczej (Third International Symposium of Aviation Psychology) organizowane przez Association of Aviation Psychologists i Ohio State University. Przewidziane są następujące sekcje tematyczne:

1. Posługiwanie się wyposażeniem kabiny załogi
2. Nowe koncepcje w projektowaniu kabiny pilotów
3. Niezawodność pilota i jego obciążenie
4. Ocena wydawana przez pilota

5. Automatyzacja kierowania ruchem lotniczym i alternatywne koncepcje separacji ruchu
6. Symulacja i szkolenie
7. Czynniki fizjologiczne w lotnictwie

Każdy może zgłosić referat lub brać udział w wybranej sekcji. Propozycje referatów ze streszczeniem na 300 wyrazów oraz krótkim życiorysem autora można zgłaszać do 15.12.1984 r. pod adresem: Dr Richard S. Jensen, Department of Aviation, The Ohio State University P. O. Box 3022, Columbus, OH 43210, USA.

Referaty zostaną opublikowane w materiałach sympozjum.

## Krucze lakiery\*)

Mgr inż. STEFAN BOROWIAK  
Mgr inż. LESZEK KALIŃSKI  
WSK PZL-Rzeszów

Metoda pokryć kruchym lakierem jest bardzo prostym i ekonomicznym procesem oceny naprężeń w konstrukcjach metalowych. Powierzchnie konstrukcji pokrywa się cienką warstwą lakieru mającego zdolność spękania przy stosunkowo małym wydłużeniu. Pokrytą w ten sposób badaną część stopniowo obciąża się. Pojawienie się pęknięć w jakimś rejonie oznacza, że lokalne naprężenia odpowiadają znanemu wydłużeniu. Uzyskuje się więc informacje wprawdzie elementarne, niemniej jednak użyteczne, zwłaszcza gdy nie jest wymagana wysoka dokładność. Pojawiające się pęknięcia są ukierunkowane z dość dużą dokładnością wzdłuż głównych kierunków naprężeń. Wstępna ocena naprężeń za pomocą kruchych lakierów pozwala więc na wybór miejsca naklejenia oraz zorientowania elektrycznych wskaźników tensometrycznych.

### Wybór lakieru

Nalożony na konstrukcję i wysuszony lakier zachowuje się jak ciało kruche. Podstawowym problemem jest dobór takiej kruchej substancji, której granica zerwania dla określonych warunków otoczenia jest względnie stała. Warstwa lakieru związana z konstrukcją ulegnie spękaniu, kiedy badana część zostanie poddana obciążeniem wywołującym naprężenia rozciągające przekraczające wytrzymałość lakieru. Sama warstwa odkształcona nie wyjaśnia jednoznacznie przyczyn rozciągania, którymi mogą być zarówno odkształcenia spowodowane naprężeniami, jak i dylatacją termiczną.

Po nalożeniu określonego typu lakieru na metalową konstrukcję należy zespół stopniowo schłodzić. Lakier ma współczynnik rozszerzalności znacznie większy niż metale. W konsekwencji przy schładzaniu lakier „chciałby” się kurczyć o wiele więcej niż metal, z którym jest złączony. Powoduje to, że lakier podlega rozciąganiu proporcjonalnemu do różnicy dylatacji lakieru i metalu. Przy zbyt dużym obciążeniu temperatury, lakier popęka nawet przy braku naprężeń, tworzą się rysy w kierunkach nie związanych z kierunkiem naprężeń (jeżeli materiał jest izotro-

powy, co jest najczęściej spotykane). Należy więc pamiętać, że określony typ lakieru odpowiadający określonej temperaturze nie będzie odpowiedni w niższych temperaturach.

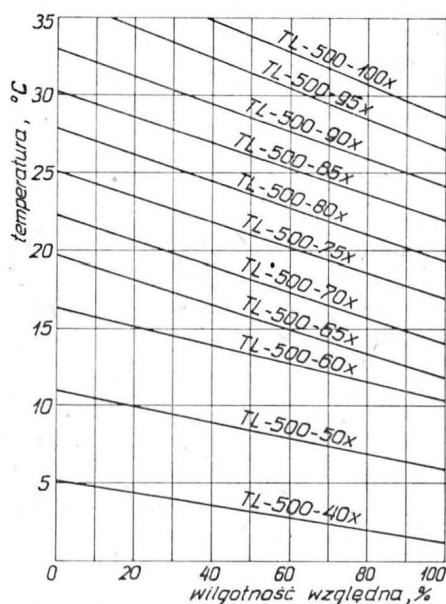
Na rys. pokazano, w jaki sposób do temperatury otoczenia i wilgotności powietrza dobierać typ lakieru, który ulega spękaniu przy wydłużeniu 500  $\mu\text{m/m}$ . Wskazane jest, aby taki wybór lakieru był trafny, jednak gdyby wskazania były inne, próg spękania może być określony analitycznie przez wzorcowanie. Przy wyższej temperaturze zachodzi zjawisko odwrotne. Jeżeli więc zespół ma wyższą temperaturę, lakier popęka przy większych odkształceniach. Oznacza to, że jego próg czułości przy odkształceniach od naprężeń jest wyższy, a może być i tak wysoki, że żadne z przewidywanych naprężeń badanej konstrukcji nie wywoła najmniejszych pęknięć.

Wilgotność powietrza ma słaby wpływ na dobór lakieru, należy jednak ją uwzględniać. Wykres opracowano dla normalnie spotykanego w mechanice progu czułości 500  $\mu\text{m/m}$ . Wykres ten jest przydatny dla stopów aluminium, jak i powszechnie stosowanych metali, ponieważ rozszerzalność Tens-Lacu jest znacznie od nich wyższa i wystarcza do doboru typu lakieru.

Dla określenia wielkości naprężeń, należy każdorazowo skalować stosowany lakier i w warunkach obciążenia w określonej temperaturze i wilgotności ustalić, który lakier jest najbardziej dostosowany do przyjętych badań. Z wykresu wynika, że jeżeli przy tej samej temperaturze wilgotność względna otaczającego powietrza jest większa, trzeba by i druga liczba (tzn. temperatura) była wyższa, tak aby próg pęknięcia znajdował się zawsze na poziomie 500  $\mu\text{m/m}$ . Np. lakier TL-500-75x stosowany w warunkach 21°C i 50% wilgotności względnej ma próg spękania 500  $\mu\text{m/m}$ . Przy wilgotności 20% próg będzie wyższy o wartość  $(50\% - 20\%) \times 5 \mu\text{m/m} = 150 \mu\text{m/m}$ . Zmiana 1% wilgotności względnej powoduje podwyższenie progu czułości o 5  $\mu\text{m/m}$ . Dobry lakier będzie więc miał próg czułości 650  $\mu\text{m/m}$ . Jeśli mimo wszystko wymagany jest próg 500  $\mu\text{m/m}$ , należy wybrać lakier TL-500-70.

W przypadku zmiany temperatury, dla jakiej został dobrany lakier przy tej samej wilgotności, punkt charakterystyczny warunków doboru przemieszcza się pionowo. Różnica rozszerzalności między lakierem a metalem konstrukcji wynosi ok. 63  $\mu\text{m/m/}^{\circ}\text{C}$ . Przy temperaturze mniejszej o 3°C od przewidzianej, lakier będzie poddany rozciąganiu od strony metalu i próg pęknięcia będzie zmniejszony o  $3 \times 63$ , co daje ok. 200  $\mu\text{m/m}$ , czyli próg będzie wynosił 300  $\mu\text{m/m}$  zamiast 500  $\mu\text{m/m}$ . Nie należy wyciągnąć wniosków, że ograniczenie temperatury zwiększy próg czułości. Spowoduje ono pęknięcie lakieru w wyniku rozszerzalności a nie naprężeń, co nie rozwiązuje problemu. Wartość 300  $\mu\text{m/m}$  jest praktycznie minimalnym progami czułości tego produktu. Podwyższenie temperatury wywołuje przeciwny skutek, tj. ściskanie. Próg pęknięcia będzie wyższy, a lakier o tyle mniej czuły. W ten sposób podniesienie temperatury o 3°C spowoduje podwyższenie progu do 700  $\mu\text{m/m}$ . W zasadzie można by uzyskać dowolną czułość lakieru, lecz jeśli jest ona zbyt duża, pęknięcie będzie przypadkowe, wynikające np. z efektu termicznego.

Próg zerwania lakieru mieści się w zakresie  $\pm 50 \mu\text{m/m}$  przy wartości 500  $\mu\text{m/m}$ . Na 1°C różnicy temperatur wskutek rozszerzalności liniowej między metalem a lakierem występują w nim naprężenia 63  $\mu\text{m/m}$  dla np. temperatury wyższej o 6°C próg zostanie ograniczony o ok. 400  $\mu\text{m/m}$ , będzie wynosił więc 100  $\mu\text{m/m}$ , lecz zawsze z tolerancją  $\pm 50 \mu\text{m/m}$ . Nie zaleca się więc stosowania lakieru dla progu czułości mniejszego niż 300  $\mu\text{m/m}$ . Efekt ten wywołuje dobór lakieru o temperaturze wyższej od temperatury otoczenia o 6°C.



Rys. Wykres doboru lakieru

\*) Artykuł opracowano na podstawie „Encyclopedie vishay d'analyse des contraintes”, wyd. Vishay-Micromesures, Francja.



