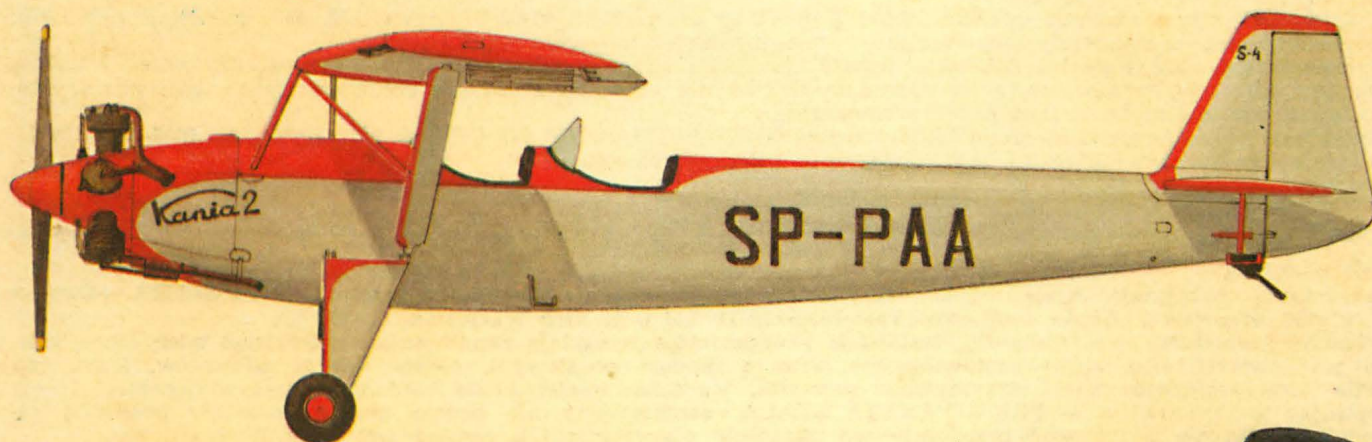
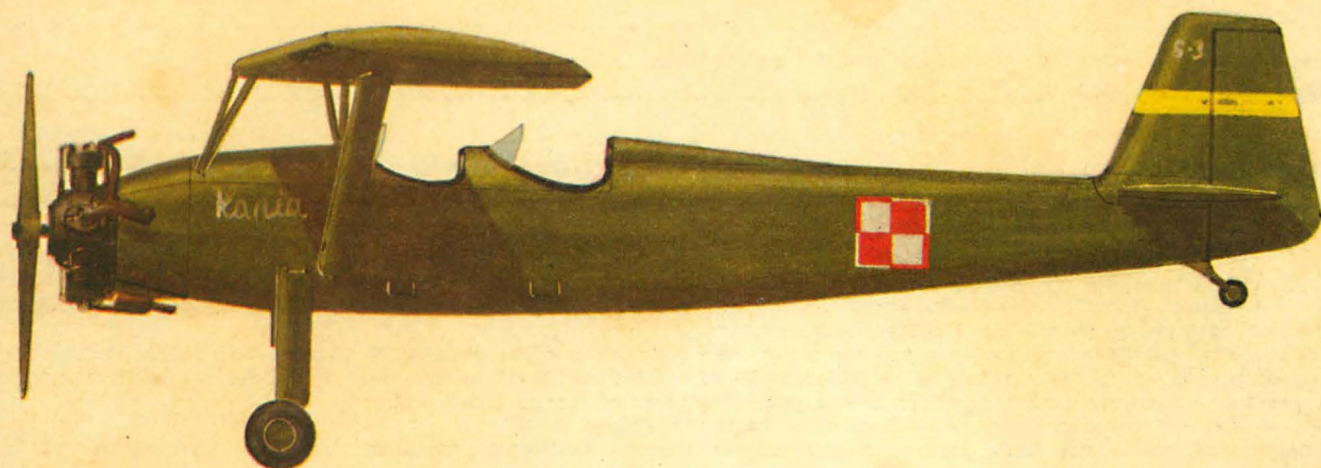


TECHNIKA

6'83

# lotnicza

i ASTRONAUTYCZNA





**Wzór zamówienia na prenumeratę czasopism  
Wydawnictwa NOT SIGMA dla instytucji**

zamawiający — nazwa .....

..... dnia .....

ulica — nr .....

kod pocztowy .....

..... miejscowość .....

WYDAWNICTWO NOT SIGMA  
Zakład Kolportażu  
00-950 Warszawa  
skr. poczt. 1004

konto bankowe: .....

**Zamówienie**

Zamawiamy prenumeratę (kwartalną, półroczną, roczną, roczną-stalą\*) od dnia ..... 198... r. niżej wymienionych czasopism wydawanych i kolportowanych przez Wydawnictwo NOT SIGMA:

Lp.	Tytuł	Ilość egz.	Uwagi
1.	.....	.....	.....
2.	.....	.....	.....
3.	.....	.....	.....

Zamawiane czasopisma prosimy wysłać na podany niżej adres:

Nazwa instytucji: .....

ulica ..... nr .....

kod pocztowy ..... (miejscowość) .....

Główny księgowy .....

..... Dyrektor

**Uwaga:**

1. Zamówienia prosimy wysłać w 1 egz.
  2. W przypadku kilku różnych odbiorców prasy, do zamówienia prosimy dołączyć wykazy czasopism z dokładnym adresem odbiorców, osobno dla każdego odbiorcy.
  3. Rachunków za prenumeratę nie wystawiamy, w związku z czym prosimy o przekazanie należności za prenumeratę na nasze konto **NBP III O/M w Warszawie nr 1036-7490-139-11** w terminie 5 dni od wysłania zamówienia. Na przelewie prosimy podać koniecznie kod pocztowy zamawiającego (płatnika).
  4. Bez opłacenia prenumeraty czasopisma nie będą wysyłane.
  5. Zamówienia, które nie będą zawierać powyższych danych będziemy zmuszeni zwracać nadawcom na ich koszt.
  6. Informacji o prenumeracie udziela Zakład Kolportażu tel. centrali 40-00-21, wewn. 293, 295; bezpośredni 40-35-89.
- Wymogi dotyczące prenumeraty obowiązujące prenumeratorów indywidualnych.  
Prenumeratorzy indywidualni dokonują wpłaty na druk przekazu NBP, podając swój dokładny adres z kodem pocztowym oraz imię i nazwisko, a na odwrocie odcinka dla adresata-posiadacza rachunku: tytuły czasopisma, liczbę zamawianych egzemplarzy oraz okres prenumeraty.  
Wpłaty prosimy dokonywać na konto Wydawnictwa NOT SIGMA NBP III O/M w Warszawie, nr 1036-7490-139-11. Obowiązuje bardzo czytelne pismo oraz podawanie kodu pocztowego.

\*) niepotrzebne skreślić

**PRENUMERATA**

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

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

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

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

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

Przedpłaty przyjmowane są w terminach:

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

Uwaga: Obowiązuje bardzo czytelne pismo i podawanie kodu pocztowego.

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

Dodatkowych informacji udziela: Dział Handlowy Wyd. NOT-SIGMA Warszawa, ul. Bartycka 20, tel.: 40-37-31.

Wydawnictwo NOT SIGMA wprowadza od 1.07.1983 r. prenumeratę ulgową dla:

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

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

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

Cena naszego czasopisma w prenumeracie ulgowej wynosi:

- kwartalnie 120 zł
- półrocznie 240 zł
- rocznie 480 zł



MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ  
STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW  
MECHANIKÓW POLSKICH

XXXVIII CZERWIEC 1983

TECHNIKA

6'83

# lotnicza i ASTRONAUTYCZNA

## Wczoraj i jutro szybowców dwumiejscowych

Mgr inż. ANDRZEJ GLASS

Pierwsze szybowce dwumiejscowe zbudowano w 1922 r. Budowano je początkowo w pojedynczych egzemplarzach, z przeznaczeniem do bicia rekordów. Dopiero w 1926 r. wykonano próbę szkolenia na szybowcach dwumiejscowych. Jednakże dopiero lata 1934÷1936 można uznać za początek szerszego stosowania szybowców dwumiejscowych. W 1934 r. rozpoczęto produkcję radzieckiego szybowca szkolno-treningowego Sza-5 B.N. Szermietiewa, w 1935 r. powstał angielski szybowiec szkolno-treningowy Falcon 3 i niemiecki wyczynowy Kranich H. Jacobsa, w 1936 r. polska wyczynowa Mewa A. Kocjana i S. Grzeszczyka, radziecki wyczynowy KIM-2 Stachanowicz B. Kimelmana i szkolny Us-5 (A-2) O.K. Antonowa. W 1938 r. powstał niemiecki szkolno-treningowy Gö-4 Goevier W. Hirtha i W. Hüttera jako pierwszy szybowiec z miejscami obok siebie. Szybowce szkolne miały w tym czasie doskonałość 13,5, szkolno-treningowe 18÷20, a wyczynowe 23÷26. Masowe stosowanie szybowców dwumiejscowych do szkolenia podstawowego wprowadziło lotnictwo wojskowe USA podczas II wojny światowej, w celu szybkiego wyszkolenia pilotów szybowców transportowych. Zbudowano wówczas 400 szybowców dwumiejscowych i 750 trzymiejscowych.

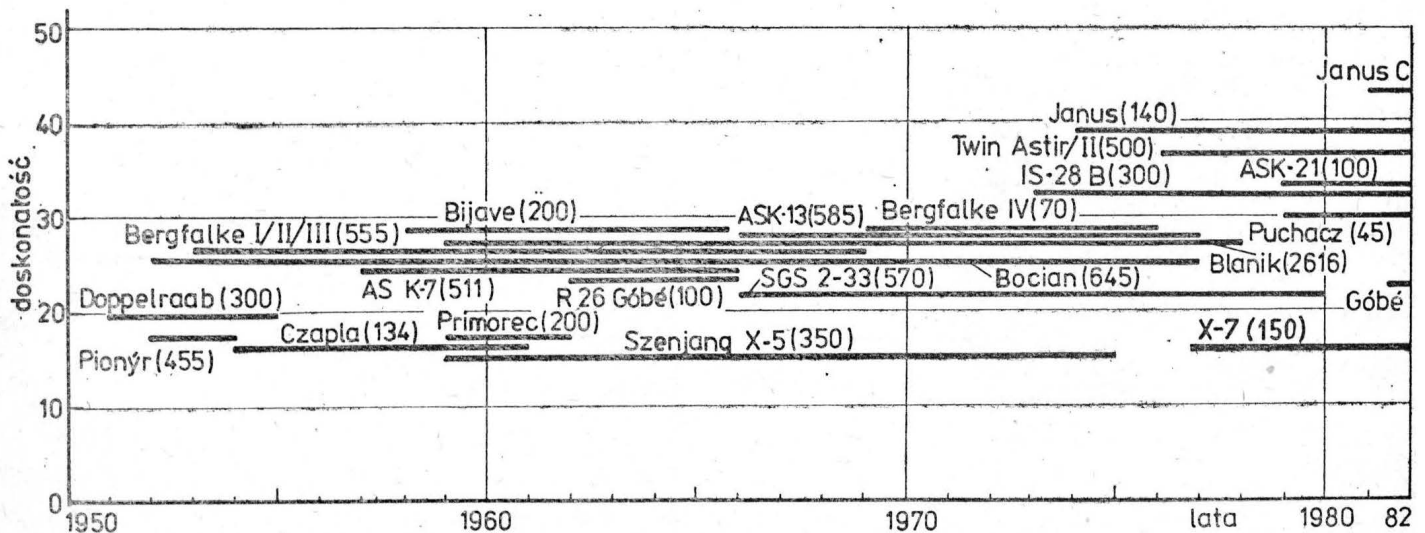
Natomiast w Niemczech podczas wojny zbudowano 2400 Kranichów, stąd był to najbardziej rozpowszechniony w Europie szybowiec po II wojnie światowej.

Po wojnie wyczynowe szybowce dwumiejscowe rozwijały się do 1956 r. Usunięcie ich z uczestnictwa w Szybowcowych Mistrzostwach Świata poważnie zmniejszyło zainteresowanie nimi. Natomiast dziesięciolecie 1946÷1955 było okresem powszechnego w świecie przejścia na szkolenie na szybowcach dwumiejscowych. Rozwinięto wówczas produkcję prostych dwumiejscowych szybowców szkolnych. Pierwszą ich grupę stanowią szybowce o doskonałości rzędu 17 wprowadzone do produkcji w latach pięćdziesiątych. Na czoło wysuwa się tu czechosłowacki Pionyr, którego zbudowano 455 szt. i jego radziecka odmiana Primorec (ok. 200 szt.). Tu też należy wymienić polską Czapłę (134 szt.), zachodniemiecki Ka-4 Rhönlérche II (147 szt.) czy angielski Tandem Tutor (200 szt.). Godną uwagi jest też chińska dwumiejscowa odmiana polskiej Salamandry oznaczona X-5 (ok. 350 szt.), o doskonałości 15. Drugą grupę wśród szybowców szkolnych stanowią te, których doskonałość jest rzędu 21÷23. Wśród nich znajduje się Kranich (budowany też w Polsce pod na-

zwą Żuraw na początku lat pięćdziesiątych) oraz szybowce z lat 1945÷1947 francuskie Caudron C-800 Eperriere (270 szt.) i Castel CM-25S (175 szt.), brytyjski T-21B Sedbergh (218 szt.) czy zachodniemiecki Doppelraab (355 szt.) o doskonałości 20 i bardzo ciekawym „schodkowym” usytuowaniu miejsc instruktora i ucznia. W latach sześćdziesiątych powstały ostatnie konstrukcje z tej grupy, konstrukcji metalowej: węgierski Góbé (100 szt.) o doskonałości 23,7 i amerykański Schweizer SGS 2-33 (575 szt.) o doskonałości 22.

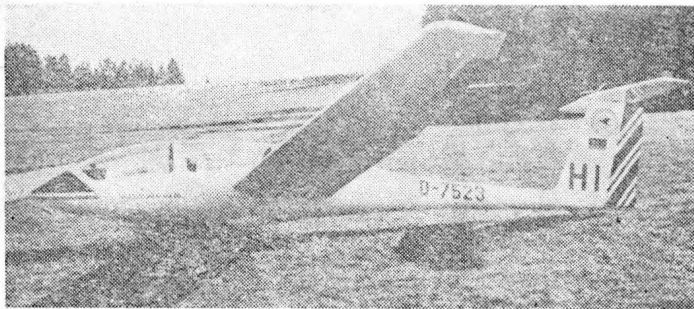
W latach pięćdziesiątych powstały też najbardziej znane szybowce szkolno-treningowe o doskonałości 26÷28: polski Bocian (645 szt. — 25 lat w produkcji), zachodniemiecki Bergfalke I-II-III (555 szt.) i K-7 (511 szt.), francuski WA-30 Bijave (200 szt.) oraz o rekordowej produkcji czechosłowacki L-13 Blanik (2616 szt. w 20 lat). W połowie lat sześćdziesiątych niektóre z tych szybowców zmodyfikowano. Np. następcą K-7 został ASK-13 (585 szt.).

Wzrost doskonałości szybowców klasy standard z 30÷34 w 1960 r. do 38 w połowie lat siedemdziesiątych spowodował podniesienie doskonałości szybowców szkolno-treningowych. Pre-

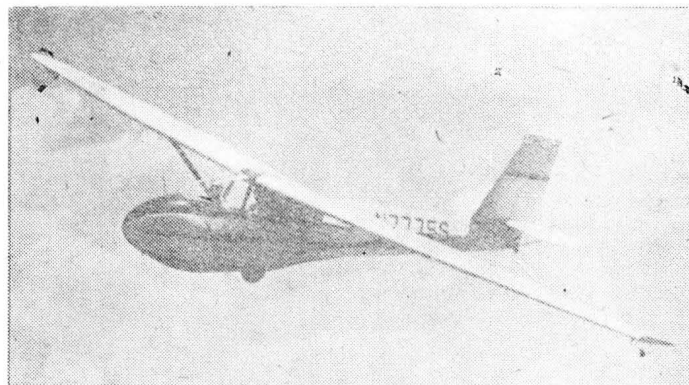


Rys. 1. Produkcja szybowców dwumiejscowych (lata produkcji, typy i liczba zbudowanych szybowców)

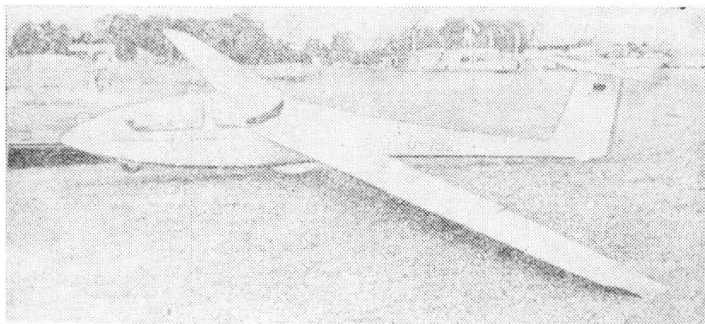




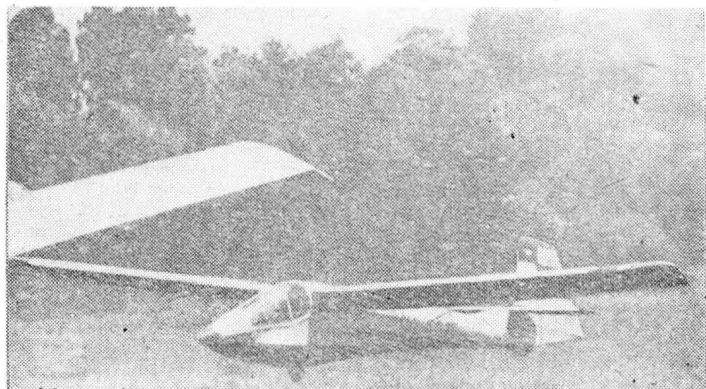
Rys. 2. Grob Twin Astir



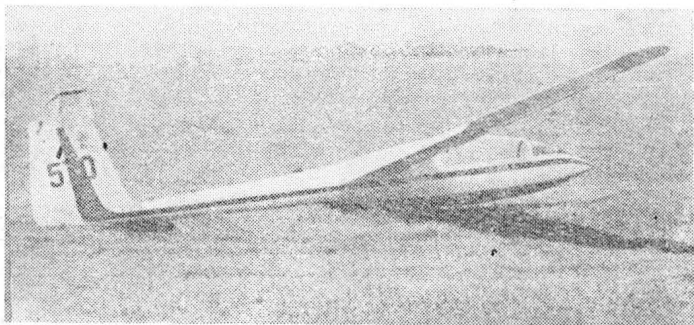
Rys. 6. SGS 2-33



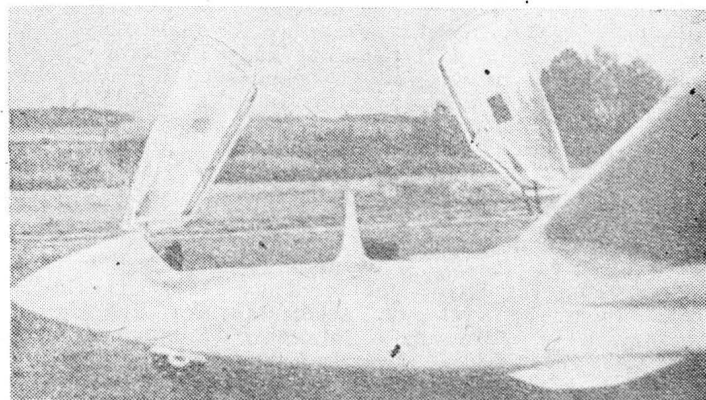
Rys. 3. ASK-21



Rys. 7. R-26 Góbbé



Rys. 4. IS-28B



Rys. 8. Kabina ASK-21



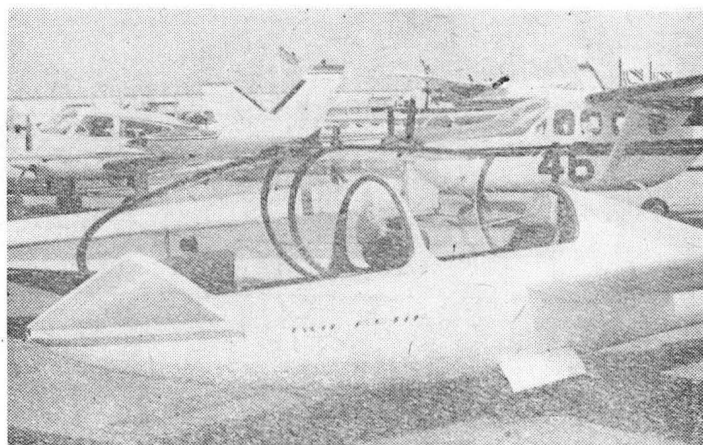
Rys. 5. SZD-50 Puchacz

kursorem tego kierunku był Scheibe Bergfalke IV z 1969 r. o doskonałości 34 (zbudowano 65 szt.). Następnie w 1973 r. wszedł do produkcji metalowy rumuński IS-28B (300 szt.) o takiej samej doskonałości. Zdobył on rynki zagraniczne, m.in. australijski i amerykański. W 1976 r. pojawił się laminatowy Grob G-103 Twin Astir (284 szt.), a w 1979 r. jego odmiana Twin II (łącznie zbudowano 500 szt.). Ten laminatowy szybowiec o doskonałości 37 odnosi dziś największe sukcesy produkcyjne. Następca ASK-13, laminatowy ASK-21 o doskonałości 34 wszedł do produkcji w 1980 r., a zbudowano go 200 szt. Od 1979 r. produkowany jest SZD-50-3 Puchacz (45 szt.) o doskonałości 30. Obecnie te cztery szybowce są podstawowymi szybowcami szkolno-treningowymi w produkcji. Szybowiec zachodnioniemiecki Scheibe SFH-34 Delphin o doskonałości 35 nie zdobył rynku (zbudowano 13 szt.), podobnie francuski E-78 Silene o doskonałości 38 (zbudowano 10

z zamówionych 25 szt.). Czechosłowacja wznowia obecnie produkcję szybowców Blanik w wersji L-13A o podwyższonej doskonałości.

W 1979 r. powstał prototyp dwu-

miejscowego szkolno-treningowego szybowca brazylijskiego Urubu o rozpiętości 17,8 m i doskonałości 30,6. Rozpoczęto przygotowania do uruchomienia jego produkcji seryjnej.



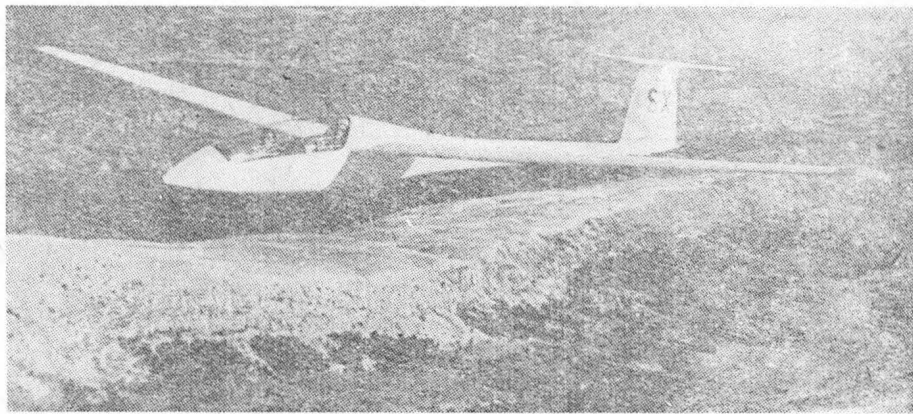
Rys. 9. Kabina Twin Astir. Fot. A. Glass



Natomiast na Węgrzech wznawia się produkcję szybowca metalowego R-26 Góbe o doskonałości 23,7. Polskie doświadczenia też wskazują, że należy powrócić do szkolenia podstawowego na szybowcach tanich, zaś doskonałość rzędu 22 jest zupełnie wystarczająca do lotów szkolnych. Dlatego PZL-Krosno projektuje obecnie metalowy szybowiec KR-03 Puchatek o takiej doskonałości. W Chinach produkowany jest szybowiec Szenjang X-9 o doskonałości 17 (w latach 1977÷÷1980 zbudowano 150 szt.).

W ZSRR w 1982 r. powstał projekt prostego metalowego szybowca dwumiejscowego AnJa ze skrzydłami podpartymi zastrzałami i kadłubem belkowym płaskim usztywnionym linkami biegnącymi do skrzydeł. Miejsca załogi nieosłonięte. Doskonałość rzędu 16.

A jak wygląda sytuacja wśród dwumiejscowych szybowców wysokowyczynowych? Do bicia rekordów służą pojedyncze egzemplarze prototypowe jak zachodnioniemiecki SB-10 Schirokko (o rozpiętości 29 m i doskonałości 53) czy polski SZD-40X Halny (o doskonałości 43). Włoski metalowy Calif A-21S w ciągu lat siedemdziesiątych doczekał się serii liczącej 29 sztuk, a obecnie liczba ta, wraz z egzemplarzami zamówionymi, osiągnęła 55. Jedynym faktycznym sukcesem produkcyjnym w tej klasie jest zachodnioniemiecki Janus (1974 r.) o doskonałości 39,5. Zbudowano go ponad 140 szt. W 1981 r. powstał Janus C z węglowym dźwigarem i o rozpiętości 20 m oraz doskonałości 43,5.



Rys. 11. Janus

W Rumunii w 1977 r. powstał metalowy szybowiec wysokowyczynowy IS-32 o rozpiętości 20 m i doskonałości ok. 45. Zbudowano 3 egz. seryjne, a zamówione jest dalsze 8 egz. Szybowiec ten jest połączeniem kadłuba szybowca IS-28B ze skrzydłami szybowca IS-29E3.

W ostatnim dziesięcioleciu powstało też kilka prototypów konstrukcji eksperymentalnej. Kanadyjski Gemini z 1973 r. Marsdena jest ciekawym szybowcem doświadczalnym o dużej mechanizacji płata (Fowleri) i doskonałości 38, lecz nie będzie produkowany. Zachodnioniemiecki Mü-27 z 1979 r. o rozpiętości 22 m i doskonałości 47 jest konstrukcją doświadczalną z klapami Fowlera zajmującymi 36% ciężkości.

We Francji w 1981 r. został ogłoszony konkurs na wysokowyczynowy

szybowiec dwumiejscowy. Na konkurs zgłoszono kilka projektów. Wytwórnia Isoire zaproponowała szybowiec wywodzący się z E-78 Silene, lecz o rozpiętości zmniejszonej z 18 do 17,5 m (i powierzchni zmniejszonej z 18 do 16,5 m<sup>2</sup>) i o nowym kadłubie, zapewne z miejscami w tandem a nie obok siebie; doskonałość rzędu 37. Firma Astair (importująca szybowce Astair) złożyła propozycję opracowania szybowca z kadłubem od Twin II i z nowym skrzydłem. Wytwórnia Stralpes złożyła projekt szybowca Syntax o doskonałości 35. Założeniami tego projektu było: niska cena, lekka konstrukcja, duża prędkość lotu. Konkurs wygrał projekt Wytwórni Centrair nazwany Marianne. Szybowiec ten wykorzystuje doświadczenia zebrane przy budowie szybowca Pegase będącego odmianą szybowca ASW-20F. Marianne otrzymała profile Wortmann Fx62-K131 i Fx60-126. Opracowano aż trzy wersje tego szybowca. Marianne I i II, o tej samej rozpiętości 18,5 m (i powierzchni 17,2 m<sup>2</sup> oraz wydłużeniem 20) mają płat różniący się mechanizacją. Marianne I jest bez klap, Marianne II z klapami. Pierwszy ma doskonałość 40, drugi 42. Natomiast Marianne III z chowanym przednim kółkiem podwozia ma mieć rozpiętość 20,9 m i doskonałość 44,5.

Łącznie produkuje się na świecie rocznie ok. 300 szybowców dwumiejscowych: 90 Twin II, 65 ASK-21, 50 IS-28B, 25 Janus, 15 Puchacz oraz ponad 50 innych, różnych typów. Stanowi to blisko 1/3 światowej produkcji szybowców.

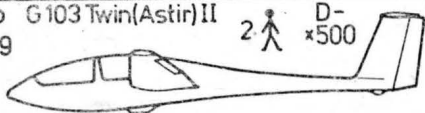
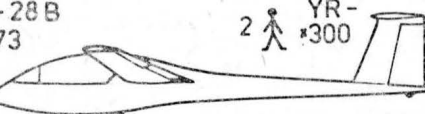
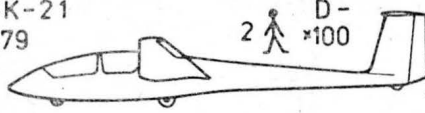
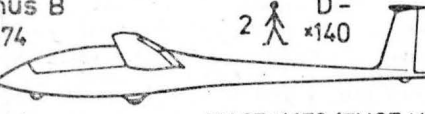
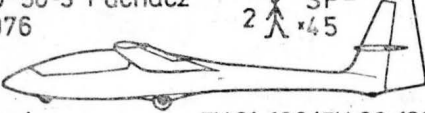






Wszystko wskazuje na to, że w latach osiemdziesiątych będą produkowane następujące rodzaje szybowców dwumiejscowych:

— szybowce wyczynowe o doskonałości rzędu 40÷43 (produkcja do 25 szt./rok),

— szybowce szkolno-treningowe o doskonałości 34÷37 (produkcja powyżej 200 szt./rok),

— szybowce szkolne o doskonałości rzędu 22÷24 (produkcja 50÷80 szt./rok).

W latach siedemdziesiątych została zakończona produkcja szybowców dwumiejscowych o doskonałości 26÷28. Zanik tej grupy jest uzasadniony. Do treningu w lotach wyczynowych dziś lepiej nadają się szybowce o doskonałości 34÷38, zaś do szkolenia podstawowego — jak najtańsze, czyli o doskonałości zbliżonej do 22. Zanik wymienionej wyżej grupy szybowców przyspieszył odrodzenie się produkcji szybowców szkolnych o małej doskonałości.