## Nakładanie lakieru

Na powierzchnie ciemne i błyszczące należy przed pokryciem nałożyć warstwę odblaskową za pomocą lakieru U-10. Jest to lakier zawierający proszek aluminiowy. Lakier U-10 jest matowy i rozprasza światło we wszystkich kierunkach. Przed pokryciem warstwą odblaskową, powierzchnię należy oczyścić jak dla pokryć fotoelastycznych. Warstwę należy suszyć 10 min, po czym można nakładać właściwy lakier.

## Natryskiwanie i suszenie lakieru

Części badane w temperaturze poniżej 20°C należy natryskiwać lakierem w temp. 20°C lub wyższej i suszyć w tej samej temperaturze. Po 24 h suszenia należy powoli obniżyć temperaturę (zbyt szybkie obniżenie temperatury może spowodować pękanie warstwy wskutek szoku termicznego). Przed obciążeniem należy pozwolić na ustabilizowanie się temperatury. Dla części, które powinny być badane w temp. 20°C lub wyższej, lakier należy natryskiwać i suszyć w przewidywanej temperaturze badania lub wyższej o 50°C. Warunki schładzania jw.

## Grubość warstwy

Zalecana dla lakieru TL-500 grubość powłoki wynosi 0,04÷0,1 mm. Najlepiej ustalić wzorce grubości nałożonej warstwy. tonacją zielonego barwnika zawartego w lakierze.

## Natryskiwanie

Kruchy lakier powinien być natrykiwany aerozolem lub pistoletem z odległości ok. 12 cm. Należy unikać kurzu i pęcherzy (natryskiwanie z bliska). Cienkie warstwy uzyskuje się przy szybkim przesuwaniu pojemnika aerozolu lub pistoletu. Przy zbyt grubej warstwie rozpuszczalnik nie może odparować i po 5 min pojawiają się pęcherze, które uzyskują maksymalną wielkość po upływie 30 min. Należy tego unikać.

Jeśli pierwsza warstwa nie jest zbyt jednorodna, przy następnych całkowita grubość jest bardziej stała. Po nałożeniu pierwszej warstwy, następną nakłada się po 1 min przerwy w celu umożliwienia odparowania rozpuszczalnika i stabilizacji temperatury wskutek schładzania przy natrysku (ważne przy cienkich częściach). Przy natrysku pistoletem należy stosować minimalne ciśnienie. Najlepsze wyniki uzyskuje się nie przy gładkich powierzchniach, lecz przy powierzchniach typu skórka pomarańczy.

## Skalowanie

Przy każdym badaniu zaleca się wykonanie próbki do skalowania. Pokrywa się ją w tym samym czasie i w tych samych warunkach co badaną konstrukcję. Suszy się ją również z badaną konstrukcją, aby uzyskać równoważną powłokę lakieru. Próbkę poddaje się stopniowemu zginaniu w specjalnym przyrządzie ze skalą w  $\mu\text{m/m}$ . Ze znanych odkształceń próbki łatwo już oznaczyć granicę między strefą pęknięć a lakierem nie spękanym. Znając warunki otoczenia i próbkę, można z wystarczającą dokładnością wyznaczyć rzeczywisty próg pęknięcia.

## Obserwacja szczelin

Do obserwacji wystarcza jedno źródło światła. Badana część przed nałożeniem lakieru powinna być poddana wstępnemu naprężeniu, gdyż bez początkowego naprężenia pęknięcia zamykają się. Źródło światła powinno znajdować się blisko obserwatora lub aparatu fotograficznego. Zadawane obciążenie badanej konstrukcji powinno być przeprowadzane płynnie. Próg spękania jest stały do jednego dnia suszenia, dla zbyt starego lakieru lekko się podnosi. Uwaga ta dotyczy również czułości dla różnych grubości. Po okresie „sezonowania się” lakierów (kilka dni), próg czułości praktycznie nie zależy od grubości. Pęknięcia pozwalają na ustalenie stref najbardziej obciążonych i przebiegu ich naprężeń.

Po badaniu lakier usuwa się rozpuszczalnikiem z zawartością chlorku metylenu, natomiast podkład aluminiowy — trójchlorkiem.

EO/477/K/84

# Analiza parku OSN\*) w przedsiębiorstwach PZL oraz kierunki prac w zakresie automatyzacji ich programowania

Zastosowanie OSN spowodowało daleko idące zmiany w technologicznym przygotowaniu produkcji i w samym procesie produkcyjnym. Dziś trudno sobie wyobrazić właściwe funkcjonowanie wydziału mechanicznego w fabryce bez OSN. Dzięki wprowadzeniu OSN skrócono cykl opracowania technologicznego, podniesiono jakość produkcji oraz uzyskano powtarzalność wyników obróbki nieosiągalną przy stosowaniu konwencjonalnej techniki obróbki skrawaniem. Jest to jednak wciąż sukces niepełny, ponieważ w wielu przypadkach nie uwzględnia się ograniczeń związanych z zastosowaniem OSN:

- wielkości serii produkcyjnej,
- konfiguracji części produkcyjnych do obróbki na OSN,
- różnorodności układów sterowania.

Celem niniejszego artykułu jest przeprowadzenie w przedsiębiorstwach PZL analizy istniejącego parku maszynowego pod kątem ww. ograniczeń oraz wskazanie pewnych istniejących nieprawidłowości.

## Stan OSN w przedsiębiorstwach PZL w 1980 r.

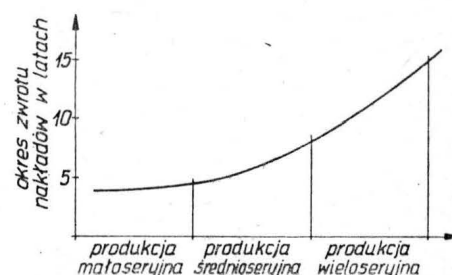
Z tabl. 1 wynika, że kierunek zastosowania OSN w przemyśle lotniczym jest zbliżony do właściwego, ponieważ odpowiada podstawowemu kryterium opłacalności OSN, jakim jest typ produkcji.

Aby uzasadnić i podkreślić ważność omawianego kryterium, podano wyniki analizy efektywności przeprowadzone w zakładach PZL, z której wynika, że najbardziej opłacalne jest stosowanie OSN w produkcji mało- i średnioseryjnej (rys. 1).

Porównując wyniki analizy ze stanem faktycznym zarejestrowanym w przedsiębiorstwach można stwierdzić, że najbardziej uzasadnione jest preferowanie zakupu OSN przez przedsiębiorstwa mające duży udział produkcji mało- i średnioseryjnej. Przeprowadzona analiza efektywności OSN wykazała również, że drugim ważnym kryterium opłacalności zastosowań OSN, wiążącym się ściśle z typem produkcji, jest zależność okresu zwrotu nakładów od rodzajów części obrabianych na danej obrabiarence. Dla produkcji mało- i średnioseryjnej wynosi ona ok. 30 (rys. 2), co odpowiada okresowi zwrotu nakładów 3÷4 lata.

## Kierunki zakupu OSN

Z tabl. 2 wynika, że największa różnorodność zakupów wystąpiła w WSK PZL-Mielec, gdzie 85 obrabiarek pochodzi z 8 krajów. Taka różnorodność zakupów nie wpływa



Rys. 1

\*) OSN — Obrabiarki sterowane numerycznie.

TABLICA 1. Stan OSN na koniec czerwca 1980 r.

Nazwa zakładu	Tokarki	Frezarki	Wiertarki	Wiert.-frez.	Autom. tok.	Centra obr.	Elektro-draż.	Razem	Typ produkcji			
	Ilość w szt.								25	50	75	%
WSK PZL-Mielec	26	48	5	1	1	3	1	85				
WSK PZL-Świdnik	31	26	5	-	1	20	-	83				
WSK PZL-Rzeszów	22	31	2	8	2	11	-	176				
ZMiN PZL-Wola	12	1				4		17				
PZL-Hydral	9	-	-	-	1	8		18				
WSK PZL-Kalisz	9	10			2	1		22				
WSK PZL-Warszawa II					1	4	1	6				
WSK PZL-Warszawa Okęcie	7	1		6		4		18				
WSK PZL-Kraków	12	2	1			3		18				
WSK PZL-Poznań		2				1		3				
WSK PZL-Krosno	5					1		6				
Razem	233	121	13	15	8	60	2	452	<div style="text-align: right;">Legenda</div>			
Proc. udział poszczególnych rodzajów OSN	51	27	3	3	2	13	1	100				

korzystnie na utrzymanie w ciągłym ruchu parku obrabiarkowego, utrudnia pracę własnego serwisu, stwarza trudności w uzyskaniu odpowiedniej liczby części zamiennych, zwiększa koszty utrzymania maszyn w ciągłym ruchu itp. Ponadto wywołuje jedno z najgorszych zjawisk, a mianowicie zwiększa różnorodność układów sterowania, co stwarza wiele problemów związanych z programowaniem obrabiarek.

Do przeprowadzenia analizy tabl. 3 jest niezbędne przedstawienie niektórych problemów związanych z układem sterowania i systemami programowania.