Grob G103 Twin(Astir)II 1979		D- x500	2	17,5m	370 kg	17,8m <sup>2</sup>	λ=17,2	37/105	62 km/h	257
Lamin.	E-662				580 kg			0,64/80		
IS-28B 1973		YR- x300	2	17,0m	360 kg	18,2m <sup>2</sup>	λ=15,8	34/90	72 km/h	230
Metal.	FX 61-163/FX 60-126				590 kg			0,67/80		
ASK-21 1979		D- x100	2	17,0m	360 kg	17,9m <sup>2</sup>	λ=17,2	34/85	62 km/h	280
Lamin.	FX S02-196/FX 60-126				600 kg			0,65/67		
Janus B 1974		D- x140	2	18,2m	390 kg	16,6m <sup>2</sup>	λ=20,0	39,5/110	72 km/h	220
Lamin.	FX 67 K170/FX67 K15				620 kg			0,70/90		
SZD-50-3 Puchacz 1976		SP- x45	2	16,7m	380 kg	18,1m <sup>2</sup>	λ=15,3	30/95	58 km/h	215
Lamin.	FX 61-168/FX 60-1261				550 kg			0,70/75		
<b>Objaśnienia :</b>										
SP, D, YR - kraj; x - liczba zbudowanych; 2 - liczba załogi; E, FX - profil skrzydła										
1979 - rok prod.; Lamin. - laminatowy; Metal. - metalowy; ———— rozpiętość;										
 - pow. nośna; λ - wydłużenie;  - masa własna;  - masa całkowita;  - doskonałość przy prędkości opt.;  - prędkość min.; ↓ - opadanie min. przy prędkości ekonom.;  - maks. prędk. dopuszczalna.										

Rys. 10. Szybowce produkowane seryjnie







## BRAZYLIA

● Pierwszy lot samolotu pasażerskiego EMB-120 Brasília ma się odbyć w lipcu br. Samolot ma uzyskać certyfikat w 1984 r., a jego dostawy rozpoczną się w 1985 r. Wytwórnia uzyskała zamówienia na ponad 100 samolotów tego typu. (Av. Mag. 845)



## CHINY

● Chińskie linie lotnicze CAAC otrzymały pierwsze z zamówionych 10 samolotów pasażerskich Boeing 737-200. (Av. Mag. 842)



## FRANCJA

● W dniach 9-12 maja br. w Lyon-Bron odbył się I Międzynarodowy Kongres — wystawa lotnictwa sanitarnego. (GIFAS-1346)

● Trzy śmigłowce Alouette III w Houston-Texas (USA) w ciągu 7 lat wykonały 13 700 sanitarnych akcji ewakuacyjnych. (GIFAS 1346)

● Wytwórnia Aerospatiale otrzymała do 1.02.1983 r. zamówienia na 475 śmigłowców AS 355 Ecureuil 2 — Twistar. (GIFAS 1346)

● Wytwórnia Dassault-Breguet dostarczyła do 1.1.1983 r.

- 199 samolotów Falcon 10 (148 do USA),
- 461 Falcon 20 (308 do USA),
- 120 Falcon 50 (81 do USA).

W Europie zakupiono 141 samolotów Falcon różnych odmian, zaś w pozostałych częściach świata 102. W 1982 r. wyprodukowano 71 samolotów Falcon i uzyskano zamówienia nas 48. (GIFAS 1346)

● W dniu 3.02.1983 r. wykonał pierwszy lot prototyp dwumiejscowego samolotu Mirage 2000 N przeznaczonego do ataku bombami atomowymi. Jest to ósmy egzemplarz Mirage 2000. (GIFAS 1346)

● Irak zamówił 29 samolotów szturmowych Mirage F-1. (Av. Mag. 845)

● W sierpniu 1982 r. wykonał pierwszy lot laminatowy szybowiec klubowy Stralpes ST-11 o rozpiętości 11,55 m, powierzchni nośnej 6,54 m<sup>2</sup> i masie własnej 110 kg. Doskonałość szybowca ma być rzędu 35. (Av. Mag. 842)

● Podczas wstępnego szkolenia pilotów wojskowych na samolocie tłokowym CAP-10 eliminowane jest 30% pilotów. Podczas szkolenia na samolotach odrzutowych Alpha Jet odpada dalsze 17% pilotów. (Av. Mag. 844)



## HOLANDIA

● Wytwórnia Fokker wykonuje skrzydła dla brytyjskich samolotów Shorts 330 i Shorts 360, zaś wytwórnia Shorts skrzydła dla holenderskiego samolotu Fokker F-28 Fellowship. (Fokker Bull. 1/83)



## RFN

● Wytwórnia Glaser-Dirks opracowała prototyp szybowca klasy standard DG-300,



Brytyjski samolot pasażerski BAe 146 nad wodospadem Wiktorii w Afryce

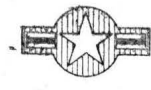
Foto BAe

który ma być następcą DG-100. Szybowiec ma powierzchnię nośną 10,7 m<sup>2</sup>, wydłużenie 21, masę własną 240 kg, balast wodny 130 l, masę całkowitą maks. 500 kg, opadanie 0,59 m/s i doskonałość 40,8. Na szybowcu zastosowano nowy profil HQ. (Av. Mag. 844)



## SZWECJA

● 25 stycznia 1983 r. pierwszy lot wykonał szwedzko-amerykański 34-miejscowy samolot lokalnej komunikacji SAAB-Fairchild SF-340. Było to w 29 miesięcy po podjęciu decyzji realizacji tego projektu. (Av. Mag. 844)



## USA

● W ciągu 24 lat (1958-1982) wytwórnia McDonnell Douglas wyprodukowała 2000 odrzutowych samolotów pasażerskich.

● Wytwórnia McDonnell Douglas opracowuje projekt ciężkiego wojskowego samolotu transportowego C-17, który ma zabierać ładunek prawie tak duży jak samolot C-5A Galaxy (80 t), zaś startować ma z tak małych lotnisk jak samolot L-130 Hercules, tj. z pasem startowym o długości poniżej 915 m.

● Federalny Zarząd Lotnictwa FAA wprowadził w USA nowe przepisy, na mocy których piloci sportowi w wieku do 35 lat muszą przechodzić lotnicze badania lekarskie co 5 lat (dotychczas co 10 lat), w wieku 35-55 lat — co 3 lata, zaś w wieku powyżej 55 lat — co 2 lata. (Av. Mag. 841)

● 21 września 1982 r. wykonał pierwszy lot dwumiejscowy metalowy motoszybowiec Schweizer SGM-2-37 o rozpiętości 18,1 m, napędzany silnikiem Lycoming o mocy 82 kW (112 KM). (Av. Mag. 841)



## W. BRYTANIA

● Zamówienia i opcje (zamówienia wstępne) na samolot pasażerski Shorts 360 w końcu 1982 r. wyniosły 34 szt. (SBAC-217)

● Wytwórnia Shorts w Belfaście uzyskała od brytyjskich i amerykańskich banków kredyt w wysokości 80 mln dol. na rozbudowę w celu rozwoju produkcji samolotów Shorts 330. (SBAC-217)

● British Aerospace zawarł ze szwedzką wytwórnią SAAB-Scania umowę na współpracę przy projektowaniu i budowie skrzydła z włókna węglowego do nowego szwedzkiego samolotu bojowego JAS 39. (SBAC-217)

● Do końca 1982 r. wpłynęły zamówienia na 7 samolotów lokalnej komunikacji Jetstream 31 oraz 5 opcji. (BAe)

● Egzemplarz pokazowy samolotu pasażerskiego BAe 146 w okresie od 24.10 do 13.12.1982 r. wykonał 51-dniowy rajd reklamowy do Australii, Nowej Zelandii, Malajzji, Japonii i Indii. Samolot okazał się najcichszym samolotem pasażerskim, gdyż przy wznoszeniu po starcie wytwarzał tylko 75 dBA, w porównaniu do 90-100 dBA dla innych samolotów pasażerskich. Do osiągnięcia należało lądowanie na lotnisku z drogą startową o długości zaledwie 1200 m, starty z lotnisk wysokogórskich w Nowej Zelandii i na Filipinach oraz loty w Australii przy temp. 37°C. Podczas rajdu samolot przewiózł 3300 pasażerów. (BAe)



## ZSRR

● Do gaszenia pożarów lasów używany jest śmigłowiec Kamow Ka-26 ze zbiornikiem na wodę zawieszonym na linach. Pozwala to na szybkie napełnianie zbiorników w jeziorach lub rzekach.

# Sterowanie kołem przednim samolotu

Mgr inż. MIROSLAW FRYDRYCH  
Instytut Lotnictwa

Sterowanie samolotem na ziemi jest związane z utrzymaniem lub zmianą kierunku ruchu samolotu podczas manewrowania. Ponieważ poniżej pewnej prędkości sterowanie przez wychylenie steru kierunku staje się nieefektywne, pilot w czasie startu, lądowania i kołowania ma następujące możliwości sterowania samolotem przez:

- różnicowe hamowanie kół podwozia głównego,
- zmianę ciągu poszczególnych silników (dla samolotów wielosilnikowych),
- zastosowanie środków zewnętrznych — przy użyciu siły ludzkiej lub ciągnika,
- sterowanie obrotem koła przedniego.

Hamowanie różnicowe powoduje szybsze zużycie i przegrzewanie się okładzin klocków hamulcowych oraz niebezpieczne skrętne i boczne obciążenia goleni głównych podwozia.

Sterowanie za pomocą ciągu różnicowego jest niekorzystne dla samolotów z silnikami turbinowymi umieszczonymi blisko kadłuba (zbyt małe ramię działania siły ciągu) oraz ze względu na bezwładność silnika turbinowego na ruch dźwigni gazu.

Wady tych metod sterowania samolotem widać wyraźnie podczas startu, kiedy reakcja na sterze kierunku jest jeszcze niewystarczająca, natomiast potrzebny jest maksymalny ciąg. W tych warunkach sterowanie samolotem za pomocą sterowania kołem przednim ma bardzo wiele zalet.

Istniejące przepisy budowy samolotów stosunkowo mało uwagi poświęcają układowi sterowania kołem przednim. Brytyjskie przepisy zdatości cywilnego sprzętu lotniczego CAA (rozdz. D4-5) stawiają układowi sterowania przednią golenią wymagania dotyczące bezpieczeństwa samolotu i pilota w różnych możliwych awariach.

Wymagania te dotyczą m.in.:

- ustawienia się koła przedniego po otwarciu podwozia i przed lądowaniem w płaszczyźnie podłużnej samolotu lub (jeśli tak nie jest), aby nałożone więzy (utrzymujące koło przednie w pozycji wychylonej) nie były źródłem niebezpiecznych naprężeń lub nie zamierzonego ruchu,
- możliwości włączenia kierowania kołem przednim w dowolnej fazie ruchu samolotu bez potrzeby uzgadniania przez pilota położenia pedałów z położeniem koła przedniego.

Następujące wymagania dla układu sterowania przednim kołem zostały oparte na istniejących przepisach i zadaniach, jakie układ sterowania ma spełniać:

- zapewnienie zwrotu samolotu po odpowiednio małym promieniu przy małej prędkości kołowania,
- zapewnienie utrzymania kursu w czasie startu i lądowania, kompensowanie wpływu bocznego wiatru (wychylenie koła przedniego o kilka stopni),
- zapewnienie kompensowania niesymetrycznego ciągu po awarii jednego z silników (dotyczy zwłaszcza samolotów pasażerskich z szeroko rozmieszczonymi silnikami),
- utrzymanie kierunku ruchu samolotu po pęknięciu opony podwozia głównego,
- zapobieganie powstawaniu drgań samowzbudnych koła przedniego (shimmy) w warunkach odłączonego zasilania,
- zapewnienie samonastawności koła przedniego po awarii zasilania,
- niereagowanie na wychylenia pedałów i wycentrowanie koła przedniego po oderwaniu się samolotu od ziemi.

Przed konstruktorem układu sterowania przednim kołem staje więc dość skomplikowane zadanie. Dlatego spotykane w praktyce rozwiązania są bardzo różnorodne.

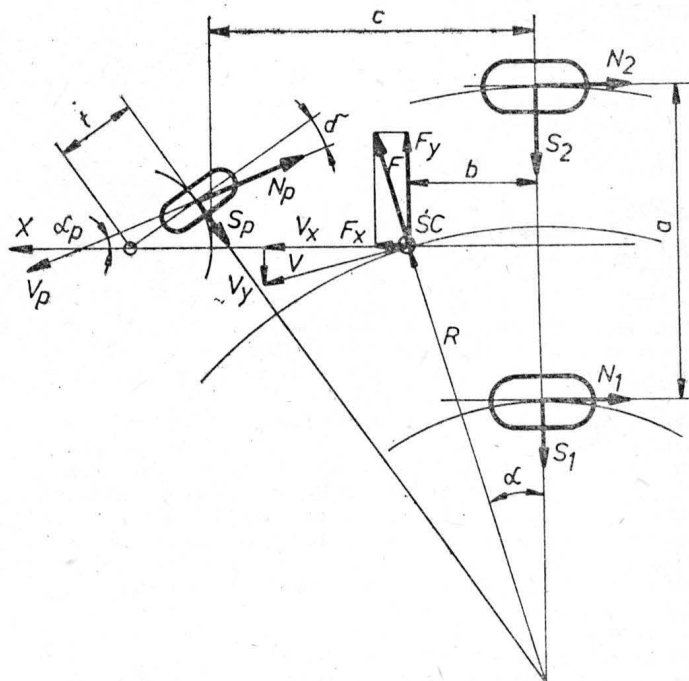
## Projektowanie układu sterującego

Konstruktor projektujący układ sterowania musi określić przede wszystkim:

- wielkość niezbędnego momentu sterującego,
  - wielkość niezbędnego momentu tłumiącego drgania shimmy wraz z wyborem metody tłumienia tych drgań,
  - sposób przekazywania sygnału sterującego od pilota oraz sygnału sprzężenia zwrotnego od położenia koła przedniego.
- przyjęć określoną koncepcję działania układu sterowania.

Rozważany samolot ma chwilowy promień zakrętu  $R$  oraz określone chwilowe siły działające jak na rys. 1.

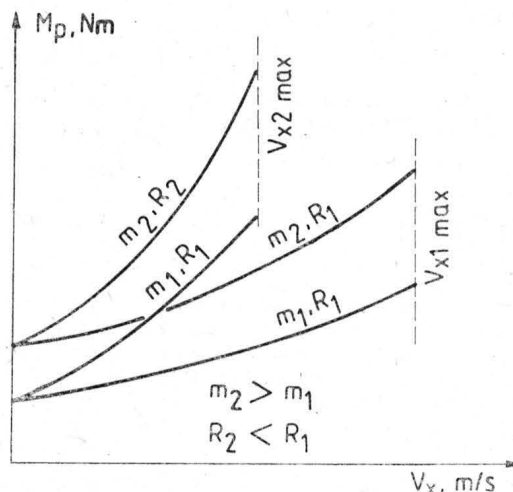
Matematyczne wyliczenie niezbędnego momentu wyrażającego się zależnością  $M_p = S_p \cdot t$  (gdzie  $M_p$  — moment, jaki trzeba przyłożyć do osi obrotu przedniej goleni, aby zrównoważyć siłę  $S_p$ ) jest dosyć pracochłonne.



Rys. 1. Schemat sił działających na samolot w czasie kołowania:  $a$  — rozstaw kół podwozia głównego,  $b$  — odległość środka ciężkości od osi kół podwozia głównego,  $c$  — rozstaw osi podwozia przedniego i głównego,  $t$  — chorańka przedniego koła,  $v$  — prędkość środka ciężkości samolotu,  $\alpha_p$  — kąt między wektorem prędkości przedniego koła  $v_p$  a osią  $X$ ,  $\delta$  — kąt zbieżności opony przedniej,  $F$  — siła odśrodkowa działająca na samolot,  $R$  — promień zakrętu,  $S$  — boczne siły działające na golenie podwozia,  $N$  — siły oporu ruchu

Zmiany momentu potrzebnego do wykonania obrotu koła równoważące opory ruchu przedstawiono na rys. 2.

W praktyce maksymalny moment rozwijany przez silownik (lub silowniki) jest ograniczony dopuszczalną wartością

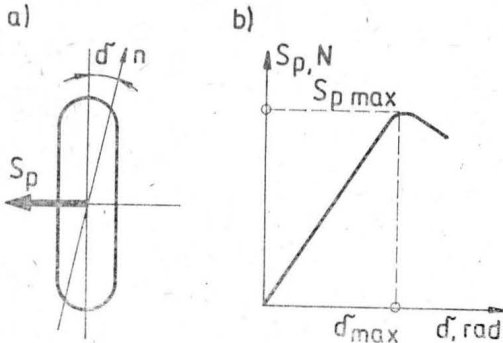


Rys. 2. Przykładowy charakter zmian niezbędnego momentu potrzebnego do obrotu koła;  $v_{x \max}$  — dopuszczalna prędkość ze względu na możliwość wywrócenia się samolotu,  $m$  — masa samolotu



$S_p$  dla przedniej opony. Zależność siły bocznej działającej na koło od kąta zbieżności pokazano na rys. 3.

Przekroczenie kąta  $\delta_{max}$ , poza spowodowaniem nadmiernego zużycia się opony, jest niebezpieczne ze względu na możliwość wystąpienia poślizgu. Oprócz utraty kontroli nad samolotem mogłoby dojść (w przypadku natrafienia na przeszkodę) do uszkodzenia podwozia. Sterujący moment obrotowy powinien być dobierany tak, aby względnie zmiany dopuszczalnego maksymalnego kąta zbieżności. Dla mniejszych statycznych obciążeń przedniej nogi kąt  $\delta$  może być większy. Można zapobiec przekroczeniu granicznych wartości kąta  $\delta$  np. przez zainstalowanie czujnika mierzącego ciśnienie gazu w amortyzatorze, który ma wpływ na wartość redukcji ciśnienia oleju na wlocie do układu sterowania. Nie zawsze można to zrealizować. Prościej rozwiązaniem jest zainstalowanie podatnego elementu ograniczającego nadmierny wzrost ciśnienia w siłownikach układu sterowania.



Rys. 3. Określenie kąta zbieżności  $\delta$  opony a oraz przebieg dopuszczalnej siły bocznej działającej na oponę b,  $n$  — kierunek toczno-poślizgowego poruszania się koła

W czasie ruchu samolotu po lotnisku, zwłaszcza przy większych prędkościach, może wystąpić szczególnie niekorzystne zjawisko — samowzbudne drgania koła podwozia przedniego (shimmy). W określonych warunkach drgania te mogą doprowadzić do zniszczenia nogi przedniej i do katastrofy samolotu.

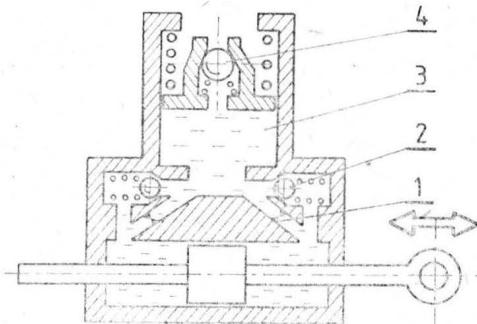
Drgania podwozia przedniego można podzielić na drgania o dużej i małej amplitudzie. Drgania o małej amplitudzie są spowodowane odkształceniem opony w granicach adhezji i mają częstotliwość większą niż drgania o dużej amplitudzie.

Na wystąpienie drgań o dużej amplitudzie mają wpływ: parametry masowe samolotu, geometria podwozia przedniego, prędkość pozioma samolotu, wartość sztywności bocznej i skrętnej koła oraz luzu w zamocowaniu koła. Częstotliwość drgań o dużej amplitudzie wynosi zwykle 6÷12 Hz.

W praktyce drgania shimmy można ograniczyć stosując tłumik hydrauliczny lub wykorzystując tarcie w tulei samonastawnej (tarcie może być zwiększone przez wbudowanie wielopłytkowego tłumika tarcowego).

Do wytłumienia drgań o małej amplitudzie stosuje się tłumik tarcowy. Zbyt duże tarcie pogarsza samocentrowność koła. Odchylenie koła o kąt  $1^\circ$  przy swobodnym toczeniu można uznać za kryterium maksymalnego dopuszczalnego tarcia na osi samonastawnej [8].

Drgania o dużej amplitudzie tłumione są tłumikiem hydraulicznym. Moment tłumiący jest proporcjonalny do prędkości kątowej koła wokół osi samonastawnej. Ruch kątowy koła przez system dźwigni jest przekazywany na tłok tłumika. Ruch tłoka powoduje przepływ oleju przez dysze dławiące



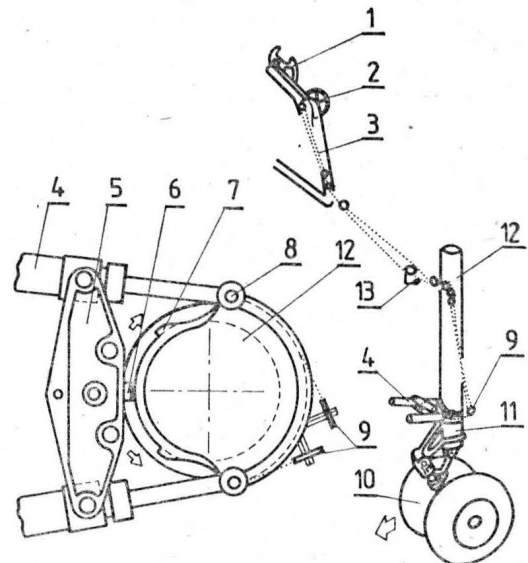
Rys. 4. Schemat budowy tłumika hydraulicznego drgań shimmy: 1 — dysza dławiąca, 2 — zawór bezpieczeństwa, 3 — hydroakumulator (kompensuje rozszerzalność termiczną cieczy i uzupełnia przecieki), 4 — zawór uzupełniania cieczy

Do tłumienia drgań shimmy w samolotach z niesterowanym kołem przednim (samonastawnym) wykorzystuje się najczęściej tłumik hydrauliczny z uwzględnieniem tłumienia tarcowego w ruchomych częściach nogi. Istnieją także inne sposoby tłumienia drgań: zastosowanie wyłącznie tłumika tarcowego, zastosowanie układu sprężyn centrujących koło i wytłumiających drgania, stosowanie specjalnej konstrukcji opony przedniego koła, zastosowanie układu dwukółowego (osadzenie na wspólnej osi dwu kół).

Typowy tłumik drgań shimmy dla samolotu z niesterowanym kołem przednim przedstawiono na rys. 4. Tłumik powinien być tak skonstruowany, aby zapobiegał powstawaniu drgań przedniego koła i pozwalał na wychylenie koła w czasie wykonywania manewrów na lotnisku.

Wg [1] do wytłumienia drgań shimmy w całym zakresie prędkości rozwijanej przez samolot na lotnisku niezbędne jest, aby moment tłumiący pochłonął podczas pełnego wychylenia koła tę samą ilość energii jaką pochłania stały moment tarcia przy tym samym wychyleniu koła względem osi obrotu i wynosi  $1/8 \cdot c \cdot P$ , gdzie:  $c$  — chorągiewka przedniego koła,  $P$  — maksymalne statyczne obciążenie przedniego koła,  $1/8$  — stała uwzględniająca niezbędny zapas momentu tłumiącego dla współczynnika tarcia między kołem a betonem. Powyższa wielkość momentu została określona doświadczalnie.

W samolotach ze sterowanym kołem przednim tłumienie drgań shimmy odbywa się inaczej. Kiedy włączone jest zasilanie układu sterowania i siłowniki uszytwnione są przez ciśnienie panujące w układzie, wówczas drgania przedniego koła o dużej amplitudzie nie występują. Przy odłączeniu zasilania najczęściej wykorzystywany jest tzw. obieg krótki cieczy w układzie. Układ sterowania ma pewną ilość cieczy, która w momencie wystąpienia drgań, dzięki ruchom tłoków siłowników, przepływa przez zawór dławiący umieszczony w układzie sterowania. Linia łącząca odpowiednie komory siłowników przez zawór dławiący



Rys. 5. Schemat sterowania przednim kołem samolotu Il-18: 1 — wolant, 2 — kierownica sterowania przednim kołem, 3 — cięgna sterujące, 4 — siłowniki obrotu, 5 — łącznik siłowników, 6 — palec ograniczający maksymalne wychylenie siłowników, 7 — ograniczniki wychyleń koła, 8 — przegub, 9 — rolki cięgien sprężenia zwrotnego, 10 — koła przednie, 11 — ruchomy pierścień, 12 — goleń, 13 — blok RDM-1

otwierana jest automatycznie przy spadku ciśnienia zasilania poniżej dopuszczalnego. Siłowniki w układzie sterowania pełnią podwójną rolę. Kiedy układ jest zasilany w energię hydrauliczną — sterują obrotami koła, a po odłączeniu zasilania wymuszają przepływ cieczy przez dławik. Istnieją także rozwiązania, w których układ sterowania spełnia swoją funkcję jedynie przy zasilaniu przez energię hydrauliczną. Po spadku ciśnienia rolę tłumika drgań shimmy przejmuje umieszczony niezależnie od układu sterowania tłumik, np. zespół sprężyn. W niektórych rozwiązaniach konstrukcyjnych w układzie sterowania znajduje się hydroakumulator o pojemności kilku centymetrów sześciennych. Jego zadaniem jest zapewnienie odpowiedniego nadciśnienia w układzie sterowania przy odłączonym zasilaniu (w granicach 0,5÷1 MPa, kompensowanie przecieków i rozszerzalności termicznej cieczy). Hydroakumulator znajduje się zwykle na linii zlewu układu sterowania i napełniany jest cieczą wypływającą z układu. Nadciśnienie wytwarzane przez hydroakumulator zapobiega zapowietrzeniu się układu sterującego.

Ograniczenie maksymalnego kąta wychylenia przedniego koła w czasie startu lub lądowania do kilku stopni ( $5 \div 10^\circ$ ) spowodowane jest przede wszystkim koniecznością zabezpieczenia prawidłowej pracy opony z podłożem (ograniczenie ze względu na kąt  $\delta_{max}$ ) oraz możliwością wywrócenia się samolotu (rys. 2). Niebezpieczeństwa takie nie zachodzą w czasie kołowania samolotu. Maksymalny kąt wychylenia koła w czasie kołowania zawiera się zazwyczaj w przedziale  $43 \div 70^\circ$ . W niektórych samolotach istnieje możliwość ręcznego odciążenia układu sterowania od przedniego koła, co zapewnia nieograniczony kąt obrotu koła. Wykorzystywane jest to w czasie holowania samolotu, w celu ułatwienia manewrowania samolotem na ziemi. Zmiana maksymalnego kąta wychylenia koła może być zrealizowana przez zmianę przełożenia między pedałami pilota a rozdzielaczem hydraulicznym (np. w samolocie Jak-40) lub zastosowaniem podwójnych elementów w układzie sterowania (np. w samolocie Tu-134, Tu-134A, An-24).

Do wycentrowania koła przedniego po oderwaniu się samolotu od ziemi wykorzystuje się najczęściej ciśnienie gazu w amortyzatorze. Gaz rozprężając się, powoduje przesunięcie tłoka amortyzatora. Na tłoku oraz na tulei amortyzatora znajdują się centrujące krzywki, które, zachodząc na siebie, powodują wycentrowanie koła.

Istnieją także inne sposoby centrowania koła:

- zewnętrzne (rolka na wahaczu przedniej nogi wtacza się po specjalnej bieżni do rowka),
- sprężyna centrująca,
- wykorzystanie ciśnienia cieczy działającego na tłok siłownika układu sterowania.

#### Rozwiązania konstrukcyjne układów sterowania

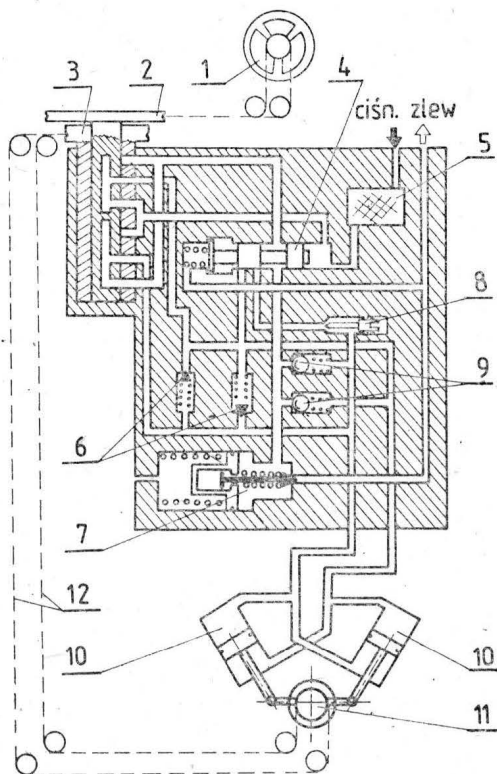
Podstawą działania każdego serwomechanizmu hydraulicznego jest wytworzony sygnał uchybu (między wielkością zadaną a określonym położeniem przedniego koła), który jest wykorzystywany do sterowania ruchem siłownika. Wielkość zadana kąta wychylenia — sygnał od pilota — może być przekazana mechanicznie lub elektrycznie.

Sterowanie mechaniczno-hydrauliczne używane jest w większości samolotów ze sterowanym kołem przednim.

#### Samolot Il-18

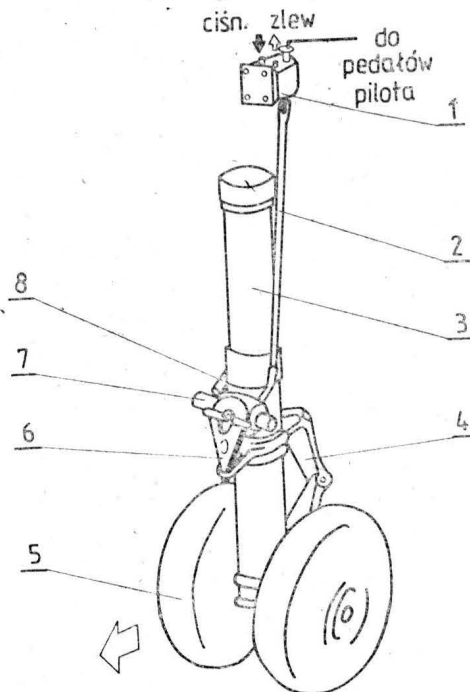
Sposób zrealizowania sterowania przednim kołem w samolocie Il-18 [2] pokazany jest na rys. 5.

Sygnał sterujący od pilota pochodzi od kierownicy 2, zabudowanej na wolancie pierwszego pilota 1. Zakresowi



Rys. 6. Mechanizm sterująco-tłumiący RDM-1: 1 — kółko sterowania przednim kołem, 2 — kółko wewnętrzne tłoczka sterującego, 3 — kółko zewnętrznej tulei sprzężenia zwrotnego, 4 — tłoczek przełączający, 5 — filtr, 6 — zawory bezpieczeństwa, 7 — hydroakumulator, 8 — dławik shimmy, 9 — zawory antykawitacyjne, 10 — siłowniki obrotu, 11 — gołen przednia, 12 — linki sprzężenia zwrotnego

$\pm 270^\circ$  obrotu kierownicy 2 odpowiada  $\pm 43^\circ$  obrotu koła przedniej nogi 10. Sygnał sterujący przekazywany jest ciągnem 3 do bloku sterująco-tłumiącego RDM-1 13. Sprężenie zwrotne od położenia ruchomej tulei 11 przekazywane jest do mechanizmu RDM-1 układem linek przez rolki 9. Siłowniki obrotu 4 przymocowane są do łącznika 5. Maksymalny kąt obrotu ograniczony jest ogranicznikami 7, do których dochodzi palec, związany z łącznikiem 5, ograniczający maksymalne wychylenie siłowników 6. Koniec tłoczyska siłownika zamocowany jest z gołenią 12 przegubem 8. Przy kierownicy 2 sterowania przednim kołem na



Rys. 7. Schemat sterowania przednim kołem samolotu Tu-134: 1 — blok sterujący RG-16A, 2 — drążek sprzężenia zwrotnego, 3 — gołen przednia, 4 — mechanizm nożycowy, 5 — koła przednie, 6 — mechanizm dźwigniowy, 7 — siłowniki obrotu, 8 — zawór przełączający na obieg krótki (z tłumikiem drgań shimmy)

wolancie znajduje się okienko, w którym sprężona z położeniem kierownicy strzałka pokazuje kąt wychylenia przedniego koła. Sygnał sterujący (rys. 6) podawany jest na wewnętrzny tłoczek 2 od kierownicy 1. Sygnał sprzężenia zwrotnego od położenia kół 11 przekazywany jest ciągnami 12 do obrotowej tulei 3. Zawory bezpieczeństwa 6 wysterowane są na ciśnienie 24,5 MPa. Mechanizm sterująco-tłumiący 4 włączany jest do pracy przez tłoczek sterujący 4 przy minimalnym ciśnieniu zasilania 1 MPa. Poniżej tej wartości tłoczek przełącza obieg cieczy na tzw. obieg krótki przez dławik shimmy. Hydroakumulator 7 zawiera niewielki zapas cieczy do wyrównania zmiany objętości cieczy spowodowanej zmianą temperatury i przeciekami. Ponadto utrzymuje w układzie RDM-1 i siłownikach nadciśnienie 0,3–0,5 MPa.

Ciecz z hydroakumulatora dostaje się do układu RDM-1 i siłowników przez zawór zwrotny 9. Ciecz na wejściu do RDM-1 filtrowana jest przez filtr 5.

#### Samolot Tu-134

W samolocie Tu-134 [3] sterowanie przednią nogą odbywa się dwoma tłokami osadzonymi na jednej osi (rys. 7 i 8a). Sygnał sterujący od pedałów pilota przekazywany jest przez popychacze na blok sterujący RG-16A 1. Blok RG-16A ma podwójny układ obrotowych tłoczków w obrotowych tulejach. Obrotowe tuleje realizują sprzężenia zwrotne; połączone są między sobą przekładnią zębatą o odpowiednim przełożeniu. Sygnał wejściowy przekazywany jest na obrotowe tłoczki, które też są połączone ze sobą kołami zębatymi. Ciśnienie zasilania podane na jedną lub drugą parę tłoczek-tuleja powoduje realizowanie skrętu przy dużym (w zakresie  $\pm 35^\circ$ ) lub małym (w zakresie  $\pm 5^\circ 30'$ ) kącie maksymalnego wychylenia przedniego koła.

#### Samolot Tu-134A

W samolocie Tu-134A [3] został zmieniony siłownik obrotu koła (rys. 8b). Zastosowano siłownik obrotowy umiesz-

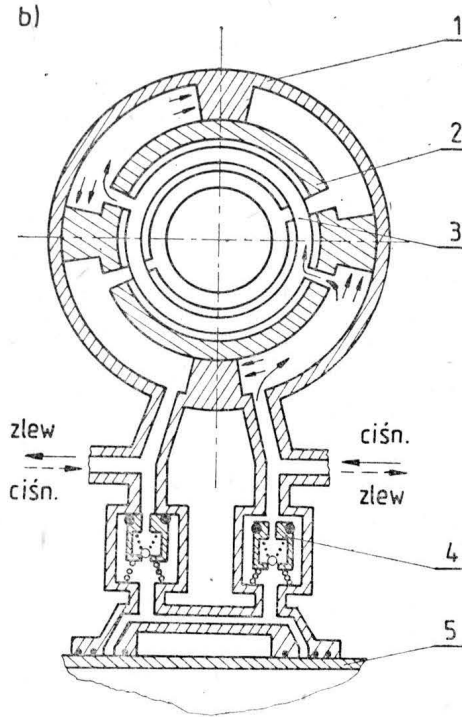
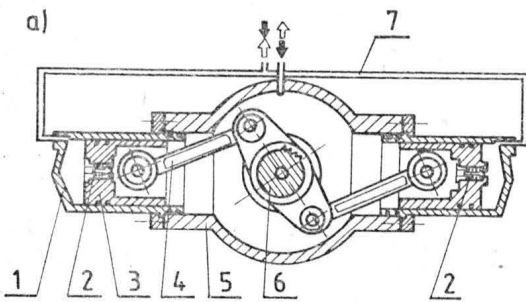


czony wokół gołeni. Wychylenia przedniego koła w małym zakresie w czasie startu i lądowania wynoszą  $\pm 8^{\circ}30'$ , zaś dla dużego zakresu — w czasie kołowania  $\pm 55^{\circ}$ . Ciśnienie zasilania układu sterowania wynosi 20,6 MPa.

#### Samolot An-24

Sterowanie przednim kołem samolotu An-24 [4] (rys. 9) rozwiązane jest w bardzo interesujący sposób. Między roz-

dziany jest do ułatwienia holowania samolotu. Zawór sterujący ma ujemne przekroczenie na linii zlewu oraz sprężynowe centrowanie tłoczka. Taki system umożliwia sterowanie przednim kołem podczas holowania samolotu bez potrzeby stosowania specjalnego zaworu przełączającego. Ruch linek wymuszony ruchem koła zębatego nie wpływa na położenie dźwigni centrującej, gdyż ta utrzymywana jest w pozycji centralnej przez sprężyny centrujące umieszczone w zaworze sterującym. Obciążenie zaworu spręży-



Rys. 8. Schemat sterowania przednim kołem samolotu Tu-134 a) i Tu-134A b): a) 1 — silowniki obrotu, 2 — zawory bezpieczeństwa, 3 — tłok siłownika, 4 — drążek, 5 — obudowa, 6 — wyjściowy wał obrotowy, 7 — przewód ciśnieniowo-zwrotny; b) 1 — obudowa obrotowa, 2 — goleń, 3 — przewody doprowadzające ciecz, 4 — zawory nadmiarowe, 5 — tuleja mocująca mechanizm dźwigniowy

porami gołeni 5 przymocowanymi do ścianek łuku znajduje się przymocowane na sztywno tłoczysko siłownika 1. Takie rozwiązanie dodatkowo usztywnia goleń. Umieszczenie elementów układu sterowania w łuku zabezpiecza je przed oddziaływaniem czynników atmosferycznych. Przednia goleń nie jest obciążona masą siłowników. Awaria gołeni nie wymaga rozmontowywania układu sterowania. Po tłoczysku 1 przemieszcza się cylinder siłownika 2 połączony mechanizmem korbowym 3 z górną częścią amortyzatora 4. Amortyzator przechodzi przez nieruchomą obudowę gołeni i w dolnej części połączony jest sztywno z mechanizmem dźwigniowo-nożycowym 9. W czasie wykonywania zakrętów tłok amortyzatora nie wykonuje ruchów obrotowych względem tulei.

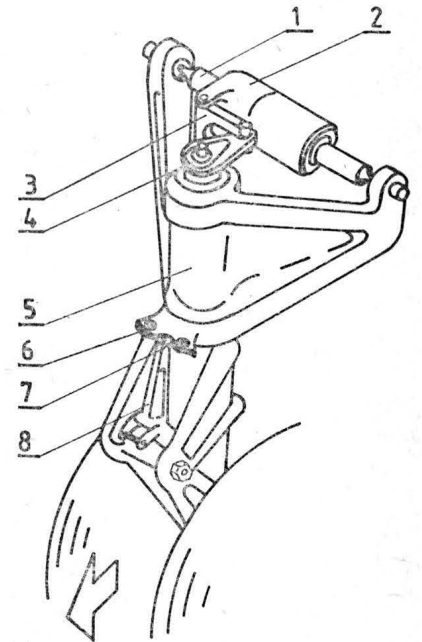
Sterowanie przednim kołem pracuje w dwóch zakresach wychyleń koła. W czasie startu i lądowania koło przednie wychyla się o kąt  $\pm 10^{\circ}$  i sterowane jest pedałami. W czasie kołowania koło sterowane jest ręczną dźwignią. Wychyleniu dźwigni o kąt  $\pm 90^{\circ}$  odpowiada wychylenie koła o kąt  $\pm 45^{\circ}$ .

Po odłączeniu zasilania układu sterowania przedniego koła układ pracuje w zakresie tłumienia drgań shimmy, a koła pracują w zakresie samocentrowania.

Po oderwaniu się samolotu od ziemi koła opadają w dół pod wpływem własnej masy i ciśnienia gazu w amortyzatorze. Koło centrujące 7 umieszczone na dźwigni centrującej 8 trafia na specjalnie ukształtowaną bieżnię 6 i wtacza się do zagłębienia umieszczonego w jej centralnej części. W ten sposób następuje wycentrowanie kół przednich przed schowaniem. Analogiczny system sterowania znajduje się na samolocie An-26.

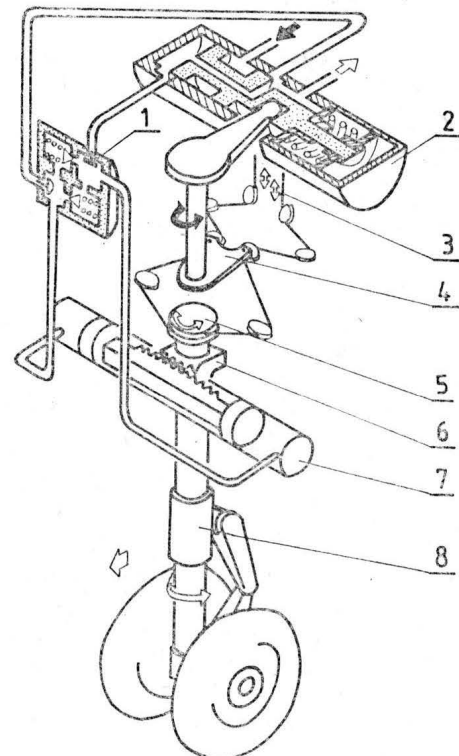
#### Samolot VFW-614

Układ sterowania podwoziem przednim samolotu VFW-614 [5] (rys. 10) składa się z zębatego koła zębatego umieszczonego na gołeni. Koła przednie sterowane są w zakresie  $\pm 70^{\circ}$  i mają możliwość samonastawności poza zakresem sterowania do  $\pm 150^{\circ}$ . Konstrukcja zębatego koła umożliwia taki rodzaj sterowania. Kiedy tłok z zębatego dochodzi do skrajnego położenia, zęby koła zębatego wyzębują się i koło może kontynuować obrót. Zębatego koła utrzymywana jest w tym położeniu przez specjalny pierścień zabezpieczający, który umożliwia ruch powrotny zębatego koła dopiero po zabezpieczeniu się zębów koła zębatego. Ten zakres pracy przewi-



Rys. 9. Schemat sterowania przednim kołem samolotu An-24: 1 — nieruchome tłoczysko, 2 — ruchoma obudowa, 3 — mechanizm korbowy, 4 — górna część amortyzatora, 5 — obudowa amortyzatora, 6 — bieżnia centrująca, 7 — kółko centrujące, 8 — dźwignia centrująca, 9 — obrotowy mechanizm dźwigniowo-nożycowy, 10 — koła przednie

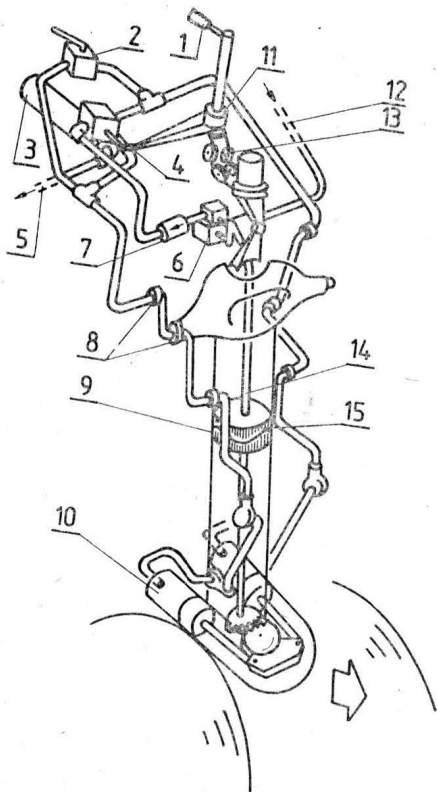
nami uniemożliwia ruchy dźwigni centrującej wywołane tarciami linek. W czasie holowania pilot nie wstrzymuje obrotów rękojeści dźwigni sterowania przednim kołem umieszczonej w kabinie. Przepływ cieczy hydraulicznej w



Rys. 10. Schemat sterowania przednim kołem samolotu VFW-614: 1 — podwójny zawór bezpieczeństwa, 2 — zawór sterujący, 3 — linki sterujące, 4 — dźwignia centrująca, 5 — koło linkowe, naddające, 6 — ząb zatrzymujący małej zębatego koła, 7 — siłownik sterujący, 8 — tuleja obrotowa

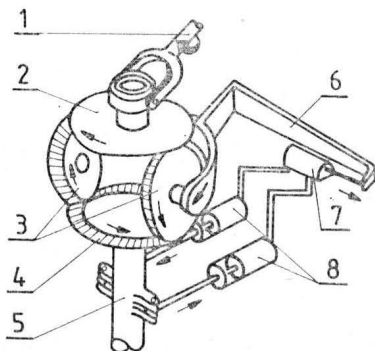
układzie wywołany przez ruch tłoka możliwy jest dzięki ujemnemu przekryciu na linii zlewu zaworu sterującego, wówczas gdy znajduje się on w pozycji centralnej. Tłumienie drgań shimmy w czasie startu i lądowania zapewniają tłumiki wiskotyczne umieszczone w podwójnym zaworze bezpieczeństwa.

Ciekawym rozwiązaniem sterowania przednim kołem jest sterowanie umieszczone w samolocie transportowym produkcji amerykańskiej [6] (rys. 11).



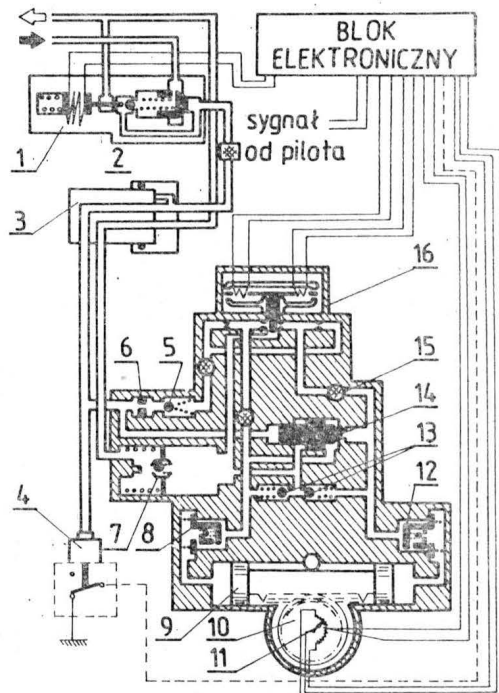
Rys. 11. Schemat jednego z amerykańskich układów sterowania przednim kołem: 1 — rączka sterująca, 2 — zawór przełączający, 3 — hydroakumulator, 4 — zawór sterujący, 5 — linia zlewu, 6 — zawór włączający układ sterowania, 7 — zawór zwrotny, 8 — złączki obrotowe, 9 — dolna krzywka centrująca, 10 — siłowniki sterowania, 11 — mechanizm różnicowy, 12 — linia zasilająca, 13 — cięgna sprzężenia zwrotnego, 14 — drążek włączający sterowanie po obciążeniu podwozia, 15 — górna krzywka centrująca

Sterowanie odbywa się ręczną dźwignią umieszczoną w kabine pilotów 1. Sygnał wejściowy przekazywany jest na mechanizm różnicowy 11, do którego dochodzi także sygnał sprzężenia zwrotnego położenia przedniego koła 13. Sygnał uchybu steruje rozdzielaczem 4. Po obciążeniu podwozia przedniego następuje przemieszczenie pręta 14, który przez rozdzielacz 6 włącza zasilanie układu. Dolna część krzywki centrującej 9 przemieszcza się do góry i łączy się z górną częścią krzywki centrującej 15. Zawór przełączający 2 używany jest podczas holowania samolotu i umożliwia swobodny przepływ cieczy między komorami siłowników. W układzie znajduje się hydroakumulator zabezpieczający potrzebne nadeśnienie do tłumienia drgań shimmy (w przypadku ruchu samolotu przy odłączonym zasilaniu energii hydraulicznej).



Rys. 12. Mechanizm różnicowy wchodzący w skład układu z rys. 11: 1 — drążek wejściowy, 2 — stożkowe koło zębate wejściowe, 3 — kółka pośrednie, 4 — kółko sprzężenia zwrotnego, 5 — goleń podwozia, 6 — dźwignia sterująca, 7 — rozdzielacz, 8 — siłowniki

Mechanizm różnicowy zastosowany w układzie sterowania przednią gołenią (rys. 12) składa się z czterech stożkowych kół zębanych. Sygnał wejściowy 1 przekazywany jest na koło zębate wejściowe 2, które obracając się przekazuje



Rys. 13. Sterowanie przednim kołem samolotu Mirage 2000: 1 — zawór włączający, 2 — filtr, 3 — złączka obrotowa, 4 — sygnalizator ciśnienia w układzie sterowania, 5 — zawór zwrotny, 6 — dyszka dławiąca, 7 — hydroakumulator, 8 — zawór zwrotno-dławiący, 9 — siłownik sterujący z zębatką, 10 — goleń z kółkiem zębataym, 11 — potencjometr sprzężenia zwrotnego, 12 — zawór bezpieczeństwa (w zaworze zwrotno-dławiącym 8), 13 — zawory antykawitacyjne, 14 — tłoczek otwierający dyszkę tłumienia drgań shimmy (po spadku ciśnienia), 15 — filtr, 16 — rozdzielacz elektrohydrauliczny

ruch przez koła pośrednie 3 na dźwignię 6. Ruch dźwigni 6 powoduje otwarcie rozdzielacza sterującego 7 i przepływ cieczy do siłowników 8. Obrót goleń 5 powoduje obrót złączonego z nią koła sprzężenia zwrotnego 4, co przez kółka pośrednie zmniejsza sygnał uchybu na rozdzielaczu 7.

#### Mirage 2000

Sterowanie przednim kołem samolotu Mirage 2000 [7] przedstawia rys. 13.

W układzie został wykorzystany rozdzielacz elektrohydrauliczny dyszka—przesłona 16. Po włączeniu sterowania ciecz oddziałuje na tłok 14, który zamyka przepływ cieczy w tzw. krótkim obiegu (układ tłumiący drgania shimmy). Czujnik zamocowany przy pedałach pilota podaje sygnał sterujący do bloku elektronicznego, którego zadaniem jest wytworzenie właściwego sygnału uchybu sterującego cewką rozdzielacza. Sygnał sprzężenia zwrotnego pochodzi od obrotowego potencjometru 11 zamocowanego przy goleń 10. Sterowanie przednim kołem pozwala na wychylenie koła o kąt  $\pm 45^\circ$ . Po ręcznym odłączeniu układu sterowania koło ma możliwość wychyleń o kąt  $\pm 360^\circ$ .

Podobne rozwiązanie istnieje w samolocie Falcon 50.

Obecnie w konstrukcjach lotniczych dąży się do zmniejszania masy samolotu oraz zwiększania niezawodności poszczególnych elementów. Tendencje te mają duży wpływ na rozwiązania konstrukcyjne goleń przedniej i układu sterowania przednim kołem. Coraz powszechniej stosuje się integralną zabudowę siłownika z gołenią. Wszystkie elementy ruchome są zabezpieczone przed wpływami czynników atmosferycznych. W najnowszych konstrukcjach obserwuje się tendencje przechodzenia od rozwiązań sterowań mechaniczno-hydraulicznych do elektrohydraulicznych.

Czytelnicy zainteresowani konstrukcjami goleń samolotów mogą zapoznać się z nowoczesnymi rozwiązaniami w art. Adama J. Wróblewskiego i Tadeusza Wusatowskiego „Współczesne podwozia lotnicze”, *TLiA* nr 4, 1974 r.

#### LITERATURA

1. Wymagania konstrukcyjne dla lotnictwa wojskowego RAF i marynarki RN. Przepisy AP 970 t. III, wyd. 1955 r., tłum. Instytut Lotnictwa.

cd. na s. 19



# Rodzaje opracowań konstrukcyjnych w szybownictwie

Dr inż. WIESŁAW STAFIEJ  
PZL-Bielsko

Każdy temat projektowy podejmowany przez zespół konstruktorski stanowi odpowiedź na konkretne zapotrzebowanie. W technice zapotrzebowanie jest pojęciem szerokim obejmującym albo zamówienie użytkownika, albo propozycje konstruktorów wychodzące naprzeciw rodzającym się tendencjom współczesnego i przyszłego sposobu wykorzystywania wyrobów czy obiektów [3].

Zapotrzebowanie na nowe rozwiązanie konstrukcyjne może być bardzo zróżnicowane, począwszy od drobnych zmian przystosowujących urządzenie do spełnienia określonego zadania, aż po całkowicie nowe opracowanie [1]. Wynika stąd wpływ rodzaju zapotrzebowania na: rozmiar przedsięwzięcia projektowanego podejmowanego przez zespół konstrukcyjny, termin ukończenia prac, zakres tematu i sposób wdrożenia do produkcji.

Proces projektowania w szybownictwie [5] ma formę specyficzną dla tej gałęzi techniki lotniczej. Dzieli się on na stadia związane określonymi współzależnościami sekwencyjnymi i sprzężeniami zwrotnymi (rys. 1). Stadia te w zależności od zastosowanej odmiany projektowania ulegają ograniczeniu lub likwidacji.

## Odmiany opracowania konstrukcyjnego

W zależności od zakresu objętego zadaniem projektowym postawionym konstruktorowi, opracowanie konstrukcyjne może przybierać następujące odmiany:

- opracowanie pełne,
- modyfikacja,
- adaptacja,
- rekonstrukcja,
- eksperyment.

Każda z powyższych odmian pojawia się w specyficznych dla niej warunkach i charakteryzuje się określonym zakresem i przebiegiem prac. Związki zachodzące między stadiami procesu projektowania a odmianami opracowania konstrukcyjnego podano w tabl.

## Opracowanie pełne

Zgodnie z treścią tabl. w opracowaniu pełnym występują wszystkie stadia procesu projektowania.

## Założenia techniczne

Założenia techniczne są zbiorem informacji dla projektanta określającym zakres podejmowanego zadania projektowego. Zawierają one dane na temat:

- klasy projektowanego szybowca,
- celu budowy i przewidywanej wielkości produkcji,
- narzuconych podstawowych parametrów konstrukcji (więzy swobody projektowej),
- wymagań odnośnie do tworzywa, metod fabrykacyjnych lub innych wymagań specjalnych,
- ewentualnej kooperacji i jej zakresu, wskazanie kooperatora,
- przewidywanego zakresu badań własnych i zleconych,
- wstępnego rozeznania patentowego, postulaty normalizacji i typizacji,
- wstępnego harmonogramu prac.

## Projekt wstępny

Stadium projektu wstępnego stanowi „laboratorium” generowania rozwiązań konstrukcyjnych. Tutaj wykonywane są podstawowe analizy określające charakterystykę poszczególnych wariantów prototypu, tutaj także rodzą się zasadnicze koncepcje układu struktury szybowca.

Projekt wstępny musi dać materiał umożliwiający wszechstronną ocenę zaproponowanych rozwiązań konstrukcyjnych, dokonanie selekcji i wytypowanie układu optymalnego [2]. Materiał ten gromadzony jest w poszczególnych etapach obejmujących:

- zebranie informacji rozszerzonych w stosunku do zawartych w założeniach technicznych,
- dobór parametrów i rozwiązań konstrukcyjnych proponowanych wariantów struktury,
- analizę obliczeniową osiągnięć i właściwości lotnych,
- selekcję wariantów i wybór rozwiązania optymalnego w stosunku do przyjętych kryteriów oceny.

Realizacja projektu wstępnego może przebiegać w dwójaki sposób jako:

- projekt wstępny uproszczony,
- projekt wstępny rozszerzony.

Uproszczony projekt wstępny jest mniej pracochłonny, powstaje szybciej i jest stosowany wówczas, gdy czas na ukończenie całego zadania projektowego jest krótki. Jednakże wówczas wiele problemów natury koncepcyjnej pozostaje do rozwiązania w dalszych stadiach procesu projektowania. Uproszczony projekt wstępny obejmuje tylko ogólne charakterystyki proponowanego szybowca i obejmuje generację rozwiązań jedynie głównych zespołów struktury, często w formie szkicowej lub nawet opisowej, wykonywany jest zazwyczaj w postaci małowariantowej, a więc nie daje dużych możliwości optymalizacyjnych.

Projekt wstępny rozszerzony jest bardziej pracochłonny. Propozycje rozwiązań konstrukcyjnych struktury płatowca podawane w formie rysunkowej lub szkicowej, wielowariantowej, tworzą materiał do dokonywania selekcji i przeprowadzenia procedury optymalizacyjnej. Analizy obliczeniowe ułatwiają późniejsze prace nad dokumentacją aerodynamiki, obciążeń i analizą wytrzymałościową.

## Projekt techniczny

Optymalny wariant wyselekcjonowany spośród propozycji projektu wstępnego staje się tematem opracowania w stadium projektu technicznego. Węzłem łączącym oba stadia jest podjęcie decyzji. Decydemtem może być albo sam konstruktor, albo zespół decyzyjny (użytkownik zamawiający opracowanie, wsparty gronem ekspertów), gdy w założeniach nie przewidziano jeszcze innej formy.

Prace objęte projektem technicznym obejmują następujące etapy:

- opracowanie szczegółowych rozwiązań konstrukcyjnych elementów i zespołów oraz wykonanie kompletu dokumentacji rysunkowej i obliczeniowej,
- wykonanie kompletu planów geometrycznych, warstwicznych, przekrojów, przebiegów kinematyki układów sterowania i uruchamiania mechanizmów,
- weryfikacja dokumentacji konstrukcyjnej i obliczeniowej.

TABLICA. Związki między stadiami procesu projektowania a odmianami opracowania konstrukcyjnego

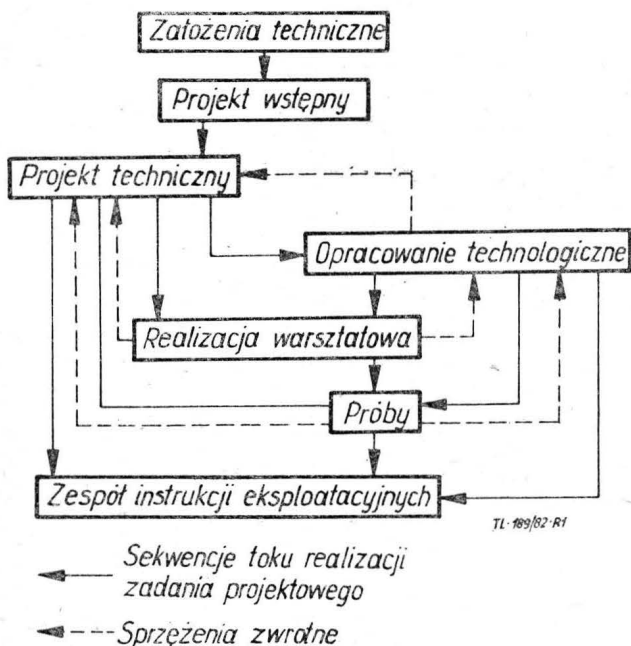
Stadium	Odmiana				
	Opracow. pełne	Modyfikacja	Adaptacja	Rekonstrukcja	Eksperyment
Założenia techniczne	o	o	o	o	o
Projekt wstępny	o	x	xx	xx	xx
Projekt techniczny	o	o	o	o	o
Opracowanie technologiczne	o	x	x	x	xx
Realizacja warsztatowa	o	o	o	o	o
Próby	o	x	x	x	o
Opracowanie instrukcji eksploatacyjnych	o	x	x	x	xx

Oznaczenia: o — stadium, które musi wystąpić, x — stadium, które może wystąpić, xx — stadium, które nie występuje

Projektowanie elementów, podzespołów i zespołów przebiega w sposób iteracyjny w pętli wiążącej projektowanie z weryfikacją technologiczną i obliczeniową (rys. 2). Zbieżność tej iteracji zależy od inwencji twórczej i rutyny zawodowej konstruktora.

#### Opracowanie technologiczne

Technologia w każdej dziedzinie techniki stanowi wyspecjalizowaną gałąź wiedzy [4]. W procesie projektowania



Rys. 1. Stadia procesu projektowania szybowca

szybowców prace technologiczne koncentrują się na dwóch zagadnieniach:

- rozpoznaniu problemu konstrukcyjnego,
- opracowaniu metod wytwarzania i metody przebiegu procesów produkcyjnych.

Rozpoznanie problemu konstrukcyjnego rozpoczyna się już w momencie konsultacji technologicznych przy sporządzaniu projektu wstępnego, gdy konstruktor generując rozwiązania musi korzystać z porad dot. tworzywa i możliwości wykonawczych zaproponowanego elementu lub zespołu.

Opracowanie metod wytwarzania i przebiegu procesów produkcyjnych wiąże się ze:

- znajomością możliwości wykonawczych warsztatu mającego podjąć produkcję,
- charakterem struktury szybowca (tworzywo, układ konstrukcyjny, podział montażowy i fabrykacyjny itp.).