#### Ogólne problemy automatyzacji programowania ręcznego OSN

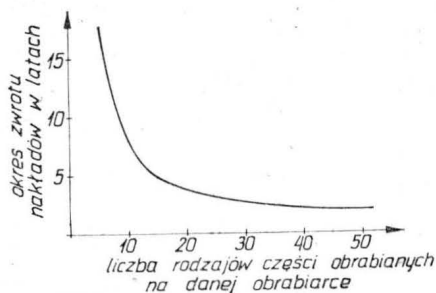
Różnorodność typów OSN i ich układów sterowania po-

TABLICA 2. Liczba zakupionych OSN

Przedsiębiorstwo	PRL	CSRS	NRD	WRL	ZSRR	Wlk. Brytania	RFN	Szwajcaria	Japonia	Holandia	Razem szt.
WSK PZL-Mielec	20	9	2	23	19	5	3	4	—	—	85
WSK PZL-Rzeszów	78	42	18	15	16	2	—	—	5	—	176
WSK PZL-Świdnik	4	25	21	26	6	1	—	—	—	—	83
ZMiN PZL-Wola	7	2	1	—	—	3	1	—	—	3	17
PZL-Hydral	—	8	—	1	—	5	—	—	4	—	18
WSK PZL-Kalisz	10	8	—	1	—	2	—	—	1	—	22
WSK PZL-Warszawa II	—	—	—	—	—	5	—	1	—	—	6
WSK PZL-Warszawa-Okęcie	3	1	5	5	1	3	—	—	—	—	18
WSK PZL-Kraków	5	5	—	3	4	—	1	—	—	—	18
WSK PZL-Poznań	—	2	—	—	—	1	—	—	—	—	3
WSK PZL-Krosno	3	2	—	—	—	—	—	—	1	—	6
Razem szt.	130	104	47	74	46	27	5	5	11	3	452
Udział w stosunku do liczby OSN, %	29	23	10	17	10	6	1	1	2	1	100

TABLICA 3. Zbiórce zestawienie układów sterowania OSN w przedsiębiorstwach PZL

Liczba rodzajów sterowania ogółem	51
— sterowanie punktowe	3
— sterowanie odcinkowe	20
— sterowanie ciągłe	28
Liczba rodzajów sterowania występujących w poszczególnych przedsiębiorstwach	
WSK PZL-Mielec	22
WSK PZL-Świdnik	15
WSK PZL-Rzeszów	25
ZMiN PZL-Wola	8
Kombinat PZL-Hydral	7
WSK PZL-Kalisz	11
WSK PZL-Warszawa II	3
WSK PZL-Kraków	10
WSK PZL-Poznań	2
WSK PZL-Krosno	3
WSK PZL-Warszawa-Okęcie	10



Rys. 2

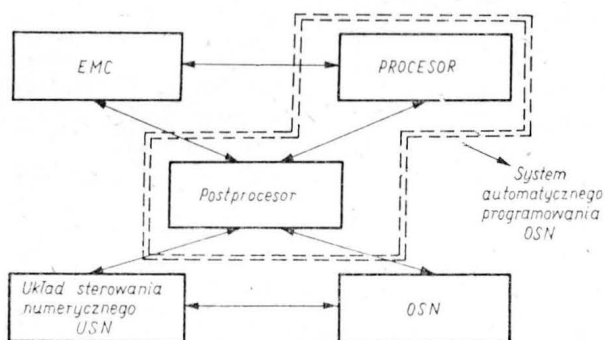
woduje duże zróżnicowanie - szczegółów programowania, niemniej pewne czynności są wspólne dla wszystkich OSN.

Obliczenie współrzędnych punktów charakterystycznych toru narzędzia, jako najbardziej pracochłonna czynność opracowania całego programu, jest wspólna dla różnych rodzajów i typów OSN, choć czas opisu drogi narzędzia jest różny. Czynność ta, przy złożonych częściach, jest bardzo pracochłonna, a czas jej wykonania zależy od środków obliczeniowych, jakimi dysponuje technolog-programista. Przy ręcznym programowaniu złożonych części, wymagających obrabiarek ze sterowaniem ciągłym, obliczenie współrzędnych stanowi ok. 90% pracochłonności opracowania programu, a w skrajnych przypadkach opracowanie programu jest prawie niemożliwe.

Zagadnienie jest więc bardzo złożone, a rozwiązaniem mogą być systemy mechanizujące programowanie ręczne. Obecnie na świecie liczba systemów mechanizujących ręczne programowanie OSN osiąga 100. Wśród tych systemów wyróżnia się dwa kierunki rozwoju metod automatyzacji programowania: rozwój dużych systemów, takich jak APT, EXAPT, APO itp., wymagających komputerów, oraz rozwój małych systemów, ściśle związanych z minikomputerami. W obu przypadkach warunkiem użytkowania każdego systemu automatyzującego programowanie ręczne jest ścisła zależność (kompatybilność) pięciu elementów:

- procesora, czyli podstawowego programu (oprogramowania) dostosowanego do konkretnej EMC,
- postprocesora — podprogramu dopasowującego wyniki z procesora do określonej obrabiarki,
- obrabiarki,
- układu sterowania obrabiarki,
- komputera (EMC) lub minikomputera.

Zależność tych elementów pokazuje rys. 3. Jak wynika z rys. 3, warunkiem korzystania z maszynowego programowania jest konieczność posiadania programu komputerowego (tzw. procesora) dostosowanego do określonego komputera lub minikomputera stanowiącego główny ele-



Rys. 3

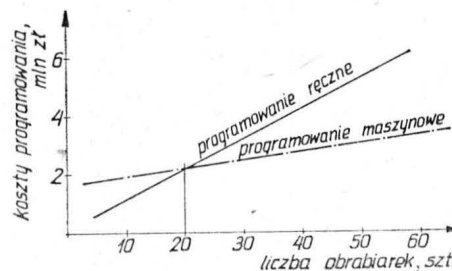
ment każdego systemu oraz drugiego podprogramu (tzw. postprocesora), opracowanego specjalnie dla każdego typu obrabiarki, jej układu sterowania i procesora.

Duże różnorodności układów sterowania (51 rodzajów w zakładach PZL) oraz duża pracochłonność opracowania jednego postprocesora, która w zależności od typu obrabiarki, układu sterowania i procesora wynosi od kilku do kilkunastu miesięcy, to główna przeszkoda szybkiego przejścia z programowania ręcznego na maszynowe. W ciągu kilku lat eksploatacji systemu maszynowego programowania związanego z minikomputerem Olivetti opracowano w trzech zakładach PZL zaledwie 13 rodzajów postprocesorów. Drugim mankamentem tak dużej różnorodności układów sterowania jest problem utrzymania ich w ciągłym ruchu. Zagadnienie różnorodności układów sterowania jest więc bardzo istotne i musi być uwzględnione przy dalszych zakupach OSN.

#### Stan automatyzacji programowania OSN w przedsiębiorstwach PZL

Problemy z programowaniem pojawiają się zazwyczaj w przypadku użytkowania w przedsiębiorstwie znacznej liczby OSN w sposób zgodny z przeznaczeniem. Narastają one wraz z liczbą eksploatowanych maszyn i zaczynają się koncentrować wokół automatyzacji programowania. Wzrasta również liczba programistów.

Istnieją opracowane materiały radzieckie, które określają liczbę technologów w zależności od eksploatowanych obrabiarek. Problem nie polega na ustaleniu liczby technologów, lecz na określeniu, przy jakiej liczbie obrabiarek jest ekonomicznie uzasadnione przejście z metody programowania ręcznego na maszynowe i jakie kierunki auto-



Rys. 4. Wykres kosztów programowania w okresie 5 lat

matyzacji programowania należy preferować w przemyśle lotniczym. Drugie zagadnienie w ciągu ostatnich lat do czekało się ukierunkowania, pierwsze natomiast do dziś nie jest określone.

Określenie punktu krytycznego (ekonomicznie uzasadnionego) przejścia z programowania ręcznego na maszynowe jest płynne. Wynika to z rodzaju posiadanego parku obrabiarkowego (obrabiarki złożone lub mniej złożone) oraz ich eksploatacji. Wieloletnia obserwacja i doświadczenia przedsiębiorstw eksploatujących znaczną liczbę obrabiarek wskazują, że punktem krytycznym, z którego wynika konieczność zmian organizacyjnych związanych ze zmianą sposobu programowania OSN jest posiadanie ok. 25 obrabiarek złożonych (frezarek, centrów obróbkowych). Przy tej liczbie obrabiarek trudności (na które składało się m.in. typowanie do obróbki coraz bardziej złożonych części) powodował nagły wzrost pracochłonności programowania, wymagający zmian sposobu programowania.