Zastosowane metody wytwarzania narzucają zakres prac nad wykonaniem dokumentacji oprzyrządowania produkcyjnego. Prace te są szczególnie pracochłonne w przypadku struktur kompozytowych, wykonywanych w formach negatywowych.

#### Realizacja warsztatowa

Stadium realizacji warsztatowej wymaga stałego nadzoru konstrukcyjnego i technologicznego. Niejednokrotnie, w celu przyspieszenia prac, awansowanie wykonawstwa warsztatowego realizowane jest równolegle z procesem konstruowania tak, że np. wcześniej opracowane skrzydło jest już wykonywane warsztatowo, podczas gdy np. kadłub jeszcze nie zszedł z desek kreślarskich. Taki system prac wymaga częstej interwencji konstruktora, ponieważ dokumentacja przekazana warsztatowi może być jeszcze całkowicie nie zamknięta (np. punkty stykowe skrzydło—kadłub mogą być zamknięte po zakończeniu prac konstrukcyjnych nad kadłubem).

Gdy warsztat otrzymuje dokumentację pełną, rola konstruktora polega na usuwaniu ewentualnych pomyłek, usterek lub nieścisłości w dokumentacji konstrukcyjnej. W tym przypadku warsztat jest ostatecznym weryfikatorem rysunków.

Podobne zadania stoją przed nadzorem technologicznym z tym, że interwencje technologa są częstsze ze względu na weryfikację praktyczną oprzyrządowania produkcyjnego.

#### Próby

Próby w procesie projektowania są stadium weryfikującym prawidłowość koncepcji konstrukcyjnych [6]. Można je podzielić na trzy grupy: próby preparacyjne, weryfikacyjne i kontrolne.

Próby preparacyjne prowadzone są niezależnie od prac konstrukcyjnych nad konkretnym prototypem. Celem ich jest badanie nowych koncepcji aerodynamicznych i konstrukcyjnych oraz nowych tworzyw, bez adresu do określonego typu szybowca.

Podobnie próby kontrolne nie są związane z określonym typem szybowca, lecz celem ich jest atestowanie (lub sprawdzanie atestacji) materiałów produkcyjnych oraz weryfikacja poprawności wykonawstwa warsztatowego (np. badanie próbek spoin wykonanych przez spawaczy).

Zasadniczą rolę w procesie projektowania szybowców spełniają próby weryfikacyjne. Przeprowadza się je na stoiskach badawczych (próby naziemne) i w powietrzu (próby w locie). Realizacja prób odbywa się w wyspecjalizowanych komórkach (np. laboratorium wytrzymałościowe, zespół pilotów doświadczalnych itp.). Rola konstruktora sprowadza się do opracowania programów tych prób. Próby naziemne dotyczą badań:

- funkcjonowania urządzeń,
- wytrzymałości i sztywności struktury,
- aeroelastyczności,
- trwałości eksploatacyjnej (zmęczenia materiału).

W trakcie prób w locie dokonuje się weryfikacji:

- właściwości lotnych szybowca,
- osiągniętych obliczeniowych określonych wstępnie,
- zachowania się szybowca w różnych stanach eksploatacji. Ponadto próby w locie pozwalają na zebranie danych do sporządzenia instrukcji obsługi.

#### Zespół instrukcji eksploatacyjnych

Aby możliwości jakie sprzęt oferuje mogły być w pełni wykorzystane, eksploatacja jego musi być prowadzona w sposób właściwy. Cechy sprzętu nie ulegną zmianie w trakcie eksploatacji, gdy będzie on prawidłowo obsługiwany i konserwowany. Na konstruktorze spoczywa obowiązek opracowania instrukcji eksploatacji szybowca przekazujących użytkownikowi niezbędne informacje i wskazówki.

Zespół wytycznych stanowią:

- instrukcja obsługi w locie,
- instrukcja obsługi technicznej,
- instrukcja napraw.

Instrukcje eksploatacyjne sporządzane są w oparciu o dokumentację konstrukcyjną, doświadczenia technologiczne oraz wyniki prób naziemnych i w locie.

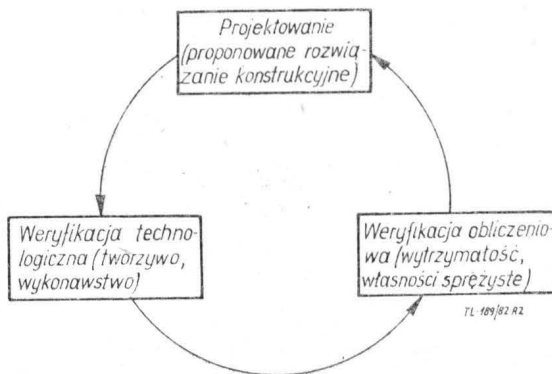
#### Stadia dominujące

Dla każdej z odmian opracowania konstrukcyjnego pewne stadia odgrywają rolę zasadniczą, inne mogą usuwać się na plan drugi lub całkowicie zanikać.

W przypadku opracowania pełnego występują wszystkie stadia opracowania konstrukcyjnego, jednakże rola dominująca przypada stadiom:

- projektu wstępnego (szczególnie w wersji rozszerzonej),
- projektu technicznego,
- opracowania technologicznego.

Dominacja ww. trzech stadiów wynika z zakresu prac i ich pracochłonności w stosunku do pozostałych stadiów.



Rys. 2. Pętla iteracyjna projektowania rozwiązań konstrukcyjnych



## Modyfikacja

Często potrzeba techniczna może zostać zaspokojona w sposób uproszczony, nie wymagający opracowania pełnego, charakterystycznego dla procesu powstawania nowego, oryginalnego typu szybowca. Można bowiem dokonać zmian pewnych zespołów lub fragmentów konstrukcji w celach:

- podniesienia osiągnięć,
- poprawy właściwości lotnych,
- zastosowania korzystniejszych tworzyw,
- wprowadzenia ułatwień produkcyjnych,
- usprawnienia obsługi w locie i na ziemi.

Zależnie od postulatów lub zarzutów wysuwanych względem konstrukcji istniejącej, zakres modyfikacji może obejmować działania prowadzące do niewielkich zmian konstrukcyjnych, do znacznego przekonstruowania jednego lub kilku zespołów struktury, wreszcie do przekonstruowania większości zespołów.

Jak pokazano w tabl., modyfikacja musi zawierać stadia: założeń technicznych, projektu technicznego oraz realizacji warsztatowej. Alternatywnie mogą wystąpić: projekt wstępny, opracowanie technologiczne, zespół prób oraz ewentualne korekty w instrukcjach eksploatacyjnych. Rolę dominującą odgrywa stadium projektu technicznego.

Stadia alternatywne zależne są od „głębokości” modyfikacji. Modyfikacja płytka nie zmienia zasadniczych cech szybowca, natomiast modyfikacja głęboka może doprowadzić do całkowitej zmiany cech, tak że w wyniku powstaje konstrukcja niemal oryginalna.

Przykładem modyfikacji płytkiej jest szybowiec SZD-48-1 Jantar Standard 2, który powstał przez zmodyfikowanie wersji SZD-48-0 polegające na zmianie aerodynamiki i geometrii usterzenia wysokości.

Modyfikację głęboką stanowiły prace nad polepszeniem właściwości szybowca SZD-32 Foka 5, które w rezultacie doprowadziły do powstania nowego typu szybowca SZD-36 Cobra.

## Adaptacja

Adaptacja jest zadaniem projektowym polegającym na:

- przystosowaniu istniejącej konstrukcji do:
  - a) pełnienia nowej funkcji nie przewidzianej w rozwiązaniu poprzednim,
  - b) pełnienia tej samej funkcji w sposób sprawniejszy czy ekonomiczniejszy,
- likwidacji jakiegś z pierwotnie pełnionych funkcji, obecnie zbędnej,
- zastąpieniu urządzenia spełniającego daną funkcję przez inne, sprawniejsze,
- przystosowanie elementów z szybowca już istniejącego do aktualnie opracowywanego.

Zakres prac adaptacyjnych, w porównaniu z modyfikacją, jest znacznie węższy. Rzut oka na tabl. wskazuje, iż stadium projektu wstępnego nie występuje tutaj wcale. Możliwość potrzeby opracowania technologicznego jest raczej znikoma, natomiast może zachodzić potrzeba zmian w instrukcjach eksploatacyjnych. Jeżeli zakres prac adaptacyjnych poszerza się, wówczas adaptacja przeradza się w modyfikację.

Koniecznymi stadiami adaptacji są: założenia techniczne, projekt techniczny i realizacja warsztatowa. Dominuje stadium realizacji warsztatowej, szczególnie gdy projekt techniczny wykonany jest w formie szkicowej.

## Rekonstrukcja

Celem rekonstrukcji jest odtworzenie dokumentacji technicznej szybowca już kiedyś skonstruowanego, aby ponownie uruchomić produkcję w sytuacji, gdy dokumentacja oryginalna nie istnieje.

Rekonstrukcja może być przeprowadzona w sposób:

- wierny, na podstawie zachowanego egzemplarza szybowca, lub wystarczającej liczby jego fragmentów,
- ze zmianami, w przypadku gdy narzucają je odmienne wymagania techniczne, szerszy zasób wiedzy, bogatsze doświadczenia eksploatacyjne, nowocześniejsza technologia lub gdy liczba zachowanych fragmentów konstrukcji oryginalnej jest zbyt mała do wiernego odtworzenia szybowca.

W przypadku rekonstrukcji, podobnie jak przy adaptacji, nie występuje stadium projektu wstępnego, mało prawdopodobne jest wystąpienie stadiów opracowania technologicznego i prób (z wyjątkiem przypadku rekonstrukcji ze zmianami). Przystępując do rekonstrukcji, najczęściej nie dysponuje się instrukcjami eksploatacyjnymi, zachodzi więc

konieczność pojawienia się stadium ich odtworzenia. Stadiami koniecznymi są: założenia techniczne, projekt techniczny i realizacja warsztatowa, przy czym rola dominująca przypada projektowi technicznemu i realizacji warsztatowej.

Przykładami rekonstrukcji były odtworzone w Polsce po wojnie dokumentacje przedwojennej Salamandry oraz niemieckiego Żurawia.

## Eksperyment

Zadanie projektowe polega na skonstruowaniu: — zmienionego fragmentu szybowca w celach badawczych,

— wyizolowanego zespołu lub modelu otwarzającego w sposób wierny lub celowo zniekształcający cechę konstrukcji, która jest przedmiotem eksperymentu,

— szybowca w układzie nietypowym, mającego nieznane z praktyki cechy, interesujące ze względu na spodziewane właściwości nowatorskie.

Konstrukcje eksperymentalne buduje się w celu:

— przeprowadzenia na nich prób naziemnych w zakresie funkcjonalności, wytrzymałości, sztywności, aeroelastyczności, trwałości,

— zbadania możliwości wytwórczych własnej bazy warsztatowej,

— sprawdzenia ekonomiczności produkcji,

— określenia możliwości zastosowania nowego rozwiązania w aktualnie projektowanym szybowcu.

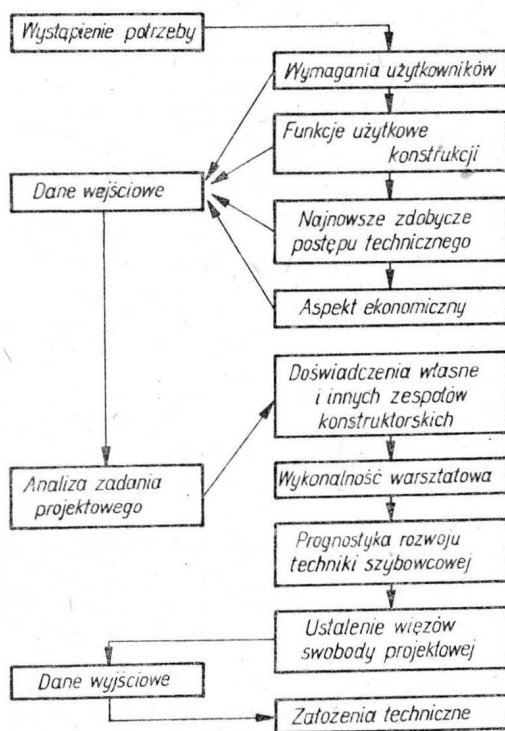
W eksperymencie nie wystąpią oczywiście stadia: projektu wstępnego, opracowania technologicznego i opracowania instrukcji, natomiast rolę decydującą odgrywa stadium prób.

Przykładem eksperymentu były konstrukcje IS-5 Kaczka, SZD-6x Nietoperz względnie zabudowa na szybowcu SZD-25 Lis zespołu spadochronika hamującego.

## Wzajemne relacje odmian

Poszczególne odmiany opracowań konstrukcyjnych nie występują w praktyce w postaci czystej. Każde nawet najbardziej oryginalne opracowanie korzysta ze wzorów i doświadczeń zebranych przy opracowywaniu innych konstrukcji. Automatycznie więc do pełnego opracowania wplata się adaptacja, która zresztą jest naczelnym postulatem wnoszonym przez normalizację i typizację zespołów konstrukcyjnych w postaci tzw. unifikacji elementów.

Bardzo często opracowanie, będące w założeniu modyfikacją, przeradza się w toku prac projektowych w opracowanie pełne. Podobnie konstrukcja eksperymentalna w swym dalszym rozwoju może stać się opracowaniem pełnym i wejść do produkcji seryjnej.



Rys. 3. Formułowanie zadania projektowego

Cechą wiążącą wszystkie odmiany projektowania jest konieczność wystąpienia stadium założeń technicznych, tutaj bowiem dochodzi do sformułowania zadania projektowego. Tok prac na tym etapie polega na ustaleniu danych wejściowych, analizie zadania i ustaleniu danych wyjściowych do dalszych etapów prac (rys. 3).

We wszystkich odmianach musi również wystąpić stadium realizacji warsztatowej. Alternatywnie może zachodzić potrzeba wykonania projektu wstępnego, opracowania technologicznego i stworzenia instrukcji eksploatacyjnych.

Najczęstszymi przejściami jednej odmiany w drugą są przekształcenia:

- modyfikacji w opracowanie pełne,
- adaptacji w modyfikację,
- rekonstrukcji w modyfikacji (płytką lub głęboką),
- eksperymentu w adaptację, modyfikację względnie opracowanie pełne.

Przenikanie się wzajemne odmian zależy od warunków sprecyzowanych w sformułowaniu zadania projektowego. Żądania użytkowników zawierają często postulaty techniczne sprzeczne, niejednoznacznie sformułowane lub niekompletne dane. Przy opracowywaniu tematu, technicznie prawie zawsze trudnego, konstruktor często staje wobec sytuacji przymusowej narzuconej ciasnymi terminami końcowymi. Pozbawia to możliwości pełnego wykorzystania działań optymalizacyjnych i konstrukcja rodzi się z pewnymi mankamentami. Dlatego typy szybowców z biegiem lat poddawane są różnym modyfikacjom polepszającym właściwości lotne, osiągi i obsługę naziemną, a także podnoszącą ekonomiczność produkcji.

Konstruktor szybowca zmuszony jest w sposób szczególnie wyraźny do przewyżczenia antynomii technicznych, albowiem względy aerodynamiczne i konstrukcyjne oraz technologiczne, produkcyjne i eksploatacyjne stawiają żądania najczęściej sprzeczne. Zachodzi więc konieczność usunięcia tych sprzeczności lub szukania kompromisów. Wiele pomysłów optymalnego pogodzenia sprzeczności rodzi się w trakcie eksploatacji, gdzie „samo życie” wskazuje drogi najlepszych rozwiązań. Konstruktor wówczas dokonuje modyfikacji, które wprowadza się na egzemplarzach kolejnej serii, względnie na egzemplarzach już użytkowanych podczas wykonywania okresowych remontów lub w terminach uzgodnionych z użytkownikiem.

Jeżeli modyfikacja jest konieczna ze względu na bezpieczeństwo dalszego użytkowania, musi być wprowadzona przez Biuletyn Zmian w sposób określony przez wytwórcę.

#### LITERATURA

1. A. ALTSZULLER: Algorytm wynalazku. Wiedza Powsz., Warszawa, 1975 r.
2. L. CRUM: Analiza wartości. PWE, Warszawa, 1973 r.
3. J. DIETRICH, S. KOCANĀDA, W. KOREWA: Podstawy konstrukcji maszyn. WNT, Warszawa, 1964 r.
4. A. SKARBINSKI: Technologia budowy szybowców. WKŁ, Warszawa, 1969 r.
5. W. STAFIEJ: Algorytmiczna metoda optymalnego projektowania szybowców wyczynowych. Praca doktorska, Bibl. Polit. Rzesz., 1979 r.
6. W. STAFIEJ: Próby w technice szybowcowej. *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, nr 7, 1981 r.

cd. ze s. 32

## CONTENTS

GLASS A.: Yesterday and tomorrow of two-seat gliders, *TLiA*, vol. XXXVIII, 1983, No. 6, p. 1

The development of two-seat gliders, changes in their production with have taken place during the recent thirty-year period, the most important gliders being manufactured at present and production development prospects for 1980's, have been presented. The reasons for the trend to come back to production of simple basic gliders have been shown.

FRYDRYCH M.: Aircraft nose wheel control, *TLiA*, vol. XXXVIII, 1983, No. 6, p. 6

Main design problems of the nose wheel control systems have been presented. Design of the nose wheel control systems of several airplanes, which are currently in service, have been described as examples.

STAFIEJ W.: Types of design works in glider-making, *TLiA*, vol. XXXVIII, 1983, No. 6, p. 11

Various types of design performed in glider-making are defined and notions used in this area are systematized in this article.

KOWALSKI A.: Head-on collision, *TLiA*, vol. XXXVIII, 1983, No. 6, p. 20

Interdependence between aircraft speed in the moment of impact and braking distance on one hand and maximum overload acting on the pilot and quantities which define the injuries resulting from the collision on the other hand, has been discussed.

CUPRYŚ S.: Selected problems of the process methods used in foundry pattern-making, *TLiA*, vol. XXXVIII, 1983, No. 6, p. 24

Various types of materials used to make foundry patterns have been described.

LOREK Z.: Fatigue strength  $Z_{90}$  of the PA33tb alloy, *TLiA*, vol. XXXVIII, 1983, No. 6, p. 26

The course and results of fatigue tests of aircraft aluminium alloy PA33tb have been presented.

GAJEWSKI T.: Polish pulse-jet engine in 1933, *TLiA*, vol. XXXVIII, 1983, No. 6, p. 30

The pulse-jet engine built by a tandem consisting of J. Bernadzikiewicz, B.Sc. (Eng.), J. Oderfeld, B.Sc. (Eng.), J. Sachs, B.Sc. (Eng.), has been described.

## ZUSAMMENFASSUNGEN

GLASS A.: Die Vergangenheit und Zukunft doppelstziger Segelflugzeuge. *TLiA*, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 6, S. 1

In dem Beitrag werden die Entwicklung von doppelstzigen Segelflugzeugen, Änderungen bei ihrer Herstellung in den letzten drissig Jahren, die wichtigsten augenblicklich hergestellten Segelflugzeuge sowie die Perspektiven für die Produktionsentwicklung in den achtziger Jahren behandelt. Es werden die Ursachen für die Rückkehrtendenz zur Herstellung einfacher Schulungs-Segelflugzeuge genannt.

FRYDRYCH M.: Steuern mit dem Bugrad des Flugzeuges. *TLiA*, XXXVIII, Jhrg., 1983, H. 6, S. 6

Es werden die grundsätzlichen Konstruktionsprobleme der Bugrad-Steuerungsanordnungen behandelt. Als Beispiel werden Lösungen der Bugrad-Steuerungsanordnungen einiger im Betrieb stehender Flugzeuge angeführt.

STAFIEJ W.: Arten der Konstruktionsentwürfe im Segelflugzeugbau. *TLiA*, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 6, S. 11

In dem Beitrag werden verschiedene Arten von Konstruktionsentwürfen im Segelflugzeugbau erörtert und die Begriffe auf diesem Gebiet geordnet.

KOWALSKI A.: Zentraler Zusammenstoß. *TLiA*, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 6, S. 20

In dem Beitrag werden die Abhängigkeiten beim Zusammenstoß mit einem Hindernis zwischen der Flugzeuggeschwindigkeit sowie der Länge des Bremsweges von der auf den Piloten wirkenden maximalen Überlastung und den Verletzungsfolgen, die für den Zusammenstoß kennzeichnend sind, behandelt.

CUPRYŚ S.: Ausgewählte Elemente der Verfahrenstechnik beim giesserischen Modellbau. *TLiA*, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 6, S. 24

Es werden verschiedene Arten der Werkstoffe für die Ausführung von giesserischen Modellen erörtert.

LOREK Z.: Ermüdungsfestigkeit  $Z_{90}$  der PA33tb — Legierung. *TLiA*, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 6, S. 26

Die Beschreibung bezieht sich auf den Verlauf und die Ergebnisse der Ermüdungsversuche für die Flugzeuglegierung PA33tb.

GAJEWSKI T.: Polnisches Pulsotriebwerk aus dem Jahre 1933. *TLiA*, XXXVIII Jhrg., 1983, H. 6, S. 30

Das beschriebene Triebwerk ist durch ein Team von Ing. J. Bernadzikiewicz, Ing. J. Oderfeld und Ing. J. Sachs gebaut worden.

## СОДЕРЖАНИЯ

ГЛЯСС А.: Вчера и завтра двухместных планеров *TLiA*, т. 38, 1983 г., № 6, с. 1

Описано развитие двухместных планеров, изменения в их производстве, произошедшие за последние 30-летие, наиболее известные планеры, которые находятся в производстве, а также перспективы развития производства в течение 80-тых годов. Указаны причины тенденции к возвращению к строительству простых учебных планеров.

ФРЫДРЫХ М.: Управление носовым колесом самолета. *TLiA*, т. 38, 1983 г., № 6, с. 6

Описаны главные проблемы, связанные с конструкцией систем управления передним колесом. Описаны примеры конструктивных решений систем управления передним колесом нескольких самолетов находящихся в эксплуатации.

СТАФЕЙ В.: Виды проектов в планеростроении *TLiA*, т. 38, 1983 г., № 6, с. 11

Статья характеризует разные виды проектов и разработок технической документации, применяемые в планеростроении, систематизирует понятия в этой области.

КОВАЛЬСКИ А.: Лобовое столкновение. *TLiA*, т. 38, 1983 г., № 6, с. 20

Статья указывает зависимости между скоростью самолета в момент столкновения с препятствием и длиной тормозного пути, а максимальной перегрузкой, действующей на пилота, и величинами, характеризующими последствия столкновения для человека.

ЦУПРЫСЬ С.: Избранные элементы технологий применяемых при постройке моделей для литья. *TLiA*, т. 38, 1983 г., № 6, с. 24

Описаны разные материалы, применяемые для постройки моделей для литья.

ЛЁРЕК З.: Усталостная прочность  $Z_{90}$  сплава ПА33тб. *TLiA*, т. 38, 1983 г., № 6, с. 26

Описаны усталостные испытания авиационного алюминийевого сплава ПА33тб и приведены результаты испытаний.

ГАЕВСКИ Т.: Польский пульсирующий двигатель в 1933 г. *TLiA*, т. 38, 1983 г., № 6, с. 30

Описан реактивный двигатель, построенный в 1933 году коллективом инженеров: Е. Бернадзиевич, Е. Одерфельд, Е. Сахс.

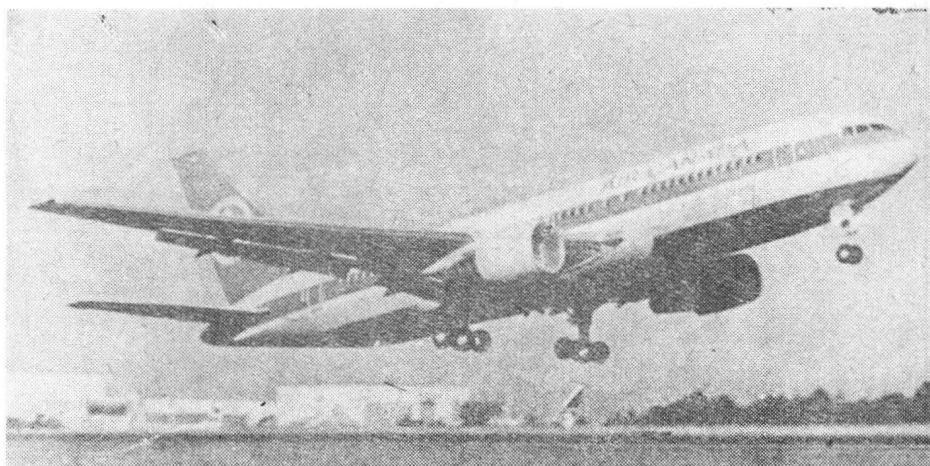


Szerokokadłubowy samolot pasażerski małego i średniego zasięgu

**KONSTRUKCJA.** Całkowicie metalowy, dwusilnikowy dolnopłat z chowanym podwoziem.

**Plat.** Obrys trapezowy, profil opracowany specjalnie, grubość u nasady 15,1% i 10,3% przy końcówce, skos 31,5° w 25% cięciwy, wznios 6°, kąt zaklinowania 3°48'. Konstrukcja dwudzielna, dwudźwigarowa, metalowa fail safe. Pokrycie kesonu z nowych, specjalnie kontrolowanych stopów aluminiowych: okucia i części silnie obciążone ze stopów tytanu. Użycie nowych stopów umożliwiło zmniejszenie masy skrzydła (rzadziej rozstawione podłużnice i żebra). Wewnątrz kesonu integralne zbiorniki paliwowe. Na całej rozpiętości kłapy noskowe, składające się z 12 segmentów. Na krawędzi spływu przy kadłubie umieszczone są dwuszczelinowe kłapy, następnie tzw. lotki wewnętrzne o małej rozpiętości (w pobliżu osi silnika), dalej szczelinowe kłapy i lotki zewnętrzne. Lotki wewnętrzne używane są podczas lotu z dużą prędkością, przy niskich prędkościach wychyłane są wszystkie segmenty lotek. Przed kłapami, na górnej powierzchni skrzydła, umieszczone są spoiler (łącznie 12 segmentów). Spływowa część skrzydła jest z kompozytu kevlar/węgiel, podobnie jak owiewka skrzydło-kadłub. Kłapy metalowe, klejone, z wypełniaczem ulowym przy krawędzi spływu. Wszystkie lotki i spoiler z kompozytu węglowego. Pod skrzydłami na wspornikach wykonanych częściowo z kompozytu kevlar/węgiel (pokrycia) zawieszono zespoły napędowe.

**Kadłub.** Przekrój kołowy, klasyczna konstrukcja metalowa fail safe. Użycie nowych, selekcyjowanych materiałów umożliwiło rzadsze o 10% (w stosunku do dotychczasowych konstrukcji Boeinga) rozstawienie wręg, a przez to redukcję masy. Wnętrze kadłuba dwupokładowe: pokład górny — pasażerski, dolny — bagażowo-instalacyjny. W nosku kadłuba radar meteorologiczny. Pokład górny mieści kolejno: kabinę załogi, kabinę I klasy i klasy turystycznej. Oszklenie kabiny pilotów odladane, przednie szyby zaopatrzone w wycieraczki. Załoga samolotu (w zależności od jego wyposażenia) składa się (oprócz dwóch pilotów) z tzw. obserwatora, dwóch obserwatorów lub obserwatora i inżyniera pokładowego. Istnieją dwie wersje wnętrza kabiny pasażerskiej: dla 211 i 216 pasażerów. W obu przednią część pokładu pasażerskiego zajmuje kabina klasy I z 18 fotelami rozmieszczonymi parami (2+2+2). Kabina klasy turystycznej ma fotele o nieco mniejszych wymiarach ustawione w trzech rzędach (2+3+2) z dwoma przejściami. Wersja 211-miejscowa ma oprócz toalet i umywalki w przedniej i tylnej części kadłuba także dwie toalety w środkowej części kabiny klasy turystycznej (kosztem pięciu foteli). Dolny pokład wnętrza kadłuba mieści kolejno od przodu: wyposażenie radioelektroniczne, wnękę podwozia przedniego, przednią komorę bagażową, przejście środkowej części płata, wnękę kół podwozia głównego i tylną komorę bagażową. Tylna część kadłuba poza wręgą ciśnieniową mieści pomocniczą turbinę APU. Wnętrze ciśnieniowej części kadłuba jest klimatyzowane. Wejścia do kabiny pasażerskiej są rozmieszczone symetrycznie — po dwa w przedniej i tylnej części kadłuba, ponadto samolot zaopatrzone jest w dwa wyjścia awaryjne umieszczone nad



skrzydłem. Pokrywy luków komór bagażowych znajdują się z prawej strony kadłuba.

**Usterzenie.** Klasyczne, skośne, o obrysach trapezowych. Stateczniki klasycznej konstrukcji wielodźwigarowej, metalowe, elementy spływowe wykonane z kompozytu kevlar/węgiel, podobnie jak i końcówki. Ster wysokości składa się z czterech segmentów — przy większych prędkościach pracują tylko segmenty wewnętrzne. Ster kierunku jednoczęściowy. Konstrukcja sterów kompozytowa (kompozyt węglowy). Stateczniki poziome (połączone w kadłubie za pomocą kesonu) mają zmienny kąt zaklinowania.

**Sterowanie.** Powierzchnie sterowe napędzane siłownikami elektrohydraulicznymi zasilanymi z trójobwodowej instalacji hydraulicznej. Układ sterowania ma sprzężenie zwrotne i sprzęgła uniemożliwiające wywieranie sił przekraczających dopuszczalne. W układzie sterowania procesor elektroniczny.

**Podwozie.** Trójzespolowe, chowane hydraulicznie do kadłuba i częściowo do skrzydeł. Podwozie przednie opracowane przez firmę Menasco, główne przez Cleveland Pneumatic. Podwozie przednie z kołami bliźniaczymi, główne z wózkami czterokołowymi. Pokrywy wnęk podwozia wykonane z kompozytu. Podwozie przednie sterowane w zakresie  $\pm 65^\circ$  podczas manewrów na ziemi z małą prędkością oraz  $\pm 10^\circ$  podczas kołowania (razem ze sterem kierunku). Wszystkie koła podwozia głównego wyposażone w tarczowe hamulce hydrauliczne z urządzeniami przeciwpoślizgowymi. Instalacja hamulcowa zdwojona. Koła główne z ogumieniem o wymiarach  $45 \times 17 \times 20$ , ciśnienie w ogumieniu 1,214 MPa; koła przednie z ogumieniem o wymiarach  $37 \times 14 \times 15$ , ciśnienie w ogumieniu 0,828 MPa.