TABLICA 4. Koszty programowania ręcznego

Liczba obrabiarek szt.	Liczba programów, szt.					Razem liczba progr. szt.	Pracochłonność opracowania programu w roku, h	Wartość 1 rob. godz. zł	Koszty programowania, zł (g.h.i)
	1 rok	2 rok	3 rok	4 rok	5 rok				
a	b	c	d	e	f	g	h	i	j
1	15	5	5	5	5	35	100	30	105 000
10	150	50	50	50	50	350	100	30	1 050 000
20	300	100	100	100	100	700	100	30	2 100 000
30	450	150	150	150	150	1050	100	30	3 150 000
40	600	200	200	200	200	1400	100	30	4 200 000
50	750	250	250	250	250	1750	100	30	5 250 000
60	900	300	300	300	300	2100	100	30	6 300 000

Przy założeniu, że przedsięwzięcie jest rentowne gdy koszty jego realizacji zwracają się po pięciu latach, obliczamy koszty programowania ręcznego i maszynowego dla pięciu lat w zależności od liczby eksploatowanych maszyn. Do wyliczeń ustalamy, że czas opracowania programu wynosi średnio 100 rbg, liczba programów jaką należy opracować dla obrabiarek w ciągu pierwszego roku eksploatacji — 15, w ciągu każdego następnego roku — 5, koszt 1 rbg programisty — 30 zł. Koszty programowania różnej liczby eksploatowanych maszyn w okresie 5 lat przedstawiają tabl. 4 i 5. Nanosząc na wykres współrzędnych koszty programowania ręcznego i maszynowego w zależności od liczby eksploatowanych obrabiarek widzimy, że punkt przecięcia się prostych jest miejscem zrównoważenia się kosztów programowania ręcznego i maszynowego (rys. 4). Koszt zakupu oprogramowania i minikomputera Olivetti do maszynowego programowania obrabiarek równoważą się z kosztami programowania ręcznego po pięciu latach, gdy w przedsiębiorstwie eksploatowanych jest 20 obrabiarek. Powyżej 20 obrabiarek koszty programowania maszynowego są mniejsze od kosztów programowania ręcznego.

Biorąc za podstawę powyższe stwierdzenie oraz uwzględniając rodzaj posiadanego parku obrabiarkowego (tabl. 1) można stwierdzić, że następnymi przedsiębiorstwami po WSK PZL-Rzeszów, WSK PZL-Mielec i WSK PZL-Swidnik, w których powinno być wdrożone maszynowe programowanie, powinny być WSK PZL-Kalisz i PZL-Hydral we Wrocławiu.

#### Kierunki mechanizacji programowania

Jak pokazuje tabl. 4, w przedsiębiorstwach PZL przyjęto dwa kierunki mechanizacji:

- mechanizację z zastosowaniem systemów o dużym stopniu automatyzacji, takie jak polski system do programowania frezarek APO-3, zachodniemiecki system EXAPT zakupiony przez OBR-TEKOMA w Warszawie oraz amerykański system APT-4 wchodzący w skład systemu NARVIK. Wszystkie ww. systemy wymagają dużych komputerów, ponadto koszty opracowania tzw. postprocesorów (podprogramów) niezbędnych do korzystania z systemów są bardzo wysokie i ich opracowanie wymaga specjalistów wysokiej klasy. Np. koszt opracowania postprocesora dla centrum obróbkowego 10 HC 150 z układem sterowania ACRAMATIC 10E dla systemu APT wynosi 2 500 000 zł\*).

- mechanizację z zastosowaniem oprogramowania nazywanego systemem GTL na minikomputer Olivetti. Ten kierunek mechanizacji jest znacznie prostszy i tańszy. Opracowanie postprocesorów odbywa się we własnym zakresie, a pracochłonność opracowania wynosi ok. 1,5 miesiąca. Tym systemem rozwiązuje się w 80% zagadnienie programowania w przedsiębiorstwach PZL.

Ze względu na poniesione już duże nakłady pracy na opracowanie postprocesorów (13 rodzajów) w WSK PZL-Swidnik, WSK PZL-Rzeszów i WSK PZL-Mielec oraz ze względu na stosunkowo niski koszt (system z minikomputerem kosztuje 50 000 dol.\*), tylko ten kierunek należy rozwijać w przemyśle lotniczym. Nie należy dopuszczać do zakupu innego oprogramowania i minikomputera w pozostałych przedsiębiorstwach niż Olivetti.

Drugim podstawowym systemem programowania powinien być APT. System rozwiązuje pozostałe 20% występujących w przedsiębiorstwach PZL zagadnień obróbki czę-

ści wymagających programowania w kilku osiach jednocześnie. Polski system APO-3 jest nierozwojowy. System EXAPT jest trudny do wdrożenia ze względu na duży stopień automatyzacji. Wymaga on opracowania w przedsiębiorstwie specjalnych kartotek narzędziowych i mate-

TABLICA 5. Koszty programowania maszynowego

Liczba eksploatowanych obrabiarek, szt.	Koszty programowania ręcznego (z tabl. 4), zł	Pomniejszone o 70% koszty programowania ręcznego, zł	Koszty całego systemu, zł	Całkowite koszty programowania maszynowego (c+d), zł
a	b	c	d	e
1	105 000	31 500	1 500 000	1 531 500
10	1 050 000	315 000	1 500 000	1 815 000
20	2 100 000	630 000	1 500 000	2 130 000
30	3 150 000	945 000	1 500 000	2 445 000
40	4 200 000	1 260 000	1 500 000	2 760 000
50	5 250 000	1 575 000	1 500 000	3 075 000
60	6 300 000	1 890 000	1 500 000	3 390 000

riałowych wykonanych na nośnikach informacji. Ze względu na swą nieelastyczność wymaga sztywnej i dobrej organizacji pracy. Np. w przypadku braku automatycznie dobranej przez system narzędzia, opracowany program nie jest realizowany przez obrabiarkę. Ponadto ze względu na ograniczenie nałożone przez stowarzyszenie EXAPT-VEREIN, korzystanie z systemu jest możliwe tylko w OBR-TEKOMA w Warszawie.

Z przedstawionych w artykule rozważań wynikają zasadnicze wnioski, które przemysł PZL powinien uwzględnić w swym dalszym działaniu:

- kupować obrabiarki z takimi układami sterowania, dla których prace dotyczące automatyzacji ich programowania zostały już najbardziej zaawansowane (tabl. 3),

- dążyć w miarę możliwości do maksymalnego ujednoczenia parku OSN w przedsiębiorstwach pod kątem producenta,

- przyjąć już sprawdzony w WSK PZL-Swidnik, WSK PZL-Mielec i WSK PZL-Rzeszów system maszynowego programowania (oprogramowanie i minikomputer Olivetti) za rozwojowy i rozpowszechnić go w innych przedsiębiorstwach, ograniczając się tylko do zakupu samego minikomputera,

- opanowany w WSK PZL-Swidnik system APT rozpowszechnić w pozostałych przedsiębiorstwach, w których zachodzi potrzeba automatycznego programowania części o złożonych kształtach,

- polityka zakupów PZL powinna być prowadzona we współpracy z Biurem Technicznym Nowych Uruchomień Przemysłu Lotniczego, które powinno opiniować proponowane do zakupu OSN i systemy automatycznego programowania,

- uznać na obecnym etapie za nierozwojowy w przemyśle lotniczym system EXAPT i nie prowadzić dalszych działań w celu wdrażania systemu.

Oprac. Zespół Technologiczny  
Biuro Techniczne Nowych Uruchomień  
Przemysłu Lotniczego PZL

EO/477/K/84

\*) Dane dotyczą 1980 r.

## NDN-IT Turbo Firecracker • W.Brytania •

### Turbośmigłowy samolot szkolno-treningowy

Firma NDN Aircraft zbudowała turbinową wersję tłokowego samolotu szkolno-treningowego NDN-1. Nowy samolot, NDN-IT, wykonał pierwszy lot 1 września 1983 r. i podobnie jak NDN-1 będzie produkowany przez firmę Firecracker Aircraft. Ma on symulowane charakterystyki pilotażowe zbliżone do charakterystyk bojowych samolotów odrzutowych, a osiągnięciami dorównuje samolotom Jet Provost, w związku z czym jest przewidziany jako ich następca.

Do napędu samolotu wykorzystano silnik Pratt Whitney PT6A-25A o mocy startowej 412 kW (560 KM) utrzymywanej do wysokości 1525 m. Zastosowano boczne odpylacze powietrzne Centrisep, typu multicyklonowego z porowatą warstwą filtrującą. Silnik może prawidłowo pracować przy zablokowaniu 2/3 cyklonów i przez 45 min w warunkach oblodzeniowych. Przewiduje się zastosowanie w przyszłości silnika PT6A-25C o mocy 560 kW (760 KM).

Kabina w układzie tandem ma fotele z odchylanymi oparciami dla zwiększenia tolerancji na obciążenia. Tylne fotel jest umieszczony wyżej od przedniego. Fotele są wyposażone w raketowy system ratunkowy typu zero-zero. Pod płatem znajdują się cztery uchwyty do podwieszania uzbrojenia ćwiczebnego lub bojowego.

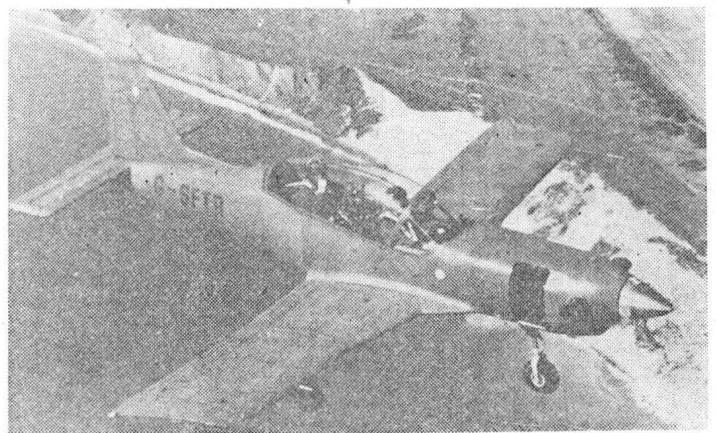
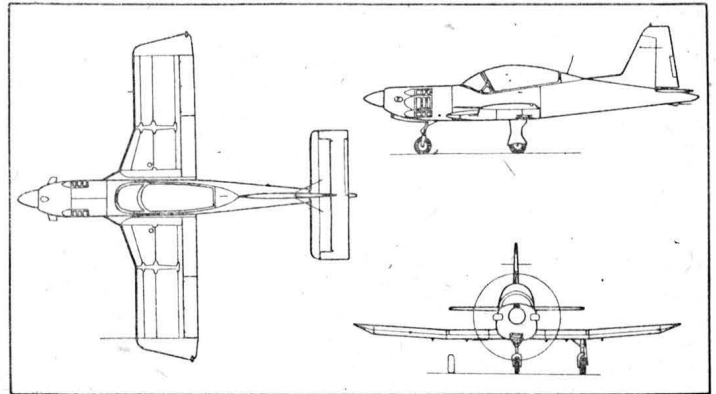
Konstrukcja obliczona na współczynniki obciążeń +6 i -3 nie ma elementów kutyh i wyciskanych, co czyni ją atrakcyjną dla przemysłu krajów Trzeciego Świata.