**Zespół napędowy.** Dwa silniki turbowentylatorowe Pratt-Whitney JT9D-7R4D o ciągu 208,95 kN każdy; kaskadowe odwracacze ciągu zainstalowane na przelatywie wentylatorowym, zimnym. Równoległe opracowano wersję z podobnymi silnikami General Electric CF6-80A o ciągu 213,86 kN każdy. Osłony zespołów napędowych wykonane w znacznym stopniu z kompozytu kevlar/węgiel. W skład zespołu napędowe-

go wchodzi turbina pomocnicza APU Garrett-AiResearch służąca do rozruchu silników, zasilania zespołów instalacji podczas postoju i jako źródło awaryjne.

**Instalacje.** Paliwowa — integralne zbiorniki skrzydłowe o łącznej pojemności 58 900 l (lub, dla wersji o skróconym zasięgu 42 850 l), napełnianie ciśnieniowe. Hydrauliczna — trójobwodowa, zasilana z pomp napędzanych od silników i turbiny pomocniczej, ciśnienie robocze 20,6 MPa. Elektryczna — dwa generatory (chłodzone paliwem) 90 kVA, transformatory, akumulatory. Klimatyzacyjna — zasilana z upustów sprężarek silników, jej zespoły umieszczone są w kabinie pod środkową częścią płata. Przeciwołodziennowa — sztyby kabiny pilotów odladane elektrycznie, kłapy noskowe ogrzewane powietrzem z upustów sprężarek silników.

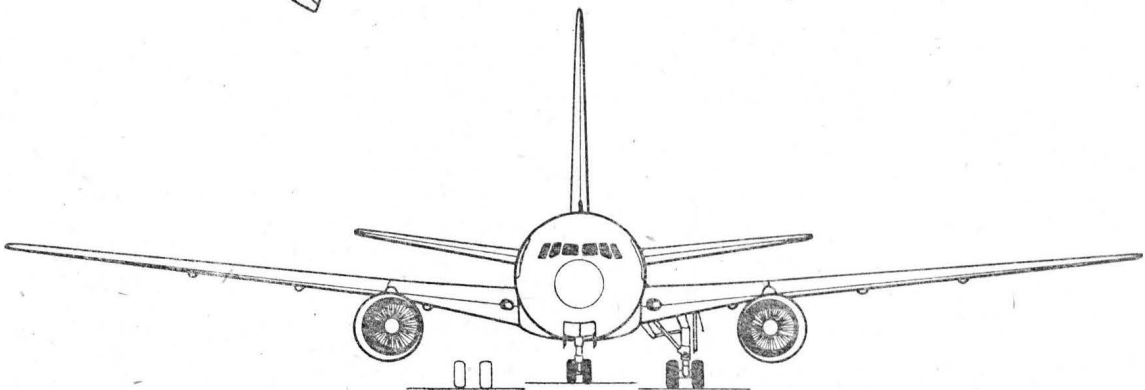
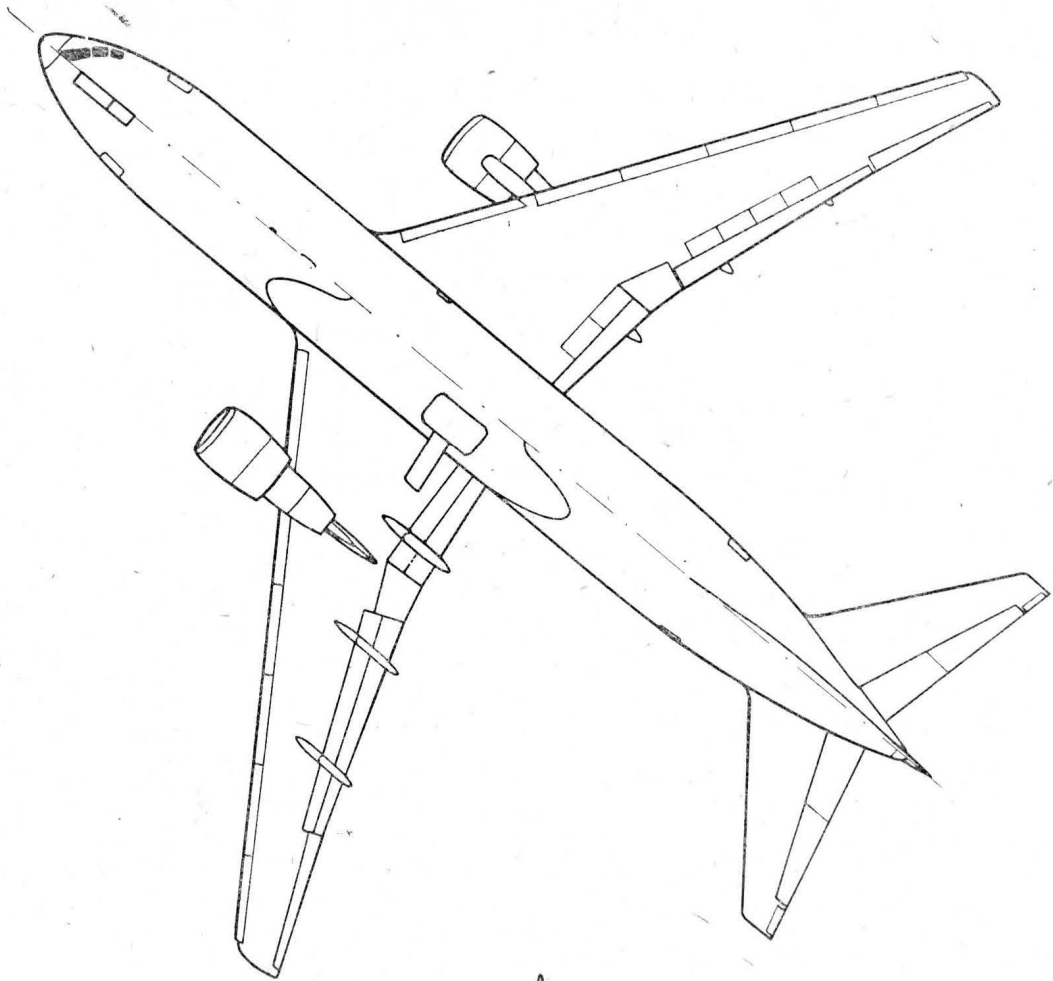
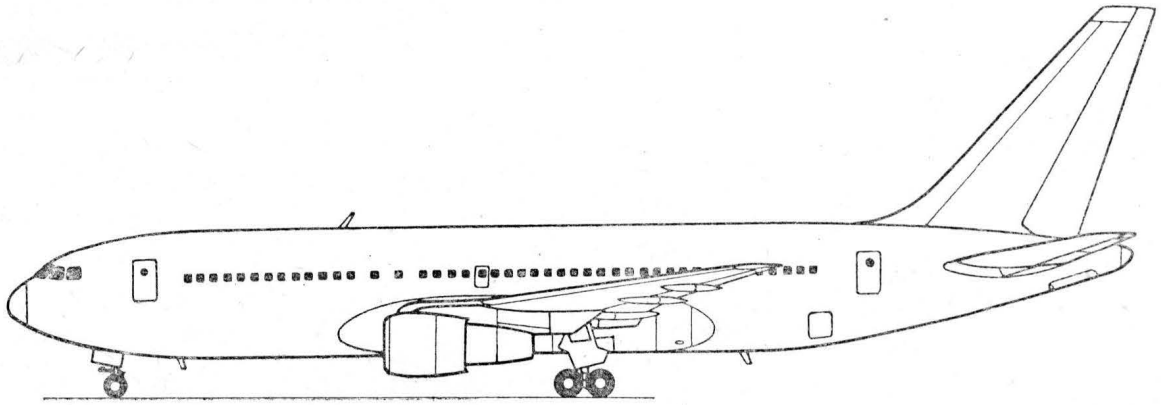
**Wyposażenie.** Centralny kalkulator sterowania lotem (FMC), ILS, VOR, DME, system nawigacji bezwładnościowej Honeywell, dwa kalkulatory danych lotu Sperry, tablice z ekranami danych Sperry, część informacji wyświetlana na szybie w polu widzenia (Collins), trzy kolorowe ekrany (dane lotu, radar), wskaźniki defektów, autopilot, zestawy klasycznych przyrządów pokładowych jako pomocnicze i awaryjne.

**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Kryzys paliwowy i budowa podobnych samolotów w Europie przyspieszyły decyzję o budowie B-767. Produkcja samolotu jest kooperacyjna: w budowie uczestniczy ponad 40 firm z USA, Kanady, Japonii i Europy Zachodniej; ich łączny udział produkcyjny wynosi do 45% części samolotu. W wytwórni Boeing powstaje tylko przednia część kadłuba, podłogi i kesony skrzydeł. Do połowy 1980 r. złożono zamówienia na 152 samoloty i opcje na 136. Samolot zademonstrowano po raz pierwszy w sierpniu 1981 r. Prace konstrukcyjne rozpoczęto w 1978 r. Zastosowano identyczne silniki jak przewidziane dla głównego konkurenta tego samolotu — Airbus A-310. Płatowiec B-767 charakteryzuje się znacznym udziałem najnowszych kompozytów. Obok podstawowej wersji B-767-200 (dla 211 pasażerów) przewidziane są wersje przedłużone — dla 243 i 272 pasażerów. W opracowaniu znajduje się też wersja z silnikami Rolls-Royce RB 211.

#### DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	47,55 m
Długość	48,51 m
Wysokość	15,85 m
Rozpiętość usterzenia	18,62 m
Baza podwozia	19,69 m
Rozstaw podwozia	9,30 m
Średnica kadłuba	5,03 m
Wnętrze kabiny	33,93×4,72×2,87 m
Wydłużenie skrzydła	7,9
Powierzchnia nośna	283,3 m <sup>2</sup>
Powierzchnia lotek	11,87 m <sup>2</sup>
Powierzchnia kłap	36,19 m <sup>2</sup>
Powierzchnia spoilerów	15,83 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika pionowego	30,17 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru kierunku	15,98 m <sup>2</sup>
Powierzchnia statecznika poziomego	77,69 m <sup>2</sup>
Powierzchnia steru wysokości	17,47 m <sup>2</sup>
Pojemność ładowni (kontenerowej)	74,8 m <sup>3</sup>

Wersja podstawowa	Silniki JT9D-7R4D	Silniki CF6-80A
Masa własna	74 205	74 160 kg
Masa operacyjna	81 890	81 850 kg
Masa startowa maks.	136 080	136 030 kg
Masa do lądowania	122 470	122 470 kg
Obciążenie powierzchni	481	481 kg/m <sup>2</sup>
Obciążenie ciągu	326	319 kg/kN
Prędkość maks.	0,80	0,80 Ma
Prędkość podejścia	248	248 km/h
Pułap	11 920	11 705 m
Pułap na 1 silniku	6490	6250 m
Długość startu	2060	2040 m
Zasięg	5058	5161 km





Amatorski samolot sportowy

**KONSTRUKCJA.** Jednosilnikowy, jednomiejscowy wolnonośny dolnopłat o konstrukcji drewnianej ze stałym podwoziem.

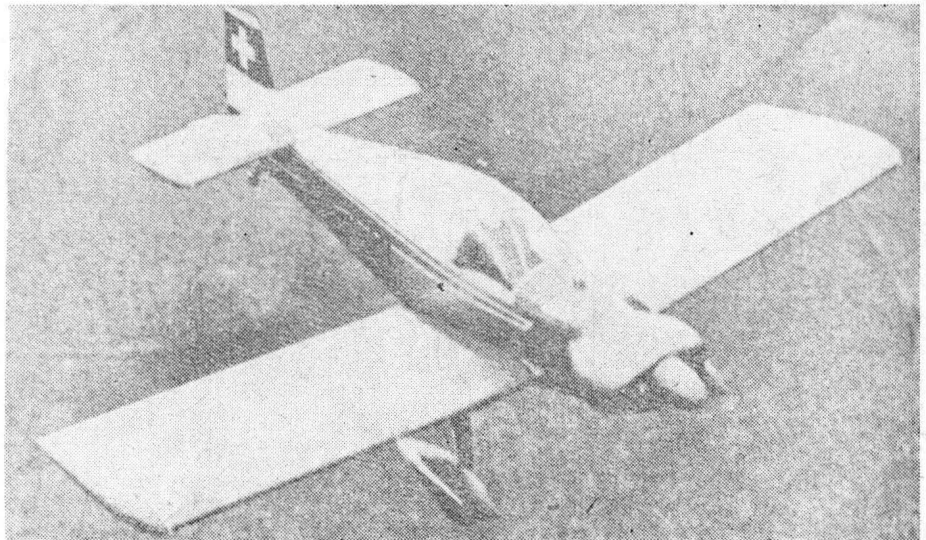
**Plat.** Obrys prostokątny, profil NACA 23012 na całej rozpiętości, wznios 5°. Konstrukcja niedzielona, dwudźwigarowa (dźwigar główny i pomocniczy), drewniana. Nosek i częściowo keson międzyczłwigarowy przy kadłubie kryte sklejką, pozostała część skrzydła — tkaniną; w miejscu przejścia przez kadłub nosek jest wycięty aż do dźwigara głównego. Splywowa część skrzydła usztywniona sklejką. Pokrycie lewego skrzydła przy kadłubie wzmocnione (ze względu na konieczność stąpania po nim przy wsiadaniu). Lotki zajmują 50% rozpiętości. Konstrukcja lotek: szkielet drewniany, pokrycie z tkaniny, każda lotka zawieszona na dwóch zawiasach. Klap brak.

**Kadłub.** Przekrój prostokątny, owalny u góry. Konstrukcja kratownicowa, pokrycie sklejkowe. Przed kabiną pilota, za ścianą ogniową, umieszczony jest zbiornik paliwowy. Oszklenie kabiny dwuczęściowe: osłona przednia otwierana w prawo, zaopatrzona w wywietrznik z lewej strony i dwie stałe szyby tylne. Za fotelem pilota niewielki bagażnik. Kadłub silnie spłaszczony bocznie w części tylnej.

**Usterzenie.** Usterzenie w układzie klasycznym, obrys usterzenia poziomego prostokątny, pionowego — trapezowy. Usterzenie pionowe w praktyce płytowe — statecznik zredukowany do małej trójkątnej owiewki. Konstrukcja steru kierunku: szkielet drewniany, nosek kryty sklejką, pozostała część tkaniną. Statecznik poziomy niedzielony, nakładany na grzbiet kadłuba. Konstrukcja drewniana, pokrycie sklejkowe. Ster wysokości niedzielony z dużym wykrojem na ruchy steru kierunku, zawieszony w trzech punktach na stateczniku, konstrukcja drewniana, pokrycie z tkaniny. Po prawej stronie steru wysokości nastawiana na ziemi klapka wyważająca.

**Sterowanie.** Sterownice klasyczne (drążek i pedały). Wszystkie powierzchnie sterowe napędzane za pomocą układów linkowych.

**Podwozie.** Podwozie stałe w układzie klasycznym. Podwozie główne mocowane



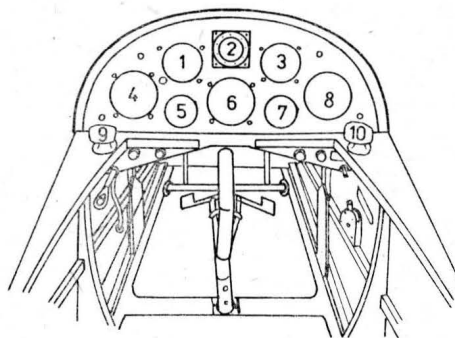
od przodu do głównego dźwigara skrzydłowego. Golenie główne stalowe z amortyzatorami wewnątrz, koła zaopatrzone w mechaniczne hamulce tarczowe i osłonięte laminatowymi owiewkami. Podwozie tylne z golenią sprężystą, sterowane; jego sterowanie sprzężone jest ze sterem kierunku. Średnica kół głównych 0,40 m.

**Zespół napędowy.** Płaski, czterocylindrowy, chłodzony powietrzem silnik gaźnikowy Volkswagen o mocy 29,4 kW. Śmigło stałe, dwułopatowe, drewniane; krawędzie natarcia łopat chronione pokryciem blaszanym, reszta laminowana. Osłony silnika laminatowe, kołpak śmigła z blachy duralowej.

**Instalacje.** Paliwowa — zbiornik opadowy o pojemności 33 l umieszczony przed tablicą przyrządów. Olejowa — pojemność zbiornika 2,5 l.

**Wypożenie.** Busola, wysokościomierz, zakrętomierz z chylomierzem, wariometr, obrotomierz, manometr oleju, termometr oleju, prędkościomierz, termometr temperatury otoczenia, licznik przebytej drogi (typu samochodowego).

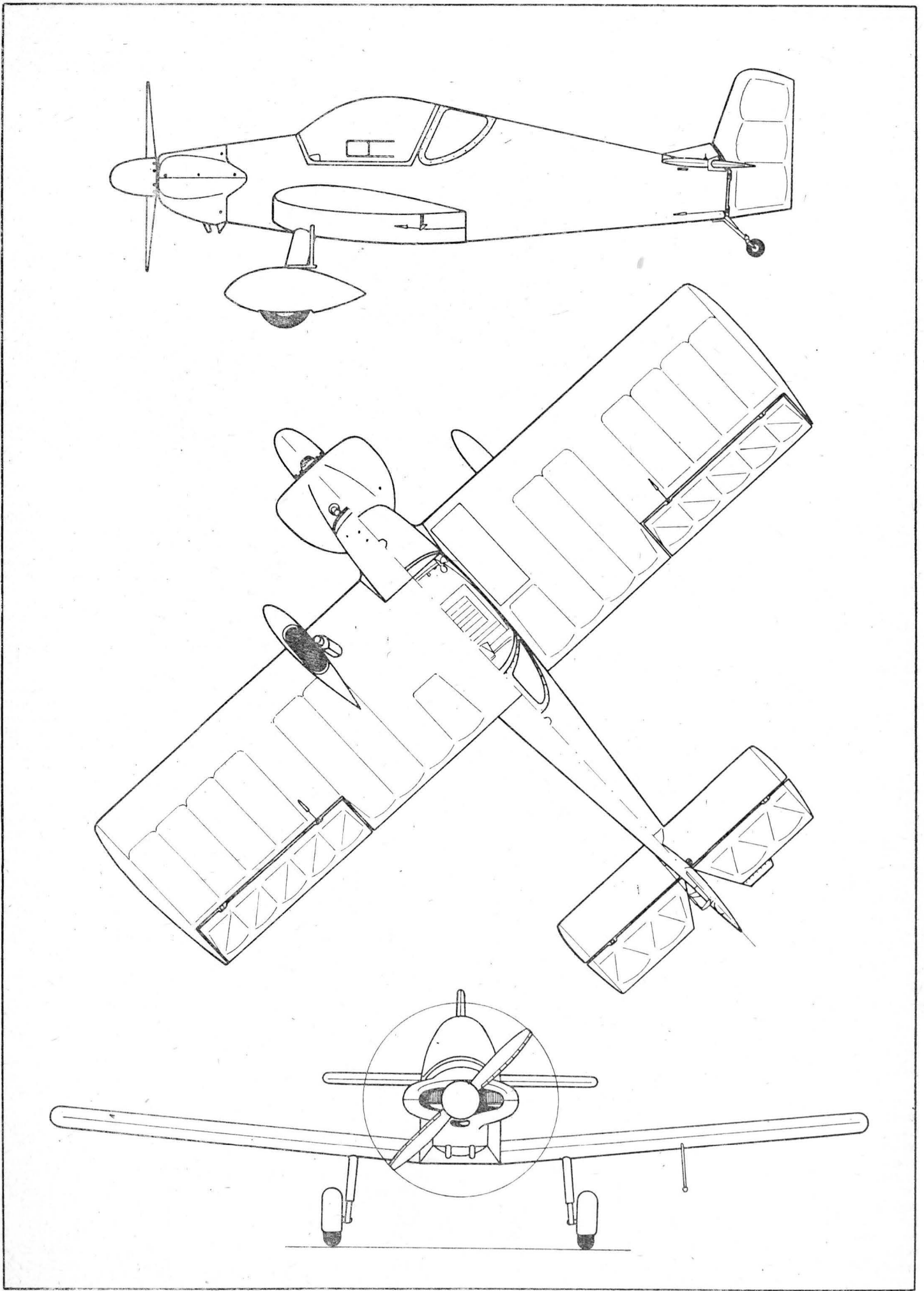
**ROZWÓJ KONSTRUKCJI.** Jest to druga konstrukcja szwajcarskiego konstruktora amatora Maxa Brüggera, będąca rozwinięciem i ulepszeniem pierwszej (MB I). Prace konstrukcyjne i budowa trwały ok. 3 lat. Prototyp oblatano w 1970 r. Zalety samolotu sprawiły, że inni amatorzy zbudowali wiele następnych egzemplarzy (niektóre znajdują się jeszcze w budowie). Rozwinięciem tego samolotu jest następna konstrukcja Maxa Brüggera oznaczona MB-3.



Rys. Tablica przyrządów samolotu Colibri MB II: 1 — wysokościomierz, 2 — busola, 3 — wariometr, 4 — prędkościomierz, 5 — termometr oleju, 6 — zakrętomierz z chylomierzem, 7 — manometr oleju, 8 — obrotomierz, 9 — termometr powietrza otoczenia, 10 — licznik przebytych kilometrów (typu samochodowego)

DANE TECHNICZNE

Rozpiętość	6,00 m	Masa startowa maks.	330 kg
Długość	4,98 m	Masa bagażu maks.	20 kg
Wysokość	1,60 m	Obciążenie powierzchni	39,8 kg/m <sup>2</sup>
Wysokość w linii lotu	1,92 m	Obciążenie mocy	11 kg/kW
Rozpiętość usterzenia	1,40 m	Prędkość dopuszczalna	240 km/h
Ciężiwa usterzenia	0,70 m	Prędkość maks.	180 km/h
Średnica śmigła	1,38 m	Prędkość ekonomiczna	160 km/h
Baza podwozia	3,53 m	Prędkość przeciągnięcia	60 km/h
Rozstaw podwozia	1,83 m	Wznoszenie	3 m/s
Powierzchnia skrzydła	8,30 m <sup>2</sup>	Pułap	4500 m
Powierzchnia lotek	2×0,43 m <sup>2</sup>	Zasięg	500 km
Powierzchnia usterzenia poziomego	1,30 m <sup>2</sup>	Długość rozbiegu i dobiegu	200 m
Powierzchnia steru wysokości	0,60 m <sup>2</sup>		
Masa własna	215 kg		





**WODNOSAMOLOTY (I)**

- 1 — kadłub (łodziowy)
- 2 — pływak (wodnosamolotu)
- 3 — pływak podskrzydłowy
- 4 — pływaki przykadłubowe
- 5 — część dziobowa
- 6 — dziób
- 7 — część rufowa
- 8 — rufa
- 9 — ramię sterowe (tylnicy)
- 10 — paweż
- 11 — linie teoretyczne (kadłuba łodziowego; pływaka)
- 12 — linia odniesienia, l. podstawowa
- 13 — oś ciągu, linia ciągu
- 14 — owrężenie budowlane
- 15 — rzut pionowy (linii teoretycznych), r. wodniczy
- 16 — wodnica, linia wodna
- 17 — wzdłużnica
- 18 — linie teoretyczne części dziobowej
- 19 — przekroje dzioba
- 20 — linie teoretyczne części rufowej
- 21 — pokład
- 22 — linia pokładu
- 23 — stępka
- 24 — linia stępki
- 25 — (ostre) obło, załamanie (burty)
- 26 — linia obła, l. załamania burty
- 27 — (maksymalna) szerokość (pływaka; kadłuba łodziowego)
- 28 — długość części dziobowej
- 29 — d. c. rufowej
- 30 — długość na wodnicy konstrukcyjnej
- 31 — wydłużenie (pływaka; kadłuba łodziowego)
- 32 — płaszczyzna owręża
- 33 — płaszczyzna wodnicowa
- 34 — p. wzdłużnicowa
- 35 — wolna burta
- 36 — kąt przegłębienia
- 37 — współczynnik pełnotliwości podwodzia
- 38 — pełnotliwość przekroju wodnicowego
- 39 — współczynnik pełnotliwości przekroju wrężnicowego
- 40 — dno, podwodna część (pływaka; kadłuba łodziowego)
- 41 — linie teoretyczne dna (ślizgowego)
- 42 — dno (ślizgowe) płaskie
- 43 — d. (ś.) wklęsłe
- 44 — d. ostre, d. z podobieniem prostym
- 45 — podobienie, wznios (dna)
- 46 — kąt podobienia, k. wzniosu (dna)
- 47 — k. p. przy stępce
- 48 — dno z rozchylonymi burtami, d. z podobieniem wklęsłym
- 49 — rozchylenie (dna), wklęsłość (d.)
- 50 — dno żłobkowane
- 51 — łamacz bryzgów
- 52 — przekroje wzdłużnicowe dna
- 53 — kąt tylnicy, k. stewy tylnej
- 54 — (kadłub łodziowy ze ślizgową tylną częścią)
- 55 — redan

- 56 — r. prosty
- 57 — r. zaokrąglony
- 58 — wysokość redanu
- 59 — lewa burta, bakburta
- 60 — prawa burta, sterburta
- 61 — pływalność
- 62 — wypór (hydrostatyczny), siła wyporu, wyporność
- 63 — zapas pływalności
- 64 — unoszący się na wodzie
- 65 — zanurzenie (całkowite)
- 66 — zanurzenie, głębokość zanurzenia
- 67 — podwodzie
- 68 — wodnica ładunkowa
- 69 — nadwodzie, kadłub martwy
- 70 — niezatapialność
- 71 — wodoszczelny
- 72 — podział wodoszczelny, p. grodziowy
- 73 — przedziały wodoszczelne
- 74 — wyporność
- 75 — objętość podwodzia
- 76 — woda słodka
- 77 — w. morska
- 78 — wyporność w wodzie słodkiej
- 79 — krzywa wyporności
- 80 — środek wyporu
- 81 — wysokość środka wyporu
- 82 — środek wodnicy pływania, ś. ciężkości przekroju wodnicowego
- 83 — stateczność statyczna
- 84 — stateczność początkowa
- 85 — położenie wyprostowane
- 86 — moment bezwładności przekroju wodnicowego
- 87 — metacentrum
- 88 — wysokość metacentryczna
- 89 — promień metacentryczny
- 90 — moment wywracający
- 91 — m. przywracający, m. prostujący
- 92 — krzywa Reeda, k. momentów prostujących
- 93 — stateczność wzdłużna
- 94 — przegłębienie, trym
- 95 — moment przegłębający
- 96 — stateczność poprzeczna
- 97 — moment przechylający, m. przechyłu
- 98 — (krótkotrwały) przechył boczny
- 99 — wyporność pływaka podskrzydłowego
- 100 — pływak zanurzony
- 101 — stateczność awaryjna
- 102 — zatapiać, zalewać
- 103 — zalane pomieszczenie
- 104 — swobodna powierzchnia (cieczy), zwierciadło (c.)
- 105 — stateczność dynamiczna
- 106 — s. kursowa
- 107 — kiwanie się, kołysanie wzdłużne
- 108 — galopowanie (w ślizgu)
- 109 — nurzanie, oscylacja pionowa, kołysanie pionowe
- 110 — (skakanie, odbijanie się)
- 111 — kołysanie boczne
- 112 — start z wody
- 113 — płaszczyzna pływania
- 114 — faza kołowania wypornościowego
- 115 — wyjście na redan
- 116 — ślizg, stan ślizgu, wejście w ślizg
- 117 — oderwanie (od wody)

K.D.

**HYDRAYIONS (I)**

- 1 — coque (f), c. — fuselage (m)
- 2 — flotteur (m) (d'hydravion)
- 3 — flotteur (m) auxiliaire, f. en bout d'aile, f. d'extrémité d'aile, ballonnet (m) de bout d'a.
- 4 — nageoires (fpl)
- 5 — coque (f) avant, avant (m), partie (f) avant de c.
- 6 — avant (m), proue (f)
- 7 — coque (f) arrière, arrière (m), partie (f) arrière de c.
- 8 — arrière (m), poupe (f)
- 9 — étambot (m) arrière
- 10 — tableau (m) arrière
- 11 — plan (m) de formes
- 12 — droite (f) de référence (du flotteur; de la coque)
- 13 — axe (m) de poussée
- 14 — plan (m) des couples
- 15 — projection (f) horizontale
- 16 — flottaison (f), ligne (f) de f., lignes (fpl) d'eau
- 17 — (section (f) longitudinale de la coque)
- 18 — plan (m) de formes d'avant
- 19 — oeuvres (fpl) d'avant, sections (fpl) d'a.
- 20 — plan (m) de forme d'arrière
- 21 — pont (m)
- 22 — (ligne (f) de pont)
- 23 — quille (f)
- 24 — (ligne (f) de quille)
- 25 — quille (f) d'angle
- 26 — (ligne (f) de quille d'angle)
- 27 — bau (m), largeur (f) de la coque
- 28 — longueur (f) (de la coque) avant
- 29 — longueur (f) (de la coque) arrière
- 30 — l. (f) à la flottaison
- 31 — allongement (m) (du flotteur; de la coque)
- 32 — plan (m) de maître-couple
- 33 — plan (m) de flottaison, flottaison (f)
- 34 — (plan (m) de section longitudinale de la coque)
- 35 — franc-bord (m)
- 36 — différence (f), angle (m) de différence
- 37 — coefficient (m) de finesse
- 38 — c. (m) de plénitude de flottaison
- 39 — c. de p. de plan de couples
- 40 — fond (m) (de flotteur; de la coque), f: d'hydroplanage
- 41 — plan (m) de formes du fond
- 42 — fond (m) plat
- 43 — f. concave
- 44 — f. en V, f. amorti en V droit
- 45 — course (f) d'amortissement, angle (m) d'amortissement
- 46 — angle (m) d'a.
- 47 — angle (m) d'amortissement au droit de la quille
- 48 — fond (m) recourbé, f. incurvé
- 49 — (voûte (f) du fond)
- 50 — f. (m) à quilles multiples
- 51 — renvoi (m) d'eau, „trottoir” (m)
- 52 — (sections (fpl) longitudinales de fond)
- 53 — calage (m), angle (m) de c.
- 54 — (coque (f) à l'arrière d'hydroplanage)
- 55 — redan (m)
- 56 — (redan (m) simple)
- 57 — r. en V, r. en ogive
- 58 — hauteur (f) de r.