Zakład Firecracker Aircraft w Sandown jest przygotowany do produkcji jednego-dwóch samolotów miesięcznie — w latach 1986÷1989 ma być wyprodukowanych 150 samolotów do zastąpienia wycofywanych Jet Provostów. Poza tym firma Firecracker spodziewa się zdobyć zamówienia na 20% z liczby 4500 samolotów szkolno-treningowych, które w przyszłości będą wyprodukowane dla zaspokojenia światowego zapotrzebowania (z wyjątkiem krajów RWPG).

O dużej konkurencyjności samolotu NDN-IT stanowi jego niska cena (ok. 1 mln dol.), duża wytrzymałość zmęczeniowa i szeroki zakres eksploatacyjny.

#### Dane techniczne

Rozpiętość	7,92 m
Długość	8,33 m
Wysokość	3,25 m



Powierzchnia nośna	11,89 m <sup>2</sup>
Masa samolotu pustego	1066 kg
Normalna masa do startu	1542 kg
Prędkość maksymalna na wys. 4570 m	421 km/h
Maks. wznoszenie	12,14 m/s
Prędkość przeciągnięcia	113 km/h
Zasięg na wys. 3050 m bez dodatkowych zbiorników i bez rezerwy paliwa	927 km.

W.K.

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Wojskowy Instytut Techniczny Uzbrojenia zgłosił do ochrony wzór użytkowy pn. Stanowisko obrotowe do badań silników raketowych, umożliwiające w prosty sposób określenie charakterystyki strumienia paliwa.

Skrót opisu wzoru zamieszczono w BUP nr 5/1982 r., w klasie G 01 M, pod nr W.66230.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła w Urzędzie Patentowym PRL do opatentowania zespół podziałowy do ustawiania pod kątem wsporników bazowych w elementach nośnych przyrządów montażowych, budowanych metodą przestrzennie-koordynacyjną (wynalazca J. Ferenz).

Opis wynalazku, znajdującego zastosowanie w produkcji statków powietrznych, chronionego trzema zastrzeżeniami, opublikowano w skrócie w BUP nr 9/1982 r., w klasie B 25 B, pod nr P.231852T.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik zgłosiła do opatentowania urządzenie do śrubowego nawijania drutów (twórcy: T. Czerniak i W. Mikulski), przeznaczone do otrzymywania linek stosowanych jako ciężka giętka do pracy na rozciąganie i ściskanie, zwłaszcza do zdalnego sterowania silnikami aparatów latających.

Wynalazek, chroniony dwoma zastrzeżeniami, opisano w BUP nr 18/1982 r., w klasie B 65 H, pod nr P.229922.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik zgłosiła do opatentowania instalację przeciwoblodzeniową, zwłaszcza dla statków powietrznych z elementami nośnymi z tworzyw sztucznych (wynalazca J. Wolanin). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania konstrukcji zabezpieczającej elementy grzewcze przed zapaleniem się podczas ich pracy. Układ automatyczny z jednej strony połączony jest z kolektorem instalacji przeciwoblodzeniowej, zaś z drugiej z sygnałem +27 V i mechanizmem programującym.

Skrócony opis wynalazku, chronionego trzema zastrzeżeniami, podano w BUP nr 9/1982 r., w klasie G 05 G, pod nr P.227453.

● Akademia Rolnicza w Krakowie zgłosiła do opatentowania silnik wiatrowy z ulepszonym mechanizmem regulacji obrotów oraz o zmniejszonych stratach energii wiatru.

Wynalazek, chroniony jednym zastrzeżeniem, opisano w BUP nr 19/1982 r., w klasie F 03 D, pod nr P. 236047.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Mielec zgłosiła do opatentowania urządzenie do testowania na ognioodporność materiałów i elementów konstrukcyjnych, zwłaszcza statków powietrznych (twórca M. Kopacz), wyposażone w palnik imitujący pożar i zapewniający równomierne nagrzanie badanego elementu.

Opis wynalazku, chronionego pięcioma zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 16/1982 r., w klasie G 01 N, pod nr P.233291T.

W. Z.



## Nie znany prototyp samolotu RWD-8

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS.

Choć dzieje prototypów samolotu szkolnego RWD-8 zostały częściowo odtworzone i to głównie dzięki zachowanym zdjęciom, jednak brak ścisłych relacji oraz dokumentów z prób w locie powoduje, iż nadal wiele szczegółów jest nie wyjaśnionych. Za pierwsze dwa prototypy są uznawane dwa samoloty: SP-AKL (nr fabr. 61) i SP-AKN (nr fabr. 63). Pierwszy z nich służył jako wzorzec dla wersji wojskowej, drugi zaś dla wersji cywilnej. Natomiast zagadkę stanowił egzemplarz z nr fabr. 60, czyli najwcześniejszy z całej trójki. Jedyną informacją o tym samolocie był zapis w rejestrze statków powietrznych następującej treści: RWD-8 nr 60 ze znakami rejestracyjnymi SP-AMF zarejestrowano 19.4.1934 r. jako własność Ministerstwa Komunikacji. Ponieważ jeszcze jesienią 1933 r. były zarejestrowane egzemplarze RWD-8 nr 64, 65 i 66 ze znakami SP-ALB, SP-ALD i SP-ALO — trudno było ustalić dlaczego egzemplarz nr 60 został zarejestrowany tak późno i otrzymał znaki o znacznie później stosowanej kolejności liter rejestracyjnych. Brak zdjęcia samolotu



Rys. 1. RWD-8 SP-AMF z urządzeniem do holowania szybowców. Tylko wannowa kabina odróżnia go od prototypu SP-AKN



Rys. 2. SP-AMF miał w baldachimie dodatkowy zbiornik paliwa

nie pozwalał ustalić czy miał on wygląd samolotu seryjnego, czy też cechy prototypu. Dopiero ostatnio zostały odnalezione trzy zdjęcia samolotu SP-AMF, które wykazały, iż ma on cechy prototypu. Był on napędzany silnikiem Hermes II o cylindrach stojących (czyli z nisko położoną osią śmigła). Zasadniczą jednak sprawą jest to, że był to pierwszy egzemplarz RWD-8 z kabiną wannową, czyli bez osłony między kabinami ucznia i instruktora. Ponieważ podobną kabinę zastosowano na seryjnych egzemplarzach wojskowych RWD-8, zaś pozostałe prototypy RWD-8 miały kabiny oddzielone — należy sądzić, że egzemplarz nr fabr. 60 był jednym z trzech prototypów i zastosowana na nim kabina stała się wzorem dla wersji wojskowej. Ponieważ prototyp znajdujący się w próbach mógł nie nosić znaków rejestracyjnych, stąd należy przypuszczać, że samolot dopiero po ukończeniu prób został zarejestrowany i dlatego odbyło się to tak późno. Trudno znaleźć inne wytłumaczenie jego dziejów. Powyższa sprawa została przytoczona jako przykład metod stosowanych przy odtwarzaniu dziejów polskich samolotów.

## Pierwszy lot samolotu PZL P.1

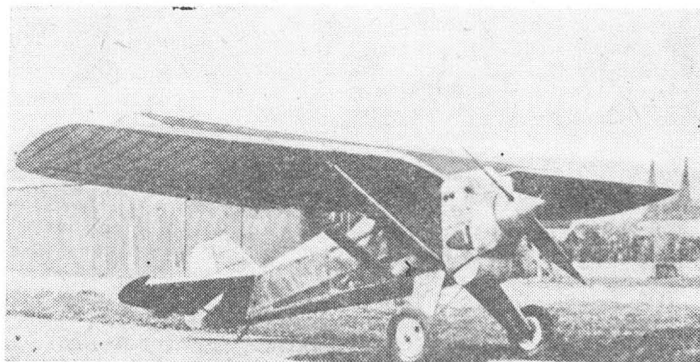
Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Samolot myśliwski PZL P.1 był pierwszą konstrukcją utworzonych w 1928 r. Państwowych Zakładów Lotniczych w Warszawie oraz pierwszym zrealizowanym projektem inż. Zygmunta Puławskiego. Był to zarazem pierwszy polski samolot konstrukcji całkowicie metalowej. Projekt samolotu powstał w 1928 r. W końcu tego roku rozpoczęto budowę prototypu PZL P.1 i płatowca do prób statycznych.

Kadłub samolotu był gotowy już wiosną 1929 r. i w maju został wystawiony na Powszechnej Wystawie Krajowej w Poznaniu. W sierpniu 1929 r. zmontowany prototyp wytoczono po raz pierwszy z hali montażowej. W końcu sierpnia (względnie 1 września) kpt. pil. Bolesław Orliński wykonał na prototypie PZL P.1 pierwszy lot, który miał dość dramatyczny przebieg. Lot ten nie był opisywany w prasie, gdyż nie było wówczas w zwyczaju podawać niekorzystnych informacji o nowych samolotach. Dopiero ponad trzydzieści lat później świadkowie tego lotu zrelacjonowali go. Zaś ostatnio doc. dr hab. Tomasz Goworek uzyskał zdjęcia dokumentujące ów lot.

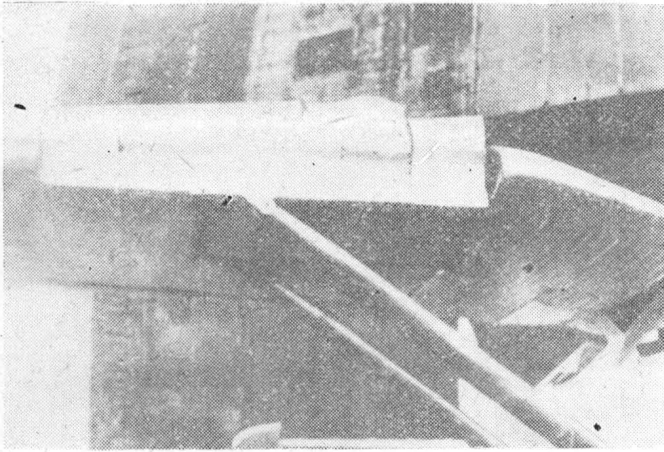
Otóż kpt. B. Orliński po wzniesieniu się na samolocie na wysokość ponad 1000 m i rozpedzeniu samolotu usły-

szął huk i odczuł, że samolotem silnie zarzuciło w prawo. Pilot stwierdził uszkodzenie noska skrzydła. Samolot stał się trudny w pilotażu zarówno ze względu na duży wzrost oporu, jak i silną tendencję do zakrętu w prawo. Pilot



Rys. 1. Pierwszy prototyp PZL P.1 w swej początkowej postaci





Rys. 2. Uszkodzony noszek prawego skrzydła prototypu PZL P.1  
Fot. ze zbiorów T. Goworka

niał prawo wyskoczyć na spadochronie. Jednakże po stwierdzeniu, że zasadnicza konstrukcja skrzydła nie wykazuje widocznego odkształcenia i uszkodzenia, więc nie grozi urwanie skrzydła oraz po stwierdzeniu, że samolot daje się pilotować — B. Orliński postanowił uratować prototyp. Zdawał sobie bowiem sprawę, że rozbite prototypu przekreśli dalsze prace nad samolotem.

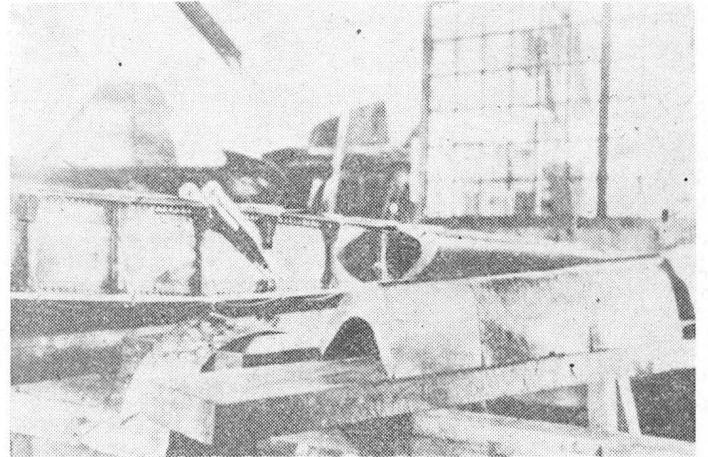
B. Orlińskiemu udało się wylądować bez uszkodzenia samolotu. Okazało się, że sześć międzyzębrowych odcinków noska płata uległo załamaniu i rozplaszczeniu na dźwigarze, tworząc coś w rodzaju hamulca aerodynamicznego.

Noszek wykonany był z blachy z elektronu (stopu magnezowego), modnego wówczas w lotnictwie ze względu na małą masę właściwą. Noszek zbyt rzadko podparty żeberkami nie wytrzymał ciśnienia dynamicznego wytworzonego przez powietrze przy dużej prędkości lotu.

Wkrótce samolot wyremontowano zakładając noszek

z blachy duralowej wspartej noskami żeberek. Oczywiście wzmocniono również noszek drugiego skrzydła. W dniu 25 września 1929 r. B. Orliński dokonał faktycznego oblotu prototypu PZL P.1 na lotnisku mokotowskim w Warszawie. W locie tym osiągnął prędkość 297 km/h oraz wysokość 2620 m w 3 min 40 s i 5000 m w 8 min 30 s. Próby statyczne samolotu przeprowadzono dopiero w listopadzie 1929 r. Wykazały one konieczność wzmocnienia podłużnic kadłuba oraz niektórych prętów duralowej kratownicy kadłuba. Przy okazji wzmocnienia konstrukcji kadłuba zmieniono równocześnie w osłonie silnika chwyt powietrza chłodzącego oraz przesunięto spod silnika chłodnicę, umieszczając ją pod kadłubem między goleniami podwozia.

Samolot PZL P.1 zapoczątkował rodzinę samolotów myśliwskich PZL P z mewim skrzydłem Puławskiego i nożycowym podwoziem Puławskiego. Dalszym jego rozwinięciem były znane samoloty PZL P.11 i PZL P.24.



Rys. 3. Remont uszkodzonego noska skrzydła. Fot. ze zbiorów T. Goworka

cd. ze s. 32

**Analysis of the stock of NC machine tools in PZL production plants and the trends in work on automation of programming such machinery.** TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 9, p. 25

The article comprises an analysis of the stock of numerically controlled machine tools installed in PZL production plants against the background of general consideration of profitability of their use, with taking into account the influence of the choice of purchase areas on problems of work organization, service etc. The article contains, as well, a discussion of current state in organization of automatic programming of NC machines and the resultant conclusions on coordination of purchase of computer equipment and automatic programming systems with the aim at achieving optimum solutions.

**GLASS A.: Unknown prototype of the RWD-8 aircraft.** TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 9, p. 30

An unknown prototype of the RWD-8 trainer, utilized in part as a prototype for the military version of this aircraft, has been presented.

**GLASS A.: The first flight of the PZL P.1 aircraft.** TLiA, vol. XXXIX, 1984, No. 9, p. 30

The first flight of a prototype of the PZL P.1 fighter, finished happily in spite of a damage taking place in air, has been described.

## ZUSAMMENFASSUNGEN

**GORSKI P.: Seitliches Kleinststeuer am Aerobus A. 320.** TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 9, S. 4

Die Beschreibung bezieht sich auf eine neue Art von Steuer eines Passagierflugzeuges, seine technische Lösung und besondere Eigenschaften. Es werden auch Beurteilungen der Benutzer angeführt.

**MICHAŁEK J.: Triebwerke für Überschall-Passagierflugzeuge der zweiten Generation (II).** TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 9, S. 8

Der zweite Teil des Beitrages enthält eine Übersicht der in der Literatur beschriebenen Konzeptionen der Triebwerke für zukünftige Überschall-Passagierflugzeuge mit besonderer Berücksichtigung der Motore mit veränderlichem Umlauf: VEC von General Electric sowie VSCE von Pratt and Whitney.

**BOROWIAK S., KALINSKI L.: Brüchige Lacke.** TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 9, S. 24

Brüchige Lacke finden Anwendung bei der Vorentdeckung des maximalen Dehnungsspannungszustandes in Konstruktionen, vor allem von komplizierter Form. Diese Methode geht den eigentlichen Festigkeitsuntersuchungen voraus und trägt zur wesentlichen Erleichterung der letzteren bei. Der Beitrag enthält praktische Hinweise für die Anwendung der brüchigen Lacke.

**Analyse der Ausstattung mit OSN (numerisch gesteuerten Werkzeugmaschinen) der PZL-Betriebe und Arbeitsrichtungen bei der Automatisierung ihrer Programmgestaltung.** TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 9, S. 25

In dem Beitrag wird eine Analyse der in den PZL-Betrieben installierten numerisch gesteuerten Werkzeugmaschinen hinsichtlich der allgemeinen Kriterien der Rentabilität bei ihrer Anwendung, mit Berücksichtigung des Einflusses der Einkaufsquellen auf den Organisationsstand, Service u.s.w. vorgestellt und das Organisationsniveau des automatischen Programmierens von OSN und die sich ergebenden Schlüsse über die Koordinierung der Anschaffungen von Computerausrüstung und von Systemen zum automatischen Programmieren für die Erreichung der optimalen Lösungen erörtert.

**GLASS A.: Unbekanntes RWD-8 — Flugzeugprototyp.** TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 9, S. 30

Es wird ein unbekanntes Prototyp des Schulungsflugzeuges RWD-8 vorgestellt, das teilweise als Muster für die militärische Version dieses Flugzeuges ausgenutzt wurde.