- 59 — bâbord (m), côté (m) gauche
- 60 — tribord (m), c. droit
- 61 — flottabilité (f)
- 62 — flottabilité (f), poussée (f) verticale, p. d'Archimède
- 63 — f. (f) de réserve, r. (f) de f., coefficient (m) de r. de f.
- 64 — à flot, en flottaison
- 65 — immersion (f)
- 66 — calaison (f), tirant (m) d'eau
- 67 — oeuvres (fpl) vives, carène (f), volume (m) immergé de la c., espace (m) i. de la c.
- 68 — flottaison (f) en charge
- 69 — oeuvres (fpl) mortes
- 70 — insubmersibilité (f)
- 71 — étanche à l'eau
- 72 — cloisonnement (m), compartimentage (m)
- 73 — compartiments (mpl) étanches
- 74 — déplacement (m)
- 75 — volume (m) des oeuvres vives
- 76 — eau (f) douce
- 77 — eau (f) de mer
- 78 — déplacement (m) en eau douce
- 79 — courbe (f) de déplacement
- 80 — centre (m) de carène
- 81 — (hauteur (f) de centre de carène)
- 82 — centre (m) de flottaison
- 83 — stabilité (f) statique
- 84 — stabilité (f) initiale, s. métacentrique, s. mineure
- 85 — position (f) d'équilibre, p. neutre
- 86 — moment (m) d'inertie de flottaison
- 87 — métacentre (m) (de la coque)
- 88 — hauteur (f) métacentrique, h. de métacentre
- 89 — (rayon (m) métacentrique)
- 90 — moment (m) de renversement, m. renversant
- 91 — m. (m) de redressement, m. redresseur
- 92 — (courbe (f) des moments de redressement, c. de stabilité)
- 93 — stabilité (f) longitudinale
- 94 — différence (f), assiette (f)
- 95 — moment (m) d'assiette
- 96 — stabilité (f) de roulis, s. transversale
- 97 — moment (m) de roulis
- 98 — coup (f) de roulis
- 99 — déplacement (m) de ballonnet, d. de flotteur d'extrémité d'aile
- 100 — flotteur (m) immergé
- 101 — (stabilité (f) d'hydravion avarié, s. d'h. endommagé)
- 102 — inonder, submerger
- 103 — compartiment (m) noyé
- 104 — surface (f) libre
- 105 — stabilité (f) dynamique
- 106 — s. (f) de lacet
- 107 — tangage (m)
- 108 — tangage (m), galop (m)
- 109 — tangage (m)
- 110 — „ricochet” (m)
- 111 — roulis (m)
- 112 — décollage (m) de l'eau
- 113 — plan (m) de flottaison
- 114 — déplacement (m) à faible vitesse
- 115 — déjaugage (m)
- 116 — hydroplanage (m) (sur le redan)
- 117 — envol (m)

cd. ze s. 10

2. A. N. KUZNIECOW i inni: Samolot Il-18. Moskwa, Transport, 1974 r.
3. W. A. BORODIENKO, E. W. KOŁOMIEC: Samolot Tu-134. Moskwa, Transport, 1972 r.
4. Z. S. CZERNIENKO: Samolot An-24. Moskwa, Transport, 1978 r.

5. VFW — Fokker Hydraulics. Aircraft Engineering, June, 1974 r.
6. S. W. MERRILL: Modern hydraulic technology. USA, Idaho, 1971 r.
7. Prospekty firmy Messier-Hispano.
8. K. G. HANCOCK: Power Steering for Aircraft. The Journal of the Royal Aeronautical Society, July, 1952 r.

Mimo że problemy wynikające z uderzeniowego działania sił na struktury i organizmy są rozważane już od kilkadziesiąt lat, a w wypadkach lotniczych ginie coraz więcej ludzi — sprawa ta, jak dotąd, nie znalazła poważniejszego odbicia w wymaganiach dotyczących budowy samolotów.

W przepisach budowy szybowców, zarówno niemieckich, jak i OSTIV, są pewne sugestie, ale bardzo ogólne i mało precyzyjne. Najbardziej jednoznacznie określone są wymagania w krajowych Przepisach Budowy Szybowców — przy prędkości czołowego zderzenia  $V = 0,7 V_k$  przeciążenie nie powinno przekroczyć wartości  $m_1 = 24$ . Trzeba jeszcze dodać, że, jak dotąd, krajowe Organa Nadzoru nie wymagają wykazania spełnienia tego postulatu, uzasadniając swoje stanowisko tym, że dotychczas w kraju nie było takiego wypadku. Trudno uznać tę argumentację wobec masowości sportu szybowcowego, określonych planów eksportowych i zainteresowania zagranicznych kontrahentów odpornością przednich części kupowanych od nas szybowców.

W przepisach budowy samolotów, zarówno krajowych, jak i zagranicznych, wymagania dotyczące czołowego zderzenia ograniczają się do podania wielkości osiowego przeciążenia niszczącego, z reguły wynoszącego  $m_1 = 9$ , bez określenia prędkości.

Wobec rozwoju lotnictwa rolniczego, które „lata nisko i powoli”, prawdopodobieństwo zderzenia się czołowego z przeszkodą jest wyjątkowo duże i wypadki takie nie należą do rzadkości.

Została przyjęta próba określenia pewnych związków opisujących przednią część samolotu taką, aby mogła uchronić załogę przed poważnymi urazami przy zderzeniu czołowym.

## Założenia

- Samolot przemieszczający się z określoną prędkością  $V_0$  zderza się czołowo ze sztywną przeszkodą.
- Zniszczeniu ulega jedynie przednia część samolotu, a reszta traktowana jest jako bryła sztywna o masie  $Q$ .
- Energia kinetyczna tej sztywnej bryły zostaje pochłonięta przez pracę siły bezwładności umieszczonej w jej środku ciężkości, z pominięciem efektów termicznych, falowych i in.
- Siła niszcząca narasta monotonicznie od zera i osiąga wartość maksymalną w końcowym momencie zderzenia, a maksymalne przeciążenie nie powinno przekroczyć określonej wielkości  $m_1$ .

## Podstawowe zależności

Przyjmuje się funkcję przyspieszenia w środku ciężkości w postaci:

$$a = Bt^n + Ct^{n+1} + Dt^{n+2}, \text{ m/s}^2 \quad (1)$$

i całkuje się ją dwukrotnie przy założonych warunkach początkowych: dla  $t = 0$ ,  $V = V_0$ ,  $l = 0$ , gdzie:  $t$  — czas,  $l$  — przemieszczenie środka ciężkości sztywnej bryły samolotu w trakcie zderzenia.

Zgodnie z założeniem:

$$\frac{QV_0^2}{2} = \int_0^{l_1} Pdl, \text{ J} \quad \text{ i } \quad P = Qa, \text{ N} \quad (2)$$

gdzie:  $l_1$  — przesunięcie końcowe, odpowiadające zniszczonej przedniej części samolotu.

Otrzymanie ekstremalnej siły przy końcu niszczenia wymaga:

$$\left( \frac{dP}{dt} \right)_{t=t_1} = 0 \quad (3)$$

gdzie:  $t_1$  — czas procesu niszczenia.

Dla czasu  $t = t_1$  otrzymuje się układ równań:

$$nBt_1^{n-1} + (n+1)Ct_1^n + (n+2)Dt_1^{n+1} = 0$$

$$Bt_1^n + Ct_1^{n+1} + Dt_1^{n+2} + m_1g = 0$$

$$(n+2)(n+3)Bt_1^{n+1} + (n+1)(n+3)Ct_1^{n+2} + (n+1)(n+2)Dt_1^{n+3} + (n+1)(n+2)(n+3)V_0 = 0$$

$$(n+3)(n+4)Bt_1^{n+2} + (n+1)(n+4)Ct_1^{n+3} + (n+1)(n+2)Dt_1^{n+4} + (n+1)(n+2)(n+3)(n+4)(l_1 - V_0t_1) = 0$$

gdzie:  $g$  — przyspieszenie ziemskie.

Po rozwiązaniu tego układu otrzymuje się:

$$t_1 = \frac{(n+1)(n+3)}{6} \left[ -\left( \frac{V_0}{m_1g} \right) + \sqrt{\left( \frac{V_0}{m_1g} \right)^2 + \frac{12(n+4)}{(n+3)(n+1)^2} \left( \frac{l_1}{m_1g} \right)} \right]$$

$$B = \left( \frac{m_1g}{t_1^n} \right) b, \quad C = \left( \frac{m_1g}{t_1^{n+1}} \right) c, \quad D = \left( \frac{m_1g}{t_1^{n+2}} \right) d$$

$$b = (n+1)(n+2) \left[ 1 - \frac{(n+3)}{2} K \right]$$

$$c = -(2n+3)(n+2) \left[ 1 - \frac{(n+1)(n+3)}{(2n+3)} K \right]$$

$$d = (n+1)(n+3) \left[ 1 - \frac{(n+2)}{2} K \right]$$

$$K = \frac{V_0}{m_1gt_1}$$

## Ograniczenia

### Ograniczenia strukturalne

W uzupełnieniu warunku (3) należy sprawdzić czy, lokalnie, przeciążenie nie przekroczy wielkości założonej  $m_1$ . Kryterium to sprowadza się, w naszej analizie, do wymagania:

$$\frac{d}{dt} \left( \frac{dP}{dt} \right)_{t=t_1} \geq 0 \quad (4)$$

które wiąże parametry geometryczne oraz dynamiczne i określa zależność:

$$l_1 \geq \frac{(n+3)(n+2)}{3(n+4)} \left( \frac{V_0^2}{m_1g} \right) \quad (5)$$

### Ograniczenia organiczne

— Badania biodynamiczne doprowadziły do określenia WTC (Wayne Tolerance Curve) i opracowania na jej podstawie kryterium GSI (Gadd's Severity Indeks) [1], dotyczącego uszkodzeń kręgów szyjnych przy czołowym zderzeniu. Jest to kryterium oceniające skutki urazowe.

$$GSI = \int_0^{t_1} m \bar{n} dt$$

gdzie:  $m$  — przeciążenie w wielokrotnościach  $g$ ,  $n$  — wielkość wynikająca z WTC i wynosząca  $\bar{n} = 2,5$ .

W celu zachowania wystarczającego poziomu bezpieczeństwa zaleca się przyjmować:

$$GSI \leq 500 \quad (6)$$

— W literaturze spotyka się również [2], jako znaczące wskaźniki obciążenia organizmu załogi, współczynniki określające zmianę przeciążenia w stosunku do czasu lub przesunięcia, na początku procesu zderzenia. W tej analizie będą to:

$$\bar{m}_0 = \left( \frac{dm}{dt} \right)_{t=0} = \frac{1}{g} \left( \frac{da}{dt} \right)_{t=0} \leq 1500 \quad (7)$$

$$\bar{\bar{m}}_0 = \left( \frac{d\bar{m}}{dt} \right)_{t=0} = \frac{1}{gV_0} \left( \frac{da}{dt} \right)_{t=0} \leq 60 \quad (8)$$

## Wnioski z ograniczeń

Z analizy warunku (7) wynika, że  $n \geq 1$ .



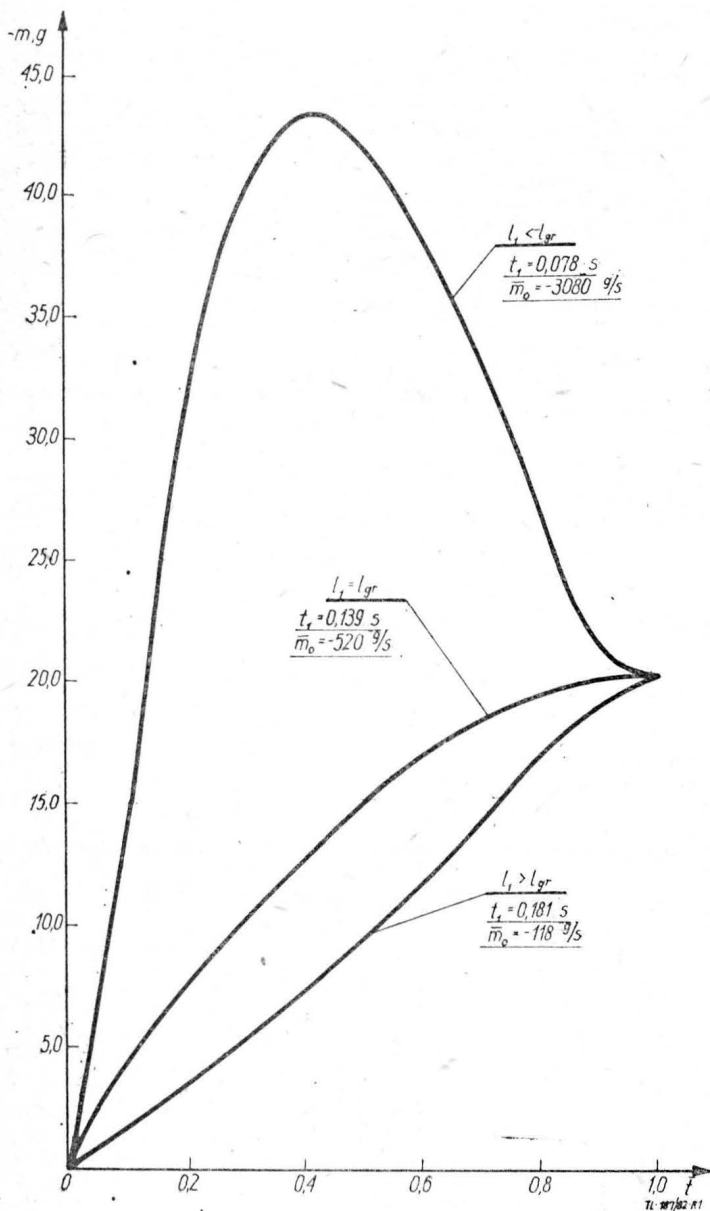
Ograniczenie (5), które jest prawie liniowo zależne od  $n$ , nasuwa oczywistą, ze względów konstrukcyjnych, tendencję do minimalizacji  $l_1$  i w związku z tym przyjmuje się do dalszych rozważań  $n = 1$  i wówczas mamy:

$$t_1 = \frac{4}{3} \left[ -\left(\frac{V_o}{m_1 g}\right) + \sqrt{\left(\frac{V_o}{m_1 g}\right)^2 + 3,75 \left(\frac{l_1}{m_1 g}\right)} \right]$$

$$b = 6(1 - 2K), \quad c = -15(1 - 1,6K), \quad d = 8(1 - 1,5K)$$

$$l_1 \geq 0,8 \left(\frac{V_o^2}{m_1 g}\right) = l_{gr} \quad (9)$$

Z warunku (9) wynika, że np. dla  $V_o = 25$  m/s (= 90 km/h), (= 55 mil/h) i dla  $m_1 = 9$  otrzymuje się  $l_1 \geq 5,5$ , m; dla  $m_1 = 12$  otrzymuje się  $l_1 \geq 4,2$ , m; dla  $m_1 = 24$  otrzymuje się  $l_1 \geq 2,1$ , m; dla  $m_1 = 40$  otrzymuje się  $l_1 \geq 1,25$ , m.



Rys. 1

W celu wyznaczenia GSI przyjmuje się, że, na potrzeby tej analizy, zachodzi związek:

$$(GSI)_{\bar{n}=2,5} = \sqrt{(GSI)_{\bar{n}=2} \cdot (GSI)_{\bar{n}=3}}$$

Wykonując te całkowania otrzymuje się:

$$(GSI)_{\bar{n}=2} = m_1^2 t_1 \left[ 0,2(c^2 + 2bd) + 0,5(bc) + \frac{b^2 + cd}{3} + \frac{d^2}{7} \right]$$

$$(GSI)_{\bar{n}=3} = m_1^3 t_1 \left[ 0,25b^2(b + 2,4c) + 0,5(b + 0,75d) \cdot (bd + c^2) + \frac{d^2(c + 0,3d)}{3} + \frac{c(c^2 + 6bd)}{7} \right]$$

Dla warunków granicznych:

$$l_1 = 0,8 \left(\frac{V_o^2}{m_1 g}\right) = l_{gr}$$

otrzymuje się:

$$t_1 = \frac{4}{3} \left(\frac{V_o}{m_1 g}\right), \quad b = -3, \quad c = 3, \quad d = -1$$

$$(GSI_{gr})_{\bar{n}=2} = \frac{6}{7} \left(\frac{m_1 V_o}{g}\right)$$

$$(GSI_{gr})_{\bar{n}=3} = -\frac{27}{35} \left(\frac{m_1^2 V_o}{g}\right)$$

$$(GSI_{gr})_{\bar{n}=2,5} = \frac{9}{7} \sqrt{0,4} \frac{m_1^{3/2} V_o}{g}$$

Wprowadzając warunek (6) otrzymuje się  $V_o m_1^{3/2} \leq 6000$  które to ograniczenie powoduje np.

dla  $m_1 = 24 \rightarrow V_o \leq 51$ , m/s;  $m_1 = 40 \rightarrow V_o \leq 23,7$ , m/s.

Dla warunków  $l_1 < l_{gr}$  otrzymuje się  $m_{max} > m_1$ . To przeciążenie  $m_{max}$  wynosi:

$$m_{max} = m_1 (11 - 16K) \left[ \frac{1 - 2K}{4(1 - 1,5K)} \right]^2$$

i powstaje w chwili:

$$t_{mmax} = t_1 \frac{1 - 2K}{4(1 - 1,5K)}$$

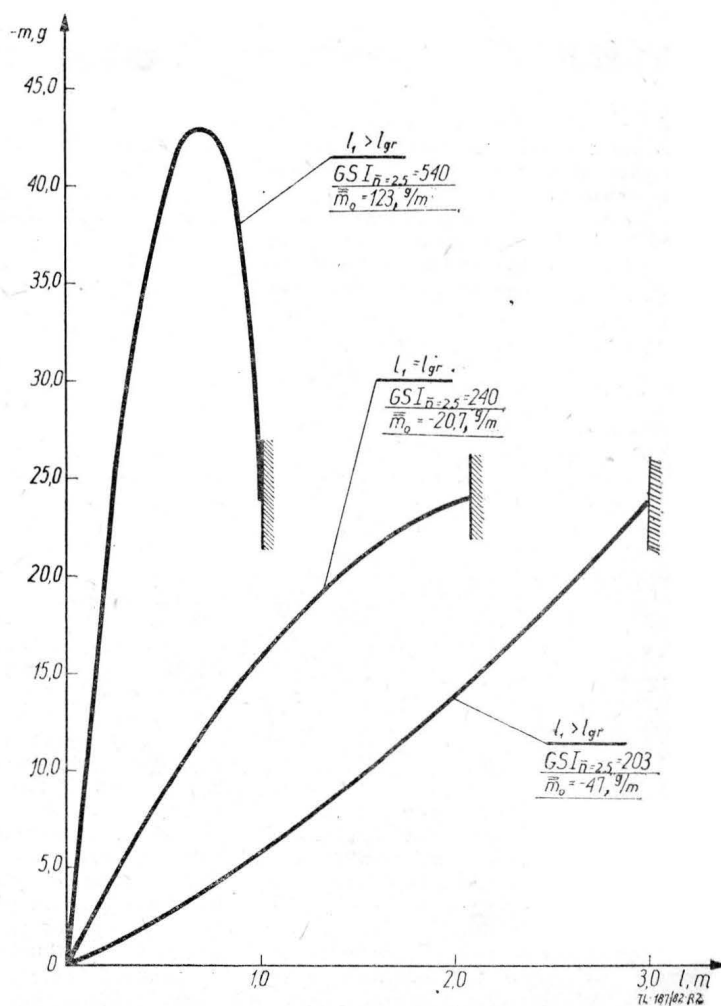
### Przykład

Rozpatrzone dane przykładowe:  $V_o = 25$  m/s;  $m_1 = 24$ .

W oparciu o wyznaczone związki obliczono zależności:

$GSI_{\bar{n}=2,5}$ ;  $\bar{m}_o$ ;  $\bar{m}_o$ ;  $m = f(\bar{t})$  i  $m = f(l)$  (gdzie  $\bar{t} = t/t_1 \rightarrow$  czas bezwymiarowy)

dla trzech arbitralnie przyjętych wielkości:  $l_1 = 1$  m  $< l_{gr}$ ;



Rys. 2

$l_1 = 2,08 \text{ m} = l_{gr}$ ,  $l_1 = 3 \text{ m} > l_{gr}$ . Wyniki przedstawiono na rys. 1 i 2.

#### Uwagi końcowe

• Czołowe zderzenie samolotu z przeszkodą nie jest jedyną formą zniszczenia rozważaną aktualnie w świecie. Badania w Langley [5, 9] dotyczą np. skośnego, pod pewnym kątem, zderzenia z pasem lądowania przy prędkościach przekraczających 100 mil/h.

• Z kryterium (9) wynikają ograniczenia, które dla istniejących w cywilnych przepisach przeciążeń  $m_1 = 9$  sugerują zupełnie karykaturalne wymiary przednich części samolotu.

• Niektóre opracowania (np. [7]) informują, chociaż nie ma to jeszcze odbicia w cywilnych przepisach budowy samolotów, że pasy, fotele i ich mocowania powinny przenosić  $m_1 = 25$  lub nawet  $m_1 = 45$ . Nadmienić można, że w wojskowych angielskich przepisach AP-970 już przed 35 laty istniało wymaganie  $m_1 = 25$ .

• Głównym, a jednocześnie najbardziej kłopotliwym, problemem jest także zaprojektowanie przedniej części samolotu, aby w trakcie niszczenia jej charakterystyka  $P = f(l)$  odpowiadała założonej, otrzymanej z przeprowadzonej analizy.

• Procesy niszczenia i pochłaniania przy tym energii mają już obszerną literaturę zarówno krajową, jak i światową, a zwłaszcza amerykańską i japońską, ale ukierunkowaną, w głównej mierze, na struktury samochodów i śmigłowców. Istnieje również wiele patentów i struktur specjalnych, jak np. samochody Johnstone'a. Szczególnie interesujące są dla konstruktorów analizy i badania [4, 6, 8], których celem jest umożliwienie przejścia z wyników prób statycznych do oceny właściwości dynamicznych, co nie zmienia oczywiście problemu, że dowodem jeszcze długo będą próby udarowe wykonywane na rzeczywistej strukturze z określoną prędkością.

• Należy zwrócić specjalną uwagę na określenie i utrzymanie masy tej „sztywnej bryły samolotu”, gdyż przy zadanej podatności jego przedniej części w trakcie niszczenia — jej zmniejszenie spowoduje wzrost przeciążeń. Może

to dotyczyć np. wybudowania się silników ze skrzydeł lub zerwania się samych skrzydeł.

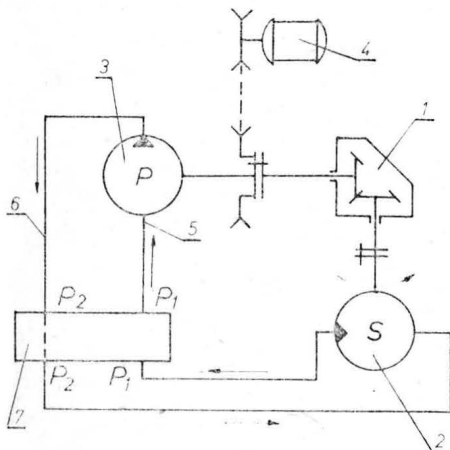
• Samoloty różnicze typu Ag-2, Thrush, Kruk czy M18, które mają układ: silnik — zbiornik chemikaliów — kadłub z kabiną, mają określoną łatwość w pochłanianiu energii na stosunkowo dużej drodze, rzędu  $l_1 \cong 2 \text{ m}$ . Zgromadzenie przed kabiną stosunkowo dużych mas powoduje zmniejszenie sił niezbędnych do pochłonięcia założonej energii kinetycznej. Wydaje się jednak, że ze względu na poważne trudności przy skonstruowaniu przedniej części samolotu dostatecznie podatnej przy niszczeniu tak, aby przeciążenia nie przekroczyły zadanych, pasy, fotele i ich mocowania powinny być projektowane i sprawdzane na przeciążenia nie mniejsze niż  $m_1 = 40$ . Na takie same przeciążenia należy projektować i sprawdzać mocowania agregatów, których zerwanie się przy zderzeniu mogłoby zagrozić zdrowiu i życiu załogi.

#### LITERATURA

1. C. W. GADD: Use of weighted-impulse criterion for estimating injury hazard. Proceedings of tenth Stapp car crash conference, SAE, Inc., New York, 1966 r.
2. T. D. CLARKE, D. C. SMEDLEY, W. H. MUZZY, C. D. CRAGG, R. E. SCHMIDT, E. M. TROUT: Impact tolerance and resulting injury patterns in the baboon: Air Force shoulder harness — lap belt restraint. Proceedings, Sixteenth Stapp car conference, SAE, New York, 1972 r.
3. A. KOWALSKI: Sprawozdanie z praktyki produkcyjnej w PDP Szybownictwa w Bielsku-Białej. ZPLiS, 1979 r.
4. K. J. SACZALSKI: Structural problems associated with the prediction of vehicle crashworthiness. Surveys of research in transportation technology, ADM-Vol. 5, presented at the ASME Winter Annual Meeting 1973 r.
5. R. G. THOMSON, R. C. GOETZ: NASA/FAA general aviation crash dynamics program — a status report. J. Aircraft nr 8, 1980 r.
6. N. PERRONE: Response of rate-sensitive frames to impulsive load. J. Eng. Mech. Div., ASCE, EMI, 1971 r.
7. H. R. QUANTICK: Safety aspects of the aerial application of pesticides. Aeron. Journal nr 5, 1979 r.
8. J. R. MC GEHEE: Experimental investigation of parameters and materials for fragmenting tube energy absorption process. NASA TN-D-3268, 1966 r.
9. V. L. VAUGHAM, E. ALFARO-BOU: NASA Langley impact facility. 1974 SAE Business aircraft meeting in engineering display, Wichita, Kansas, SAE Paper 740374.

## POLSKIE PATENTY LOTNICZE

• WSK PZL-Kalisz zgłosiła do opatentowania układ z krążącą mocą, zwłaszcza do wytrzymałościowych badań ruchowych przekładni zębatych (wynalazca B. Nowakowski). Wynalazek rozwiązuje zagadnienie opracowania układu hydraulicznego z krążącą mocą, dającego się łatwo zastosować do przekładni o dowolnym układzie wałów.



Układ wg wynalazku charakteryzuje się tym, że badana przekładnia 1 połączona jest z jednej strony z silnikiem hydraulicznym 2 i jednocześnie z dowolnym źródłem uzupełniania mocy 4, zasilanym z zewnątrz, natomiast z drugiej strony z pompą 3. Silnik hydrauliczny i pompa są połączone przewodami hydraulicznymi 5 i 6 w ten sposób, że ciecz robocza wypływająca z pompy 3 wpływa do silnika hydro-

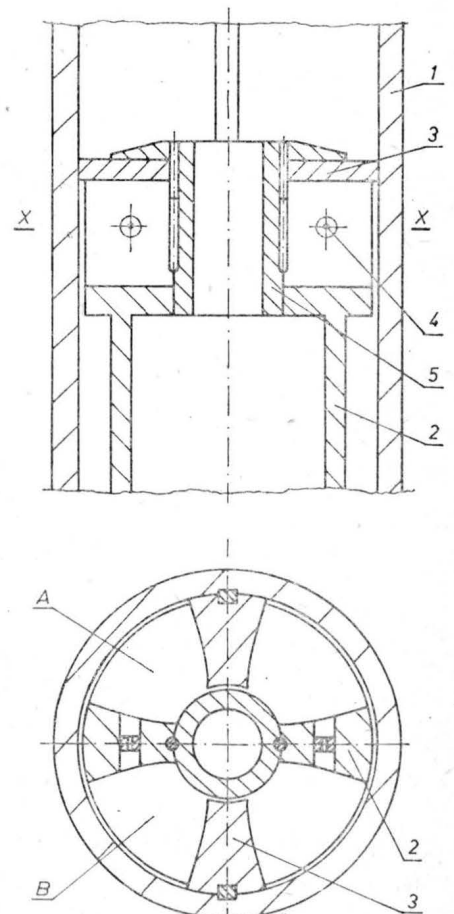
licznego 2, a ciecz wypływająca z tego silnika wpływa do pompy 3, przy czym w układ przewodów 5 i 6 włączone jest znaczne urządzenie 7 służące do wyłówniania różnicy ciśnień między przewodami 5 i 6.

Opis wynalazku, chronionego jednym zastrzeżeniem, opublikowano w BUP nr 19/1980 r., w klasie GO1M, pod nr P.219419T.

• WSK PZL-Krosno zgłosiła do opatentowania wynalazek pt. Tłumik shimmy (autorzy: S. Kustroń i J. Krawczyk). Przedmiotem wynalazku jest tłumik drgań samonastawnych kół, zwłaszcza podwozia samolotu przy zetknięciu z ziemią, podczas kolowania, rozbiegu i dobiegu.

W cylindrze 1 amortyzatora podwozia z kołami umocowanymi do tłoczków 2 nad tłokiem znajduje się suwliwy na wielowypustach pierścieni 3 z dwoma czołowymi łopatkami odwróconymi w dół. Pierścień 3 jest połączony obrotowo tuleją kołnierkową 5 z nagwintowanym końcem z tłoczyskiem 2. Czoło tłoczkowe jest zakończone dwoma łopatkami, pokrywającymi się z łopatkami pierścienia 3. Łopatki tłoczkowe mają dysze 4. Wszystkie części tłumika zanurzone są w płynie hydraulicznym. Drgania skrętne kół przenoszone są przez tłoczek 2 na jego łopatkę czołową. Obrót tłoczkowy względem cylindra powoduje przepływ płynu przez dysze 4 między komorami A i B, a tym samym tłumienie ruchów skrętnych.

Wynalazek, chroniony trzema zastrzeżeniami, zamieszczono w BUP nr 25/1980 r., w klasie F16F, pod nr P.221630T.