**GLASS A.: Erster Flug des PZL P.1 — Flugzeuges.** TLiA, XXXIX Jhrg., 1984, H. 9, S. 30

Es wird der erste Flug des Jagdflugzeugprototypes PZL P.1 beschrieben, der trotz Flugstörung ein glückliches Ende gefunden hat.

## СОДЕРЖАНИЯ

**ГУРСКИ П.: Малогабаритная боковая ручка управления аэробуса А. 320.** TLiA, т. 38, 1984 г., № 9, с. 4

Описана новая схема ручки управления пассажирского самолета, ее конструктивное решение и особенности. Приведены также мнения эксплуатирующего персонала.

**МИХАЛЕК Е.: Двигатели сверхзвуковых пассажирских самолетов второго поколения (II ч.).** TLiA, т. 39, 1984 г., № 9, с. 8

Во второй части статьи дается обзор описанных в литературе компоновок двигателей сверхзвуковых пассажирских самолетов будущего, с учетом двигателей с переменным распределением потоков; двигателя ВЕС Фирмы Джеральд Илектрик и двигателя VSCE Фирмы Прайт энд Уитней.

**БОРОВАК С., КАЛИНСЬКИ Л.: Хрупкие лаки.** TLiA, т. 39, 1984 г., № 9, с. 24

Хрупкие покрытия применяются для ориентировочного обнаружения максимальных растягивающих напряжений в конструкциях, особенно сложных. Этот метод опережает полные прочностные исследования конструкции и облегчает эти исследования. Статья содержит практические указания в области применения хрупких покрытий.

**Анализ парка станков с численным управлением в предприятиях ПЗЛ и направления работ в области автоматизации подготовки для них программ.** TLiA, т. 39, 1984 г., № 9, с. 25

Статья содержит анализ станков с численным управлением, находящихся в предприятиях ПЗЛ на фоне общих критериев экономики их применения, с учетом влияния направления импорта на состояние организации, сервиса и т.п., а также описывает состояние организации автоматического программирования этих станков и вытекающие из этого выводы на тему координации покупок вычислительной техники и систем автоматического программирования, для получения оптимальных решений.

**ГЛЯСС А.: Неизвестный прототип самолета РВД-8.** TLiA, т. 39, 1984 г., № 9, с. 30

Описан неизвестный донный прототип учебного самолета РВД-8, который являлся образцом для военного варианта этого самолета.

**ГЛЯСС А.: Первый полет самолета ПЗЛ П. 1.** TLiA т. 39, 1984 г., № 9, с. 30

Описан первый полет истребителя ПЗЛ П. 1, который, несмотря на возникшую аварию, окончился благополучно.

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: O rozbudzaniu zamilowania do lotnictwa . . . . .	Str. 1
ZE SWIATA . . . . .	2
STATYSTYKA LOTNICZA: Sprzedaż odrzutowych samolotów pasażerskich; Produkcja motoszybowców na świecie; Francuska produkcja śmigłowców do I.I.1983 r.; Produkcja szybowców na świecie; Produkcja szybowców i motoszybowców na świecie w 1982 r. . . . .	3
P. Górski: Mini-sterownica boczna aerobusu A.320 . . . . .	4
PROTOTYPY: IAI-1125 Westwind Astra . . . . .	7
J. Michałek: Silniki naddźwiękowych samolotów pasażerskich drugiej generacji (II) . . . . .	8
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Angielskie czasowniki i zwroty lotnicze (IV) . . . . .	11
KSIĄŻKI LOTNICZE . . . . .	12
POMOCE KONSTRUKCYJNE	
Śruby, wkręty i nakrętki wg Polskich Norm oraz Aircraft Inspection and Repair. 1972. Department of Transportation FAA . . . . .	13
KARTOTEKA TLIA: Tupolew Tu-126 . . . . .	15
Heint Zenith CH-100 Mono-Z . . . . .	17
Oznaczenia materiałów, metody pomiarów twardości, relacje między wytrzymałością na rozciąganie a twardościami określonymi różnymi metodami wg PN oraz Aircraft Inspection and Repair. 1972. Department of Transportation FAA (I) . . . . .	21
MAGAZYN TECHNOLOGA	
S. Borowiak, L. Kaliński: Kruche lakiery . . . . .	24
Analiza parku OSN w przedsiębiorstwach PZL oraz kierunki prac w zakresie automatyzacji ich programowania . . . . .	25
PROTOTYPY	
NDN-IT Turbo Firecracker . . . . .	29
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	29
A. Glass: Nie znany prototyp samolotu RWD-8; Pierwszy lot samolotu PZL P-1 (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	30
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	II i III okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZEJ SIMP i SITK . . . . .	III okł.

Na okładce: Samoloty PZL-23 Karaś — rys. K. Cieślak

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

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

Rada programowa:

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

GÓRSKI P.: Mini-sterownica boczna aerobusu A.320. TLIA, t. XXXIX, 1984, nr 9, s. 4

Opisano nowy rodzaj sterownicy samolotu pasażerskiego, jej rozwiązanie techniczne i cechy szczególne. Podano także opinie użytkowników.

MICHAŁEK J.: Silniki naddźwiękowych samolotów pasażerskich drugiej generacji (II). TLIA, t. XXXIX, 1984, nr 9, s. 8

W cz. II art. dokonano przeglądu opisanych w literaturze koncepcji silników przyszłych naddźwiękowych samolotów pasażerskich, ze szczególnym uwzględnieniem silników o zmiennym obiegu: silnika VEC firmy General Electric oraz silnika VSCE firmy Pratt and Whitney.

BOROWIAK S., KALIŃSKI L.: Kruche lakiery. TLIA, t. XXXIX, 1984, nr 9, s. 24

Kruche lakiery stosuje się do wstępnego wykrywania rozkładu maksymalnych naprężeń rozciągających w konstrukcjach, zwłaszcza złożonych. Jest to więc metoda poprzedzająca właściwe badania wytrzymałościowe konstrukcji i bardzo je ułatwiająca. Artykuł zawiera dane praktyczne na temat stosowania kruchych lakierów.

Analiza parku OSN w przedsiębiorstwach PZL oraz kierunki prac w zakresie automatyzacji ich programowania. TLIA, t. XXXIX, 1984, nr 9, s. 25

Artykuł zawiera analizę zainstalowanych w przedsiębiorstwach PZL obrabiarek sterowanych numerycznie na tle ogólnych kryteriów opłacalności ich stosowania z uwzględnieniem wpływu kierunków zakupów na stan organizacji, serwisu itp., a także omawia stan organizacji automatycznego programowania OSN i wynikające stąd wnioski co do koordynacji zakupów sprzętu komputerowego oraz systemów automatycznego programowania, w celu osiągnięcia optymalizacji rozwiązań.

GLASS A.: Nie znany prototyp samolotu RWD-8. TLIA, t. XXXIX, 1984, nr 9, s. 30

Przedstawiono nie znany prototyp samolotu szkolnego RWD-8, który częściowo posłużył za wzorzec dla wersji wojskowej tego samolotu.

GLASS A.: Pierwszy lot samolotu PZL P.1. TLIA, t. XXXIX, 1984, nr 9, s. 30

Opisano pierwszy lot prototypu samolotu myśliwskiego PZL P.1, który mimo awarii w locie zakończył się szczęśliwie.

CONTENTS

GORSKI P.: Side stick controller for the A.320 airbus. TLIA, vol. XXXIX, 1984, No. 9, p. 4

A new type of passenger aircraft flying controls, their design and characteristic features have been described. Users' opinions have also been cited.

MICHAŁEK J.: Engines for supersonic passenger aircraft of the second generation (II). TLIA, vol. XXXIX, 1984, No. 9, p. 8

Part II of this article comprises a review of concepts, as described in literature, of engines for future supersonic passenger aircraft with special taking into consideration engines of variable cycle: the General Electric VEC engine and the Pratt and Whitney VSCE engine.

BOROWIAK S., KALIŃSKI L.: Stress-coats. TLIA, vol. XXXIX, 1984, No. 9, p. 24

Stress-coats are used for initial detection of distribution of maximum tensile stress in structures, including, especially, those of more complex form. It is, therefore, a method to be used before the more comprehensive strength testing of a structure, and significantly simplifies the strength testing. The article gives some practical information on the use of stress-coats.

cd. na s. 31

WYDAWNICTWO  
CZASOPISM I KSIĄŻEK TECHNICZNYCH  
SIGMA  
00-950 Warszawa  
skrytka pocztowa 1004  
ul. Biała 4

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0729-1300/84. Nakład 6400 egz.

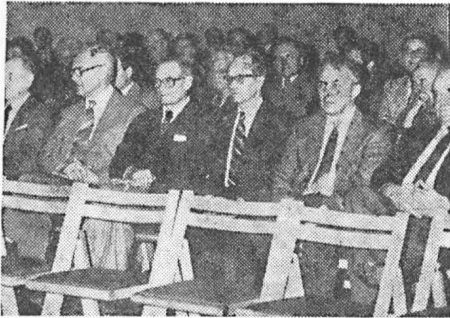
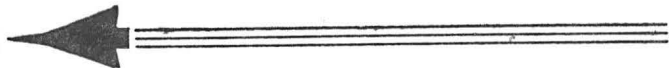
Papier druk. sat. IV kl. 70 g. T-23.