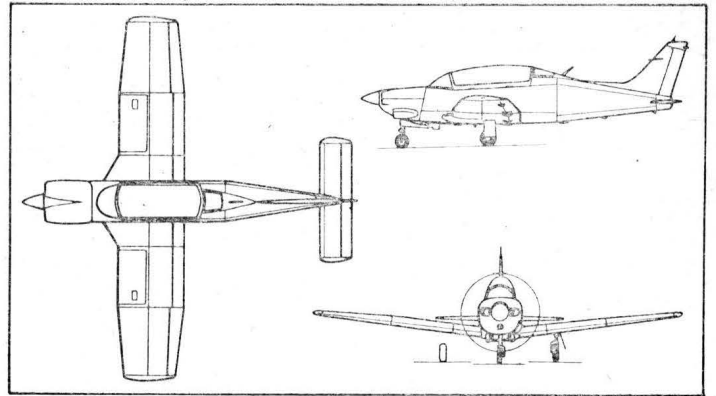
## INDAER T-35 Pillan • Chile •

Samolot łokowy do szkolenia wstępnego i podstawowego

Na wystawie Farnborough'82 pokazano trzeci prototyp chilijskiego samolotu do szkolenia wstępnego i podstawowego z silnikiem łokowym i dwoma miejscami tandem. W samolocie wykorzystano tylną część kadłuba i płat o zmniejszonej rozpiętości samolotu Piper PA-32 oraz pływające usterzenie wysokości i podwozie samolotu PA-28. Projekt samolotu został opracowany przez zespół inżynierów chilijskich w zakładach Piper w Vero Beach, gdzie zbudowano również dwa pierwsze prototypy i przeprowadzono próby w locie (250÷300 h), łącznie z próbami korkociągu, zgodnie z wymaganiami FAR 23 aerobatic category. Trzeci prototyp zmontowano w należącym do lotnictwa wojskowego Maintenance Wing, w Chile. Produkcja seryjna będzie uruchomiona w przyszłym roku w nowych zakładach INDAER, przy czym stopniowo ma wzrastać udział części produkowanych w kraju — do ok. 70%.

Napęd stanowi 6-cylindrowy bokser Avco Lycoming AEIO-540-H1-K5 o mocy 224 kW (300 KM) przy 2700 obr./min z 3-łopatowym śmigłem Hartzell o średnicy 1,93 m. Pojemność wewnętrznych zbiorników paliwa wynosi 292 l.

T-35 Pillan ma być tani w produkcji i eksploatacji i spełniać ciężkie miejscowe wymagania geograficzno-klimatyczne. W Chile istnieje zapotrzebowanie na 100 samolotów, które zastąpią samoloty Beech T-34A i będą wykorzystywane do szkolenia w ciągu 90÷100 h (następnie 200 h na CASA C-101). Niska cena samolotów T-35, 225÷250 tys. dol., stwarza możliwości ich eksportu do innych krajów Ameryki Płd.



### Dane techniczne

Rozpiętość	8,81 m
Długość	7,97 m
Wysokość	2,34 m
Powierzchnia nośna	13,64 m <sup>2</sup>
Masa własna	929 kg
Masa całk. maks.	1315 kg
Prędkość maks. n.p.m.	311 km/h
Prędkość przelotowa	
na 75% mocy na 2680 m	298 km/h
Wznoszenie maks.	7,7 m/s
Pułap praktyczny	5820 m
Zasięg na 75% mocy, 45 min rezerwa	1093 km

W.K.

## Let Z-37T • Czechosłowacja •

### Turbo Čmelak

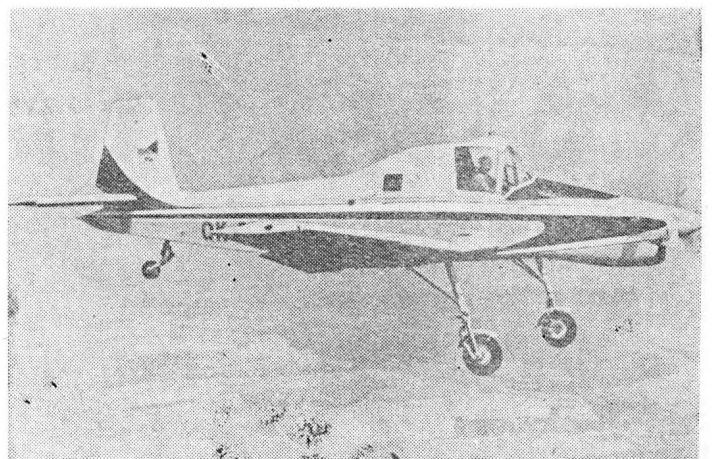
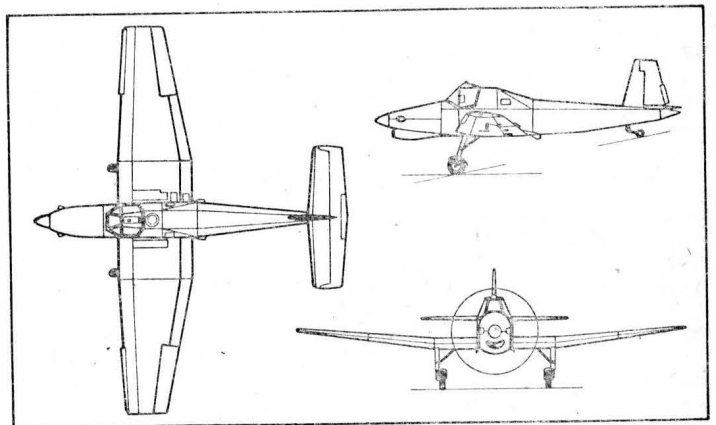
Samolot rolniczy z turbinowym silnikiem śmigłowym

W związku z powszechnym wzrostem zainteresowania samolotami rolniczymi z napędem turbinowym silnikiem śmigłowym, wytwórnia płatowców Let w Kunowicach opracowała nową wersję samolotu Z-37 — o oznaczeniu Z-37T — z silnikiem Motorlet M-601B o mocy 515 kW (700 KM). Silnik napędza 3-łopatowe śmigło Avia V 508 o średnicy 2,50 m i stałej prędkości obrotowej. Silnik M-601B o układzie ogólnym wzorowanym na silnikach PT6A został wypróbowany podczas wieloletniej eksploatacji na samolotach lokalnego transportu Let L-410 UVP (produkcja miesięczna 6 samolotów). Wykorzystując upust powietrza ze sprężarki silnika zastosowano lekkie ciśnieniowanie kabiny pilota zapobiegające przedostawaniu się do niej chemikaliów.

Próby w locie samolotu Z-37T rozpoczęto we wrześniu 1982 r. Nie jest jasne, czy wytwórnia zamierza produkować nowe samoloty, czy też silniki łokowe istniejących samolotów (zbudowano ich 700) będą zastępowane silnikami M-601B. Biorąc jednak pod uwagę ponad dwukrotnie większą moc nowego silnika przy jego porównywalnej masie, a tym samym możliwość znacznego zwiększenia udźwigu chemikaliów, wydaje się, że konieczna będzie poważna modyfikacja płatowca.

### Dane techniczne

Rozpiętość	12,22 m
Długość	10,25 m
Wysokość	3,20 m
Powierzchnia nośna	23,80 m <sup>2</sup>
Masa całkowita maks.	2200 kg
Prędkość robocza norm.	140÷160 km/h



W.K.

## Wybrane elementy technologii stosowanych w modelarstwie odlewniczym

Inż. STANISŁAW CUPRYŚ

WSK PZL-Rzeszów  
Zakład Metalurgiczny

W Modelarni Odlewniczej przy Zakładzie Metalurgicznym WSK PZL-Rzeszów wykonuje się oprzyrządowanie odlewnicze z metalu-żeliwa, stali, aluminium, stopów niskotopliwych, drewna, tworzyw sztucznych, żywic epoksydowych, poliuretanowych i kauczków silikonowych.

Oprzyrządowanie to jest eksploatowane w trzech typach odlewni: żeliwa, aluminium i precyzyjnej. W odlewniach tych dokonuje się ciągłego procesu i wdrażania mechanizacji, automatyzacji oraz likwidacji uciążliwych i nieekonomicznych metod produkcji. Wprowadzanie nowych technologii pociąga za sobą zmiany oprzyrządowania i sposobu jego wykonywania. Omówienie niektórych problemów z tym związanych jest przedmiotem niniejszego artykułu.

### Materiały do wyrobu omodelowania odlewniczego

Oprócz klasycznych materiałów modelarskich jak drewno, metal, płyty pilśniowe, paździerzowe i gips przy wykonywaniu modeli, rdzennic i form używa się wielu innych materiałów, które pozwalają na rozszerzenie zakresu stosowanych technologii modelarskich. Do zasługujących na uwagę należą:

#### Żywice epoksydowe

Żywice epoksydowe służące do produkcji omodelowania odlewniczego dzielimy na następujące grupy (ze względu na sposób przetwórstwa):

- żywice (kompozycje) do warstw wierzchnich, tzw. żelkoty,
- żywice do odlewania i wylewania powierzchni,
- żywice i pasty do laminowania,
- pasty do modeli wyjściowych,
- żywice spieniające się,
- żywice wzmacniające.

W oparciu o podstawowe właściwości technologiczne opracowano własne (fabryczne) zestawy kompozycji epoksydowych, głównie z krajowych tworzyw. Przykładowe technologie podane na rys. 4, 5, 6. Ponadto w małych ilościach do wykonywania omodelowania stosowane są:

- Araldit SW 404/HY 404 jako żelkot, warstwa powierzchniowa na robocze powierzchnie modeli, płyt modelowych i rdzennic,

— Araldit S 410/H 410 na warstwy powierzchniowe form negatywowych do modeli lub makiety rdzeni,

— Araldit CW 418/HY 418 na warstwy licowe, na elementy pracujące w podwyższonej temperaturze,

— Araldit CW 2215/HY 2215 do odlewania monolitycznych drobnych modeli,

— Araldit HY 426/HY 427 jako pasta do modeli wyjściowych.

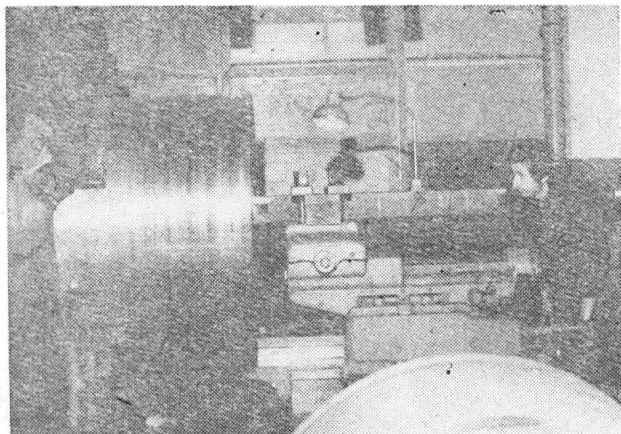
#### Elastomery poliuretanowe

Elastomery poliuretanowe mają zespół właściwości fizycznych, które czynią je bardzo przydatnymi do wykonawstwa elastycznych i sztywnych form modeli odlewniczych. Obecnie produkuje się elastomery poliuretanowe pozwalające na odtworzenie najdrobniejszych szczegółów powierzchni modelu. Mają dobre właściwości przetwórcze, łatwo wypełniają formy, proces utwardzania następuje w temperaturze pokojowej.

Przy stosowaniu elastomerów poliuretanowych należy pamiętać, że są bardzo wrażliwe na wodę, łatwo absorbują wilgoć z powietrza i z każdej powierzchni, z którą są w kontakcie. Jako środki oddzielające w aerozolu stosuje się smary silikonowe i teflonowe. Po naniesieniu środka oddzielającego należy suszyć powierzchnię nadmuchem ciepłego powietrza. Opakowanie z tworzywem poliuretanowym można otwierać dopiero przed użyciem. Do sporządzania kompozycji nie mogą być użyte naczynia papierowe, gdyż wchłaniają wilgoć. Składniki tworzonej kompozycji przed odważaniem i mieszaniem powinny być podgrzane do temp. 50°C. Kompozycję po wymieszaniu należy umieścić w próżni (na 10-15 min). W Modelarni WSK PZL-Rzeszów stosuje się żywice poliuretanowe (pod nazwą Ureol produkcji firmy Ciba-Geigy A.G.) do wykonywania oprzyrządowania, głównie form, dla odlewni precyzyjnej.

#### Kauczuki silikonowe

Kauczuki silikonowe wulkanizujące na zimno (RTV) są materiałem szeroko stosowanym do reprodukcji wyrobów artystycznych, innowacji i elementów mebli wykonywanych z tworzyw sztucznych. Dzięki specjalnym właściwościom znalazły duże zastosowanie w modelarstwie odlewniczym



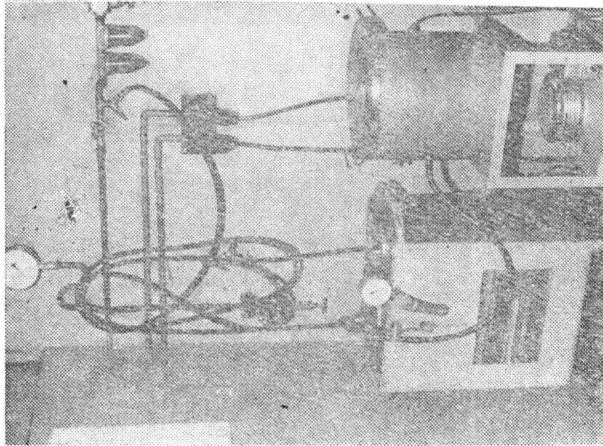
Rys. 1. Stanowisko tokarskie do wykonywania kopii odśrodkowych



Rys. 2. Wyjmowanie rdzenia z formy



do wykonywania form i modeli elastycznych. Szczególnie przydatne są kauczuki o nazwie Silastic E RTV i J RTV, które prezentują ogromny postęp wśród elastycznych materiałów modelarskich. Do głównych ich zalet należy zaliczyć: wysoką wytrzymałość, odporność na ścieranie, minimalny skurcz, wysoką wydłużalność, odporność na temperaturę (do 300°C), a po dodaniu katalizatora są płynne i zdolne do wypełniania najdrobniejszych szczelin, odwz-

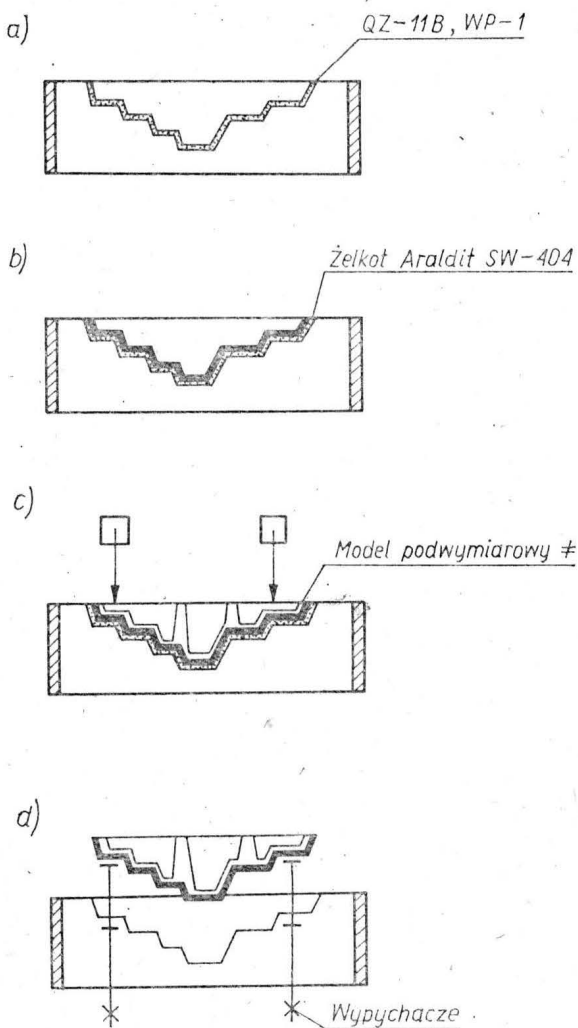


Rys. 3. Stanowisko próżniowe do kompozycji z tworzyw sztucznych

rowywania najbardziej skomplikowanego szczegółu. Po utwardzeniu ich, wysoka wytrzymałość czyni je idealnymi do produkcji elastycznych form i modeli.

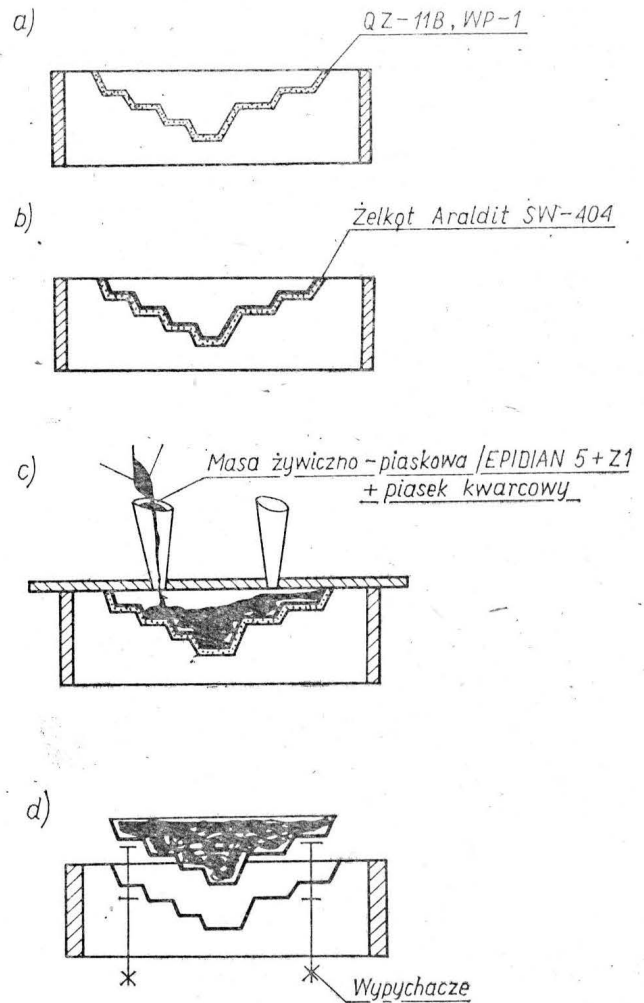
#### Stopy niskotopliwe

Stopy niskotopliwe — bizmut, cyna są znakomitymi materiałami do ekonomicznego wytwarzania form metalowych



Rys. 4. Kolejne fazy wykonania modelu dla turbiny morskiej

na modele woskowe i stosowane w odlewaniu modelach wytapianych. Stopy te w zależności od składu chemicznego (Sn, Bi, Pb, In) można uszeregować wg temperatury topnienia od 47 do 227°C. Nadają się one do odlewania, ponieważ nie wykazują skurczu, dają bardzo dokładne kształtki odlewnicze, można je łatwo obrabiać dzięki niskiej temperaturze topnienia, mogą być używane wielokrotnie. Obróbka tych stopów nie wymaga wielkiego wyposażenia, ale w celu uzyskania dobrych odlewów trzeba znać jej podstawową specyfikę. Pracować można wg tej samej metody i bez różnicy, czy stop stosujemy przez model do wykonania formy, czy też wlewamy do formy w celu uzyskania modelu. Stop bizmut—cyna ze swoimi niezwykłymi właściwościami produkcyjnymi daje wielkie możliwości w zmniejszaniu komplikacji i czasochłonności wykonywania form dla odlewnictwa precyzyjnego.



Rys. 5. Kolejne fazy wykonania modelu przy wykorzystaniu wypniacza objętościowego

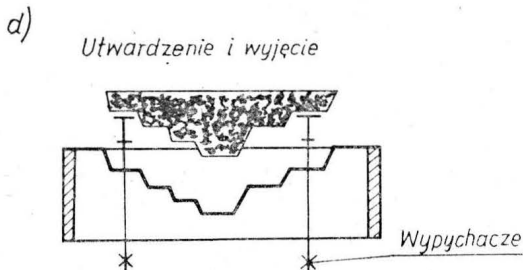
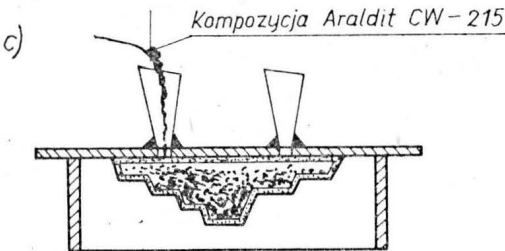
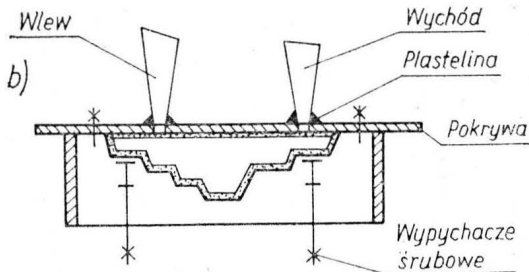
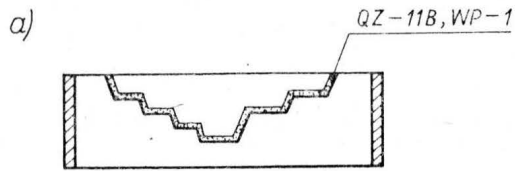
#### Inne materiały

Oprócz przedstawionych powyżej materiałów modelarskich niezbędne są materiały pomocnicze jak: tkaniny i maty szklane, rowing cięty, rozpuszczalniki nitro, aceton, ksylen, chloroform, folie woskowe (na które opracowano własną technologię), folie polietylenowe, płyty metapleksowe, plastelina, papier pakunkowy, toaletowy, krzemionka koloidalna (Aerosil SiO<sub>2</sub>), talk, farby suche i barwniki, taśmy samoprzylepne itd.

#### Wykonywanie omodelowania metodą „nakładania ścianki”

Metoda ta jest stosowana w wykonywaniu modeli, skrzynek rdzeniowych, głównie do odlewów cienkościennych, kształtowych, przestrzennie rozwiniętych o trudnych do określenia grubościach ścianki. Zapewnia ona wykonanie dokładnej grubości ścianki przy stosunkowo prostej metodzie pracy modelarza.

Najpierw wykonuje się rdzeń, w oparciu o który powstaje rdzennica, a następnie nakłada się ścianki na rdzeń przez nałożenie listew, klocków drewnianych, które



z kolei wypełnia się odpowiednią masą modelową, płyt woskowych lub, dla grubych ścianek, filcu. Wszystkie odbiegające od równomiernej grubości ścianki i niewygodne do wykonania z płyty woskowej czy innej elementy, jak np. nabki, kołnierze itp., mogą być mocowane na rdzeniu, a przestrzenie wolne i przejścia wypełnia się pastą modelową. Błędy w grubości ścianek przy tej metodzie, nawet przy skomplikowanych formach, nie występują.

Powyższa metoda daje zadowalające wyniki przy budowie dużych modeli, w których eliminuje się deficytowe drewno przy odpowiednim wzroście trwałości oprzyrządowania.

W wybranym przykładzie (rys. 4) pokazano wykonanie omodelowania do turbiny morskiej, składającego się z wielu elementów — modeli i rdzennic wielkopowierzchniowych. Zastosowanie tej kombinacji pozwoliło na zaoszczędzenie ok. 15 m<sup>3</sup> drewna oraz na wykonanie oprzyrządowania w stosunkowo krótkim czasie, przy współudziale modelarzy o niższych kwalifikacjach.

#### Wnioski

Rozwój produkcji oprzyrządowania modelowego napotyka na duże trudności. Najważniejsze z nich to:

- niedoinwestowanie bazy narzędziowej wydziałów modelarni,
- niski stopień normalizacji oprzyrządowania modelowego, brak centralnej wytwórni normalistów, galanterii i stypizowanych elementów oprzyrządowania,
- niedobór wysoko kwalifikowanych modelarzy w drewnie i metalu,
- brak wyspecjalizowanych dostawców materiałów modelarskich podstawowych i pomocniczych.

Biorąc pod uwagę powyższe trudności, modelarnia musi szukać wyjścia z impasu przez ciągłe doskonalenie metod wytwarzania, odpowiednio dobranych i postępowych technologii. W tych kilku przykładach artykułu zasygnalizowano pracę na tym odcinku naszej modelarni, która musi być samowystarczalna dla zakładowych odlewni.

#### LITERATURA

1. M.S.: Żywice epoksydowe w budowie dużych modeli odlewniczych. *Polimery*, 1980, nr 6-7, s. 270.
2. Oprzyrządowanie modelowe do małoseryjnej produkcji odlewów w automatycznych liniach formierskich. Instytut Odlewnictwa, Kraków 1978 r.
3. W.P. BENJAMIN: Oprzyrządowanie z tworzyw sztucznych. WNT, Warszawa, 1978 r.
4. K. DERĘGOWSKI: Zastosowanie żywic Araldit na negatywowe formy do wykonywania modeli elastycznych. *Przegląd Odlewnictwa*, 1979, nr 9.
5. ST. CUPRYS, J. GAWROŃSKI: Odlewnicze oprzyrządowanie epoksydowe wykonywane metodą nakładania ścianki z płyt woskowych. Referat na sympozjum SIMP, Rydzyna, maj, 1979 r.
6. O. HUBER: Fertigungsmittel aus Epoxidharzen. *Blaue TR-Reihe*, nr 129.

Rys. 6. Kolejne fazy wykonania oprzyrządowania z zastosowaniem innych kompozycji

## Wytrzymałość zmęczeniowa $Z_{90}$ stopu PA33tb

Inż. ZDZISŁAW LOREK  
WSK PZL-Swidnik

Szerokie stosowanie stopu PA33tb w lotniczych konstrukcjach jako zamiennika stopu AK8T produkcji radzieckiej i stopu 2014T6 produkcji amerykańskiej wymaga określenia wytrzymałości zmęczeniowej tego stopu. Jest to związane z potrzebą udokumentowania rezerwy części mimo prowadzenia wielu innych prób i badań zespołów oraz całych płatowców. W WSK PZL-Swidnik podjęto więc próbę wyznaczenia wytrzymałości zmęczeniowej  $Z_{90}$  przy próbie obrotowo-giętnej produkowanego obecnie stopu PA33tb w oparciu o  $N_G = 2 \times 10^7$  cykli, metodą klasyczną na maszynie zmęczeniowej, zgodnie z metodyką i wymaganiami PN-76/H-04325 „Badanie metali na zmęczenie. Pojęcia podstawowe i ogólne wytyczne przygotowania próbek oraz przeprowadzenia prób” i PN-76/H-04326 „Badanie metali na zmęczenie. Próba zginania”.

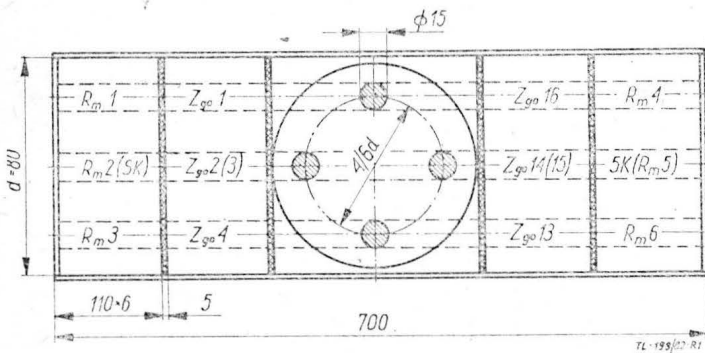
#### Rodzaj materiału i jego obróbka cieplna

Do wyznaczenia wytrzymałości zmęczeniowej  $Z_{90}$  użyto stopu PA33 dostarczonego w stanie wyciskany przeciwbieźnie, bez obróbki cieplnej, zgodnie z PN-73/H-93670 „Aluminium i stopy aluminium. Pręty dla lotnictwa”.

Producentem prętów są Zakłady Metali Lekkich w Kętach. Do badań użyto pręta o średnicy 80 mm, który jest najczęściej stosowany w naszym Zakładzie. Mając do dyspozycji 12 różnych partii tego materiału, do badań wytypowano pręty z partii nr 3117/80 o maks. zawartości krzemu oraz żelaza, wykazanych w atestach dostawcy w stosunku do wymagań PN-79/H-88026 „Stopy aluminium do przeróbki plastycznej. Gatunki”. Przy typowaniu kierowano się tym, że zarówno krzem jak i żelazo w stopach

aluminium tworzą fazy ujemnie wpływające na właściwości zmęczeniowe tych materiałów.

Półfabrykaty próbek o średnicy 15 mm i długości 110 mm pobrane z miejsc pokazanych na rys. 1 poddano obróbce



Rys. 1. Pobieranie próbek do określenia składu chemicznego SK, właściwości mechanicznych  $R_m$  i właściwości zmęczeniowych  $Z_{go}$

cieplnej wg parametrów zalecanych przez producenta prętów PA33 jako „tb” w celu uzyskania maksymalnych właściwości mechanicznych i zmęczeniowych. Parametry takie zaleca również amerykańska norma MIL-H-6088E na parametry „T6” dla stopu 2014. Parametry obróbki cieplnej podaje tabl. 1.

TABLICA 1

Rodzaj zabiegu obróbki cieplnej	Parametry obróbki cieplnej		
	temp., °C	czas, h	ośrodek
Przesycanie w wannie saletrzanej	500 ± 3	1	woda
Starzenie naturalne	otoczenia	96	powietrze
Starzenie sztuczne	160 ± 5	10	powietrze

Podczas obróbki cieplnej kontrolowano zachowanie parametrów oraz dokonano sprawdzenia twardości po obróbce cieplnej, która wynosiła  $HB_{10/1000/30} = 140 \div 146$ . Prawidłowość obróbki cieplnej potwierdziły wstępne badania omówione poniżej.

#### Badania wstępne

Przed przystąpieniem do prób zmęczeniowych przeprowadzono badania wstępne materiału PA33tb o średnicy 80 mm, pobranego z partii 3117/80 wykonując: badanie składu chemicznego, badanie właściwości mechanicznych oraz badanie twardości.

#### Badanie składu chemicznego

Z pobranego odcinka pręta materiału PA33 o średnicy 80 mm i długości 700 mm z obydwu końców pobrano próbki, wykonując analizę chemiczną w Centralnym Laboratorium Zakładu WSK PZL-Swidnik. Wymagania normy PN-79/H-88026 dotyczące składu chemicznego oraz wyniki analizy chemicznej dostawcy i CLZ WSK PZL-Swidnik

TABLICA 2

Nr partii	Wykonawca badań	Skład chemiczny, %								
		składniki podstawowe					domieszki			
		Cu	Mg	Mn	Si	Al	Ni	Fe	Zn	Ti
3117/80	wymagania PN-79/H-88026	3,9 ÷ 4,3	0,4 ÷ 0,8	0,4 ÷ 1,0	0,6 ÷ 1,2	reszta	maks. 0,1	maks. 0,7	maks. 0,3	maks. 0,2
	dostawca (atest)	4,50	0,73	0,79	1,12	reszta	nie bad.	0,42	nie bad.	nie bad.
	CLZ WSK PZL-Swidnik	4,80	0,70	0,80	1,15	reszta	nie bad.	0,41	nie bad.	nie bad.

podaje tabl. 2. Uzyskane wyniki badań dotyczących składu chemicznego są zgodne z wymaganiami PN-79/H-88026.