Cena pojedynczego egz. zł 60.—,

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37909





Uroczystości jubileuszowe w Instytucie Lotnictwa

Z inicjatywy i staraniem Koła Sekcji Lotniczej SIMP przy Instytucie Lotnictwa w Warszawie oraz dyrekcji Instytutu, 6 kwietnia 1984 r. w sali konferencyjnej ILOT odbyło się uroczyste zebranie dla uczczenia podwójnego jubileuszu: 65-lecia polskiego lotnictwa i 40-lecia ludowego lotnictwa w PRL. W programie przewidziano wygłoszenie referatu przez inż. A. Ablamowicza nt. historii i osiągnięć lotnictwa w Polsce oraz omówienie wyprawy w kosmos płk. pil. M. Hermaszewskiego. Na tę niecodzienną imprezę licznie przybyli przedstawiciele i pracownicy nauk lotniczych, przemysłu i wojska oraz zrzeszeń i społecznych stowarzyszeń naukowo-technicznych.

W tematykę zebrania wprowadził przewodniczący Koła SIMP przy Instytucie Lotnictwa kol. mgr inż. T. Kurczyk i poprosił do prezydium kol. prezesa ZG SIMP prof. dr. inż. J. Kaczmarka oraz płk. M. Hermaszewskiego. Kol. T. Kurczyk poinformował zebranych o działalności SIMP i Sekcji Lotniczej przy ILOT, po czym dyrektor Instytutu Lotnictwa doc. dr hab. inż. K. Tott powitał przybyłych na uroczystość gości.

Kol. inż. A. Ablamowicz, zasłużony pilot doświadczalny Instytutu Lotnictwa (o stażu od 1945 r., obecnie również wiceprzewodniczący Oddziału Warszawskiego Sekcji Lotniczej SIMP), rozpoczął swój referat odniesieniem początku historii lotnictwa w Polsce do lat 1887÷1891, kiedy to Stefan Drzewiecki sformułował warunki lotu i teorii śmigła. Jubileusz nie powinien być liczony od wyzwolenia Ławicy i pierwszej walki powietrznej w 1919 r., bo przecież

Uczestnicy uroczystości jubileuszowych w Instytucie Lotnictwa; od lewej: prof. K. Głębiński, prof. T. Sołtyk, prof. L. Dułęba, mgr inż. B. Zurakowski, przewodniczący Zarządu Sekcji Lotniczej SIMP mgr inż. A. Misiorek, gen. dyr. Lotnictwa Cywilnego J. Sobieraj. Fot. W. Garbarczyk

już w 1910 r. powstało Towarzystwo Lotnicze „Awiata”, a w 1918 r. Centralne Warsztaty Lotnicze przekształciły się w Państwowe Zakłady Lotnicze PZL.

Prelegent omówił lotnicze XX-lecie międzywojenne: PZL w Warszawie, Centralny Okręg Przemysłowy (fabryki PZL w Mielcu i Rzeszowie), konstruktorzy: Z. Puławski, S. Nowkuński i in., spółka RWD, słynne samoloty, produkcja — 4000 płatowców, silniki, próby silnika odrzutowego, rozwój szybownictwa (S. Grzeszczyk, A. Kocjan, S. Czerwiński), zaplecze naukowo-badawcze: Lwów, Warszawa, IBTL — poprzednik obecnego Instytutu Lotnictwa w Warszawie. Po wojnie zorganizowano struktury centralne: CZPSK, ZPLiS, zaś obecnie Zrzeszenie. Powstały nowe konstrukcje grupy T. Sołtyka (1944 r., 1945 r.) oraz samoloty, w tym serie licencyjne, na Okęciu i w Mielcu. W ciągu 40 lat powstały tylko dwa własne typy samolotów seryjnych w zakładach w Warszawie i w Mielcu, natomiast produkcją śmigłowców zajął się Świdnik, w Bielsku-Białej zaś powstawały znakomite szybowce. Produkcję silników podjęły zakłady w Rzeszowie i Kaliszu, natomiast zakłady produkujące osprzęt były zaniebane i przestarzałe.

Inż. A. Ablamowicz wyprowadził wnioski ze 100-letniej historii lotnictwa w Polsce: chwiejność podstawowych założeń dla lotnictwa; brak synchronizacji działań; nauka, badania, produkcja; silniki, osprzęt, płatowce; brak rozsądnej i racjonalnej polityki kadrowej; lekceważenie zasady stabilności biur konstrukcyjnych; niedocena na perspektywa przyszłości w planach i realizacji przedsięwzięć. Scharakteryzował także działalność Instytutu Lotnictwa, który po wojnie skupił ocalałych specjalistów, pomógł we wdrażaniu nowej techniki,

zlokalizował ośrodki konstrukcyjne (powstały tam samoloty: Bies, Iskra, MD.12, śmigłowiec BZ-1, silniki WN, SO). Instytut Lotnictwa ma poważny staż naukowy i tradycje naukowo-badawcze oraz konstrukcyjne. Inż. A. Ablamowicz zakończył swój referat informacją o technice kosmicznej, którą wdraża Instytut Lotnictwa: od rakiet meteorologicznych, przez zaprojektowanie aparatury sondy lecącej na spotkanie z kometą Halley'a, do programu „Interkosmos”.

Płk. pil. kosmonauta M. Hermaszewski omówił ideę rakiet, sputników i kapsuł. Kosmonauta opowiedział o niezwykłych wrażeniach związanych ze startem rakiety, lotem w kosmosie, przebieciem przez warstwę powietrza (płomień), lądowaniem kapsuły, znalezieniem się kosmonautów na pokładzie śmigłowca i wylądowaniem na kosmodromie. Te fascynujące informacje o osobistych wrażeniach były uzupełnione relacją o obowiązkowych zajęciach i fachowych obserwacjach astronautów. Odpowiadał on także na pytania związane z fizyką lotu w kosmos oraz z odczuciami człowieka zamkniętego w rakiecie.

Na zakończenie jubileuszowej imprezy dyrektor K. Tott udekorował płk. M. Hermaszewskiego Honorową Odznaką Zasłużonego dla Instytutu Lotnictwa.

#### 25-lecie Koła w Oleśnicy

W Centralnym Ośrodku Szkolenia Specjalistów Technicznych Wojsk Lotniczych im. gen. W. Wróblewskiego w Oleśnicy uroczyste obchodzono 25-lecie działalności Koła Stowarzyszenia Naukowo-Technicznego NOT i 10-lecie przynależności do SIMP. Koło, działające w Oddziale Wrocławskim Sekcji Lotniczej SIMP, osiągnęło znaczny dorobek naukowy, dydaktyczny i techniczny.

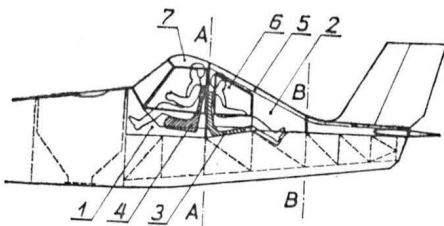
#### Odnaczenia

Na wniosek Komisji Odnaczeń, Zarząd Główny SIMP na swym XII Plenarnym Posiedzeniu, przyznał Zbiorowe Honorowe Odznaki aktywnym ogniwom lotniczym SIMP: Centralnemu Ośrodkowi Szkolenia Specjalistów Technicznych Wojsk Lotniczych w Oleśnicy oraz Kołu Zakładowemu przy Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Krosno.

Mgr inż. W. Zaremba

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

● Centrum Naukowo-Produkcyjne Samolotów Lekkich PZL-Warszawa zgłosiło do ochrony układ konstrukcyjny kadłuba sa-



molotu rolniczego (autorzy: A. Frydrychewicz i K. Dąbrowski). Wzór użytkowy rozwiązuje zagadnienie przewozu dodatkowej osoby w kabynie samolotu oraz takiego ukształtowania kadłuba, które nie powoduje zawrótań na usterzeniu.

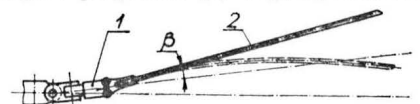
W kabynie 1, w przestrzeni 2 za fotelem pilota 4, umieszczone jest dodatkowe siedzenie 3, tyłem do kierunku lotu. Dla łatwiejszego korzystania z siedzenia 3, w kabynie 1 znajdują się dodatkowe drzwi 6, przy czym górna ścianka 5 kabiny ma kształt powierzchni walcowej o stałej szerokości równej szerokości dachu 7.

Skrót opisu wzoru użytkowego, chronionego trzema zastrzeżeniami, opublikowano w BUP nr 19/1981 r., w klasie B64C, pod nr W.65486.

● Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego PZL-Świdnik zgłosiła do opatentowania sposób mocowania łopaty wirnika śmigłowca, zwłaszcza wirnika nośnego (wynalazca S. Kamiński). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie wyeliminowania zmniejszenia średnich i zmiennych obciążeń w ukła-

dach sterowanych przy jednoczesnym zachowaniu właściwości aerodynamicznych wirnika. Rozwiązanie może mieć zastosowanie w śmigłowcach lub siłowniach wiatrowych.

Sposób mocowania łopaty wirnika śmigłowca polega na tym, że konstrukcyjna oś 2 nieodkształconej łopaty wirnika w miejscu połączenia jej z przegubem osio-



wym 1 korzystnie odchyła się ku górze o kąt  $\beta = 0,5 \div 3^\circ$ .

Skrót opisu wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 16/1982 r., w klasie B 64 C, pod nr P.229375. W. Z.



# SAMOLOTY PIPER CUB