#### Badanie właściwości mechanicznych

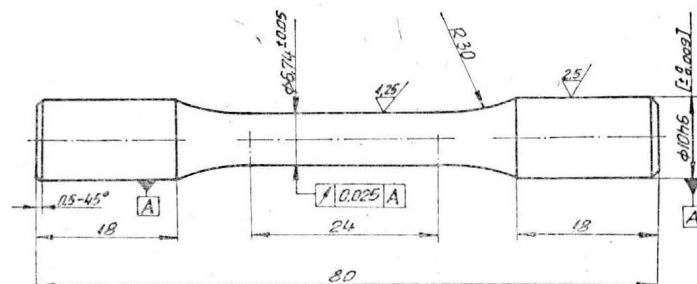
W celu potwierdzenia prawidłowości przeprowadzonej obróbki cieplnej w badaniach wstępnych wykonano próbki wytrzymałościowe i określono  $R_m$ ,  $R_e$  oraz  $A_4$ .

Badania przeprowadzono na sześciu próbkach pobranych z miejsc pokazanych na rys. 1. Wymagania PN-73/H-93670 dotyczące właściwości mechanicznych, uzyskane w badaniach u dostawcy oraz otrzymane w CLZ WSK PZL-Swidnik, przedstawiono w tabl. 3. Uzyskane wyniki są wyższe od wymagań PN-73/H-93670 i świadczą o prawidłowo przeprowadzonej obróbce cieplnej.

TABLICA 3

Nr partii	Wykonawca badań	Uzyskane wyniki		
		$R_m$ , MPa	$R_e$ , MPa	$A_4$ , %
3117/80	wymagania PN-73/H-93670	451	orient.	min. 10
	dostawca (atest)	514 ÷ 556	420 ÷ 452	10,5 ÷ 20
	CLZ WSK PZL-Swidnik	480 ÷ 502*) 488	426 ÷ 441*) 429	12,1 ÷ 13,3*) 12,7

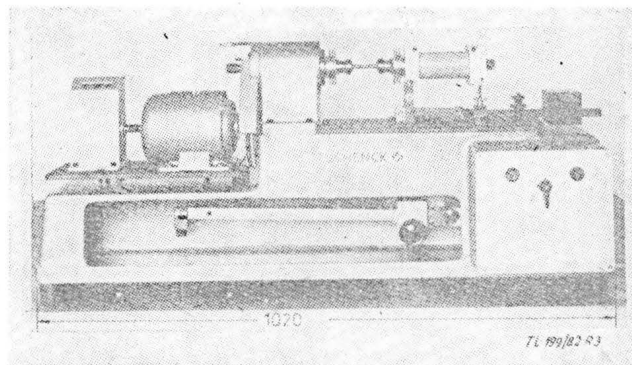
\*) W liczniku podano wartość minimalną i maksymalną, a w mianowniku wartość średnią uzyskaną z sześciu próbek.



Rys. 2. Kształt próbki do badań  $Z_{go}$

#### Badanie twardości

Przeprowadzone badanie twardości metodą Brinella przy użyciu kulki o średnicy 10 mm i obciążeniu 1000 kg wykazało twardość próbek  $HB_{10/1000/30} = 140 \div 160$ . PN-73/H-93670 nie określa wymaganej twardości dla stopu PA33tb.



Rys. 3. Maszyna zmęczeniowa RAPID-PUNZ firmy Schenck

#### Liczebność próbek i ich pobieranie

Próbki do określenia składu chemicznego, właściwości mechanicznych i właściwości zmęczeniowych materiałów PA33 pobrano z pręta o średnicy 80 mm w sposób pokazany na rys. 1, tj. zgodnie z PN-69/H-04307 „Pobieranie i przygotowywanie próbek do badań właściwości zmęczeniowych”.



W celu wyznaczenia wytrzymałości zmęczeniowej  $Z_{go}$  oraz wykreślenia krzywej Wöhlera ustalono następujące poziomy naprężenia i liczebność próbek dla tych poziomów:

- $Z_{go} = 0,75 R_m = 372$  MPa — dwie próbki,
- $Z_{go} = 0,60 R_m = 294$  MPa — dwie próbki,
- $Z_{go} = 0,50 R_m = 245$  MPa — dwie próbki,
- $Z_{go} = 0,40 R_m = 196$  MPa — dwie próbki,
- $Z_{go} = 0,30 R_m = 147$  MPa — dwie próbki,
- $Z_{go} = 0,25 R_m = 127$  MPa — trzy próbki.

Dodatkowo wykonano trzy próbki do ewentualnego powtórzenia badania w przypadku zniszczenia próbki z powodu nieprawidłowego badania.

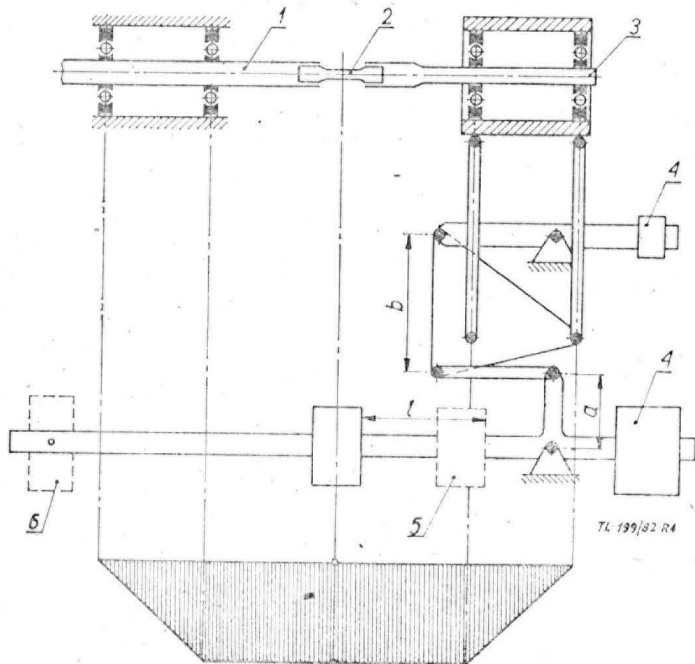
W celu zmniejszenia rozrzutu wyników, do badań pobrano próbki wg ich najbliższego położenia. Próbki do badań zmęczeniowych wykonano metodą toczenia na tokarce sterowanej numerycznie, typ SPT-16N, co zapewniło dużą powtarzalność kształtu i wymiaru. Kształt próbki do badań zmęczeniowych  $Z_{go}$  oraz jej wymagania pokazuje rys. 2.

Użyte do badań próbki miały kształt zgodny z PN-76/H-04326, natomiast wymiary zgodne z zaleceniami producenta maszyny zmęczeniowej, na której prowadzone były badania.

#### Rodzaj i typ maszyny zmęczeniowej

Badania wytrzymałości zmęczeniowej  $Z_{go}$  przeprowadzono na maszynie zmęczeniowej typu RAPID-PUNZ firmy Schenck — RFN (rys. 3). Jest to maszyna zmęczeniowa do zginania obrotowego i służy do ustalania wytrzymałości zmęczeniowej  $Z_{go}$ , a jej dane techniczne są następujące:

- moment zginający — maks. 2700 N·cm,
- obciążenie próbki — maks. 900 N/cm<sup>2</sup>,
- maks. przegięcie próbki — 5°35'.



Rys. 4. Schemat obciążenia na maszynie zmęczeniowej RAPID-PUNZ: 1 i 3 — wrzeciona z uchwytami, 2 — badana próbka, 4, 5 i 6 — obciążniki; a, b — ramiona układu dźwigniowego

TABLICA 4. Zestawienie wyników badań zmęczeniowych

Nr próbki	Średnica próbki, mm	Bicie próbki, mm	Naprężenie, MPa	Liczba cykli, N, w tys.	Uwagi
1	6,74	0,010	próbkę zniszczono przy próbie maszyny	12	
2	6,73	0,010			
3	6,73	0,010			
4	6,74	0,010	próbkę odrzucono z winy prowadzącego badanie	63	
5	6,70	0,015			
6	6,72	0,010			
7	6,72	0,010	245	149	
8	6,72	0,010	245	135	
9	6,74	0,010	196	1 263	makro
10	6,72	0,010	196	1 520	
11	6,72	0,040	po N = 3 050 000 próbie przerwano wskutek dużego hałasu związanego z biciem próbki		
12	6,70	0,010	147	114 118	
13	6,74	0,010	147	100 413	
14	6,69	0,010	147	100 615	
15	6,71	0,010	127	20 140	
16	6,71	0,010	127	35 209	

- częstotliwość drgań — 6000/min,
- pobór mocy — ok. 0,24 kW.

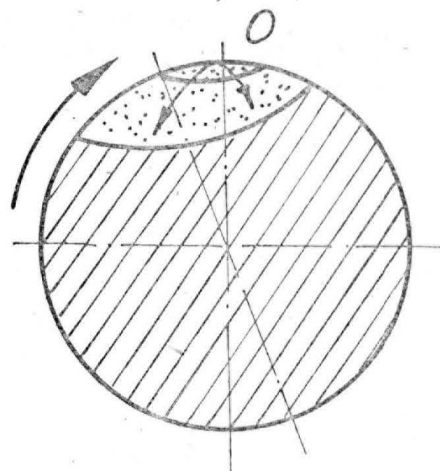
#### Rodzaj obciążenia i częstotliwość

Mechanizm urządzenia obciążającego maszyny zmęczeniowej RAPID-PUNZ zapewnia, że ustalone naprężenie zmienne próbki podczas trwania próby pozostaje na stałym poziomie bez powstawania dodatkowego naprężenia stycznego. Przy wyznaczaniu wytrzymałości zmęczeniowej  $Z_{go}$  stopu PA33tb zastosowano symetryczny (wahadłowy) cykl naprężeń, dla którego maksymalne wartości są równe co do wartości i różne co do znaku ( $\sigma_{max} = -\sigma_{min}$ ):

- średnie naprężenie cyklu  $\sigma_m = 0$ ,
- amplituda cyklu naprężeń  $\sigma_a = \sigma_{max}$ ,
- współczynnik symetrii cyklu  $R = -1$ .

Obciążenie na maszynie zmęczeniowej RAPID-PUNZ jest realizowane układem dźwigniowym w sposób pokazany na rys. 4. Powierzchnia wykresu momentu zginającego wytworzonego wyżej pokazanym układem dźwigniowym ma kształt trapezu co oznacza, że moment obciążający na długości próbki jest stały.

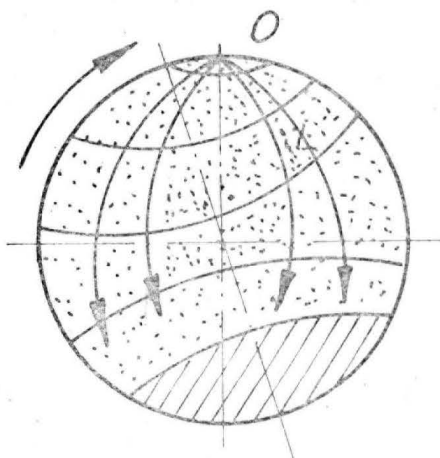
Dysponując maszyną zmęczeniową RAPID-PUNZ, która ma częstotliwość 100 Hz (6000 obr/min), zastosowano taką częstotliwość do badań związanych z ustaleniem wytrzymałości zmęczeniowej  $Z_{go}$  dla materiału PA33tb.



Rys. 5. Schemat złomu zmęczeniowego próbek  $Z_{go}$  nr 1 do nr 6

#### Przebieg prób zmęczeniowych

Prowadzenie prób zmęczeniowych w celu wyznaczenia wytrzymałości zmęczeniowej  $Z_{go}$  i wykreślenia krzywej Wöhlera dla stopu PA33tb rozpoczęto od najwyższego poziomu naprężeń wyliczonych ze średniej wytrzymałości  $R_m$  uzyskanej z sześciu próbek na rozciąganie. Zgodnie z wytycznymi PN-76/H-04325 ustalono sześć poziomów naprężeń, które zostały omówione wyżej. Próby prowadzono zgodnie z instrukcją obsługi maszyny zmęczeniowej, uwzględniając rzeczywiste średnice próbek, które mierzone mikrometrem do dwóch miejsc po przecinku. Próby odbywały się w la-



Rys. 6. Schemat złomu zmęczeniowego próbek  $Z_{go}$  nr 7 do nr 10

boratorium, w którym temperatura wynosiła 18÷23°C, bez środowiska agresywnego. Uzyskane z prób wyniki zestawione zostały w tabl. 4.

Ponieważ złomy zmęczeniowe stanowią wyjątkowo wartościowe źródło informacji, dokonano oceny złomów zniszczonych próbek. Na próbkach  $Z_{go}$  nr 1 do nr 6 zaobser-

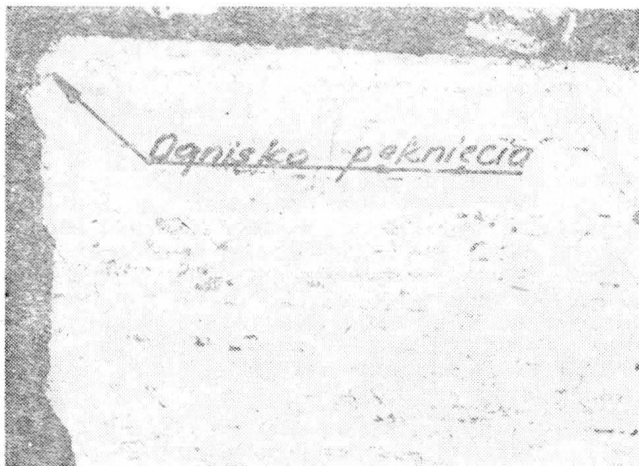
TABLICA 5. Zestawienie wytrzymałości  $Z_{go}$

Wykonawca badań (źródło)	Rodzaj materiału	$R_m$ , MPa	Baza $N_G$	$Z_{go}$ , MPa
Badania własne w WSK PZL-Świdnik	PA33tb	480	$2 \times 10^7$	147
Sprawoznik po awiacyjnym materiałom, t. I	AK8T	470	$5 \times 10^8$	122
Poradnik-Aluminium	—	431	$5 \times 10^8$	122
Katalog właściwości zmęczeniowych materiałów	PA33tb	480	$5 \times 10^8$	112

wowano złomy zmęczeniowe, przedstawione schematycznie na rys. 5. Są to typowe złomy zmęczeniowe dla próbek gładkich, silnie obciążonych przy badaniu obrotowo-giętnym.

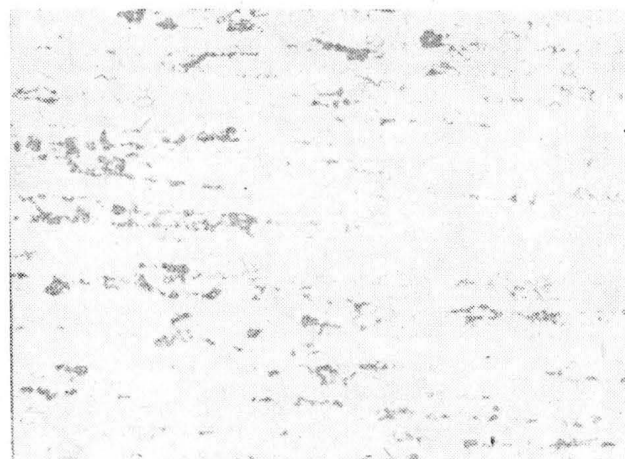
Na próbkach  $Z_{go}$  nr 7 do nr 10 złomy zmęczeniowe mają charakter przedstawiony schematycznie na rys. 6. Są to typowe złomy zmęczeniowe dla próbek gładkich o średnim obciążeniu przy badaniu obrotowo-giętnym.

Obserwując złomy przy ośmiokrotnym powiększeniu, nie zaobserwowano wad materiałowych.

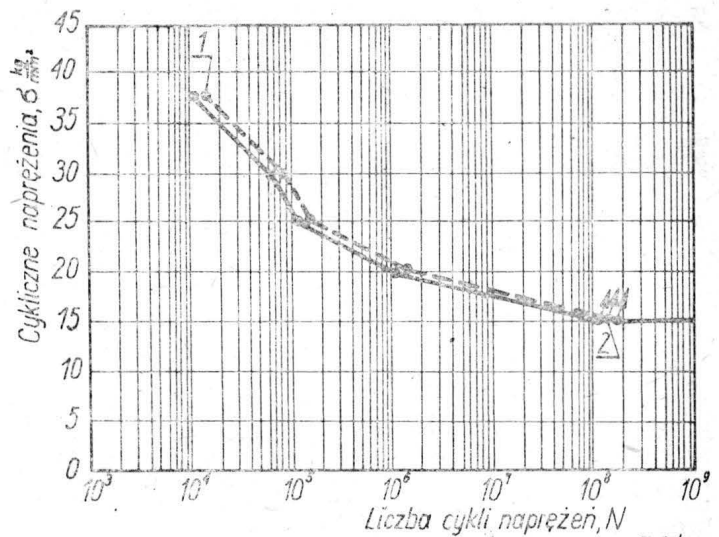


Rys. 7. Mikrostruktura próbki  $Z_{go}$  nr 10 po badaniu zmęczeniowym; powiększenie 200X

Próbkę  $Z_{go}$  nr 10 poddano badaniem mikroskopowym, wykonując szlif wzdłuż osi próbki, obserwując mikrostrukturę od miejsca przelomu w kierunku chwytu. Obserwowana mikrostruktura jest typowa dla stopu PA33 w stanie po przesycaeniu i sztucznym starzeniu. Na tle kryształów  $\alpha$  roztworu stałego o osnowie aluminium widoczne są wydzielenia faz międzymetalicznych o różnym stopniu koagulacji, głównie typu  $Al_2Cu$  i  $Al_2CuMg$  o orientacji odpowiadającej kierunkowi przeróbki plastycznej materiału. Fazę o zabarwieniu ciemnym prawdopodobnie stanowią nie rozpuszczone wtrącenia związków żelaza. W strefie ogniska zmęczenia ani w sąsiedztwie nie stwierdzono wad pochodzenia materiałowego. Mikrostrukturę wraz z ogniskiem pęknięcia zmęczeniowego pokazano na rys. 7 i 8.



Rys. 8. Mikrostruktura próbki  $Z_{go}$  po badaniu zmęczeniowym. Zdjęcie wykonane w sąsiedztwie ogniska zmęczeniowego pokazanego na rys. 7; powiększenie 250X



Rys. 9. Wykres Wöhlera dla stopu PA33tb: 1 — próbki zniszczone, 2 — próbki niezniszczone

### Wykres Wöhlera

Na podstawie przeprowadzonych badań zmęczeniowych, których wyniki zestawiono w tabl. 4, został wykonany wykres Wöhlera w układzie: na osi rzędnych odłożono naprężenie w skali proporcjonalnej, a na osi odciętych liczbę cykli w skali logarytmicznej. Wykres ten jest przedstawiony na rys. 9.

### Omówienie wyników

W stali nie obserwuje się obniżenia wytrzymałości zmęczeniowej przy liczbie cykli zmian większej niż 2 mln. Natomiast w stopach aluminium, jeszcze po 10 a nawet 50 mln cykli obciążeń, wytrzymałość zmęczeniowa spada. Należy zaznaczyć, że po 10 mln cykli spadek ten jest już niewielki.

Mając powyższe na uwadze, po uzyskaniu bazowej liczby cykli  $N_G = 2 \times 10^7$ , przy naprężeniu  $\sigma = 147$  MPa na próbkach  $Z_{go}$  nr 12 i nr 13 prowadzono dalsze badania aż do uzyskania 100 mln cykli. Po uzyskaniu na tych próbkach  $N = 100$  mln cykli, przeprowadzono badanie przy naprężeniu  $\sigma = 147$  MPa na próbce  $Z_{go}$  nr 14, aby spełnić zalecenia normy PN-76/H-04325 która mówi, że liczba próbek na poziomie obciążenia odpowiadającego wytrzymałości zmęczeniowej powinna być nie mniejsza niż trzy.

Ponieważ na próbkach  $Z_{go}$  nr 12, nr 13 i nr 14 uzyskano bazowe liczby cykli przy naprężeniu  $\sigma = 147$  MPa, pozostałe próbki  $Z_{go}$  (nr 15 i nr 16) przebadano kontrolnie przy naprężeniu  $\sigma = 127$  MPa, tj. na najniższym poziomie naprężenia. Uzyskane wyniki podano w tabl. 4. Porównanie uzyskanych wyników z badań własnych z wynikami zebranych z literatury przedstawiono w tabl. 5.

Ograniczone możliwości korzystania do celów badawczych z jedynej będącej w posiadaniu WSK PZL-Świdnik maszyny zmęczeniowej nie pozwoliły na przeprowadzenie badań przy naprężeniu  $\sigma = 147$  MPa w oparciu o  $N_G = 5 \times 10^8$  cykli (badanie trzech próbek trwałoby ok. 6 miesięcy).

### Wnioski końcowe

- Ze względu na roboczy charakter przeprowadzonych badań, w artykule nie poruszono zagadnień teoretycznych związanych z mechanizmem zmęczeniowego niszczenia materiałów.

- Otrzymane wyniki z badań właściwości zmęczeniowych  $Z_{go}$  wykazują dużą prawidłowość rozkładu wytrzymałości czasowej dla różnych poziomów naprężeń oraz wytrzymałości nieograniczonej przy naprężeniu  $\sigma = 147$  MPa.

- W obliczeniach konstrukcyjnych części wykonywanych z materiału PA33tb wg PN-73/H-93670 można przyjmować  $Z_{go} = 147$  MPa w oparciu o  $N_G = 2 \times 10^7$ .

- Przeprowadzone badania zmęczeniowe potwierdziły, że stop PA33tb produkcji polskiej może stanowić zamiennik radzieckiego stopu AK8T i amerykańskiego stopu 2014T6.

- Ponieważ materiał PA33tb stosowany jest dość szeroko w konstrukcjach lotniczych, wskazane jest przeprowadzenie prób zmęczeniowych  $Z_{go}$  w oparciu o  $N_G = 5 \times 10^8$ , co umożliwi porównanie uzyskanych wyników z wynikami podanymi w literaturze.

- W celu wszechstronnego poznania stopu PA33tb jako tworzywa konstrukcyjnego, oprócz badań zmęczeniowych celowe jest prowadzenie stoiskowych badań zmęczeniowych gotowych części i zespołów z tego materiału.

# Polski silnik pulsacyjny z 1933 r.

Doc. dr inż. TADEUSZ GAJEWSKI

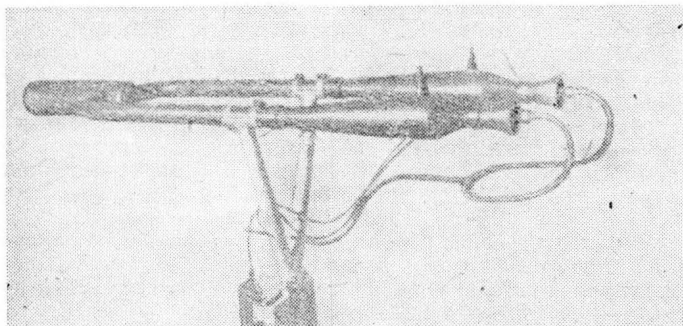
Wyższa Oficerska Szkoła Lotnicza  
Im. J. Krasickiego

Jednym ze śladów prób zbudowania w Polsce przed II wojną światową silnika odrzutowego, o których pisał A. Glass w nr 6/82 TLiA, jest doświadczalny silnik pulsacyjny eksponowany w warszawskim Muzeum Techniki. Fotografiją tego eksponatu przedstawia rys. 1, a opis eksponatu brzmi: „Pierwszy polski silnik odrzutowy — model doświadczalny o działaniu nieciągłym pulsacyjnym. Wykonany w 1932 r. w Warsztacie Doświadczalnym PZInż. Konstruktorami byli Sachs, Oderfeld, Bernadzikiewicz. Próby zakończono w 1933 r., do zbudowania modelu użytkowego nie doszło”. O silniku tym czytamy w relacji inż. Z. Walentowicza pt. „Wspomnienia z pracy w Państwowych Zakładach Inżynierii w latach 1931÷1939” (Warszawa 1979 r.) udostępnionych autorowi przez dyrekcję Muzeum Techniki: „...Do PZInż. zgłaszało się wielu wynalazców i nowatorów, którzy proponowali wykonanie prototypów i przeprowadzenie prób sprawdzających ich przydatność praktyczną. Dla przykładu wymienię niektórych z nich: inż. Józef Sachs, inż. Jan Oderfeld i inż. Władysław Bernadzikiewicz. Inżynierowie ci opracowali konstrukcję silnika „pulsacyjnego” i zbudowali mały prototyp. Próby tego modelu przeprowadzono w roku 1931÷1932 w Ursusie (byłem przy nich). Model dawał siłę ciągu. Po tych próbach zaproponowali zbudowanie modelu wielkości użytkowej dla sprawdzenia jego przydatności w praktyce, ale koszt takiego

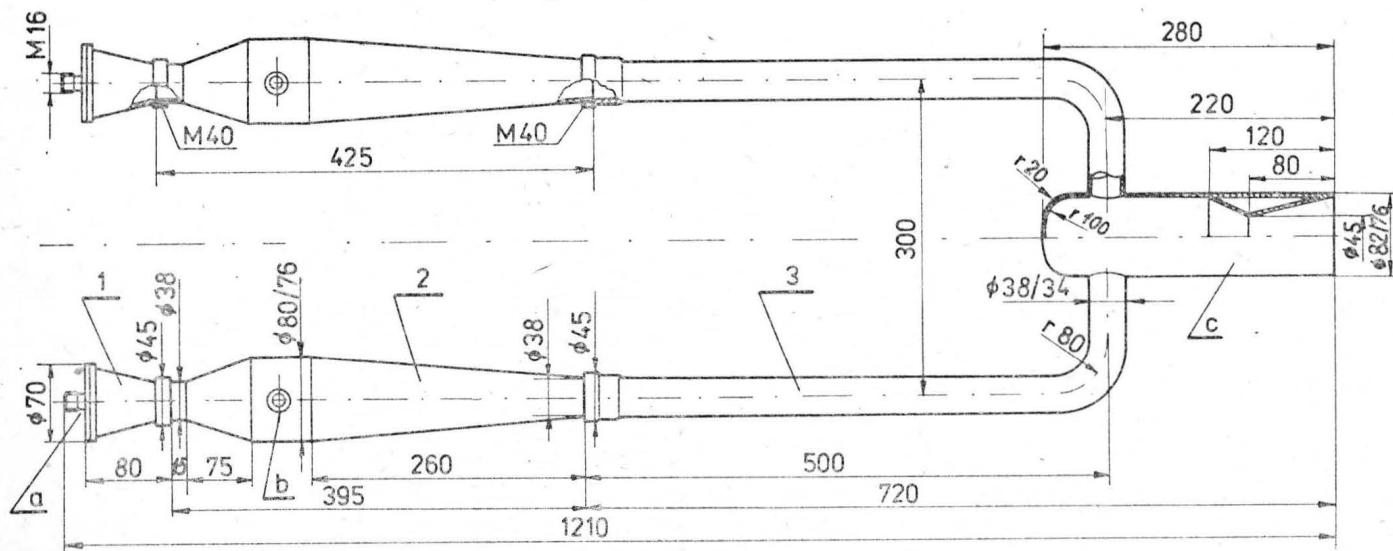
modelu wynosił już kilkadziesiąt tysięcy zł. Zwrócili się do PZInż. o środki na ten cel i możliwość wykonania takiego modelu w Ursusie. Dyrekcja PZInż. zwróciła się do Szefa Zaopatrzenia Aeronautyki o opinię wojsk lotniczych i o dotację na ten cel lub poparcie w sfinansowaniu. Odpowiedź przyszła odmowna, z uzasadnieniem, że tego rodzaju silniki nie mogą mieć zastosowania w lotnictwie. Konstrukcję tego modelu opisano w prasie technicznej, a w niedługim czasie inne państwa zaczęły pracować nad zastosowaniem w lotnictwie silnika odrzutowego, opartego na tej idei...”

Wg relacji otrzymanej przez autora niniejszego artykułu od prof. Oderfelda, model silnika eksponowany w Muzeum Techniki w Warszawie jest „...uzupełnionym bardzo zniszczonego prototypu, który w nieznanych okolicznościach dostał się do rąk profesora Politechniki Warszawskiej Stanisława Wójcickiego i jego staraniem został wyremontowany w WSK-Okecie”. Profesor Oderfeld nadmienia też w tej relacji, że „...Pewną rolę w koncepcji silnika odegrały równocześnie prowadzone prace inżynierów Wiśnińskiego i Bujaka (w fabryce „Parowóz”) nad wykorzystaniem drgań w układzie wylotowym tłokowego silnika spalinowego do doładowania dynamicznego (tzw. system WIBU). Model Bernadzikiewicza działał, ale do jego rozwoju i aplikacji nie doszło”.

Silnik pulsacyjny pokazany jest na rys. 2 i 3. Jest to silnik o oryginalnej konstrukcji polegającej na podwójnym układzie synchronicznie współpracujących silników składowych. Budowa i sposób pracy silnika składowego opiera się na znanej dziś koncepcji silnika pulsacyjnego typu rezonansowego. Głównymi zespołami konstrukcyjnymi silnika są: wlot stożkowy zamknięty przez sześć zaworów zwrotnych równomiernie rozmieszczonych na poboczniczy wewnętrznej stożka wlotowego, komora spalania ze świecą zapłonową i odpowiednio długa rura wylotowa. Spaliny wypływają do otoczenia przez wspólną dla obydwu silników dyszę wylotową. Paliwo jest wtryskiwane w sposób ciągły przez wtryskiwacz zamontowany centralnie we wlocie silnika. Natomiast iskra na elektrodach świecy zapłonowej pojawia się z dobraną częstotliwością zapewniającą oparcie pracy silnika na efekcie rezonansu. W wyniku zapłonu mieszanki paliwowo-powietrznej następował wzrost



Rys. 1. Polski silnik pulsacyjny eksponowany w Muzeum Techniki w Warszawie. Fot. T. Gajewski



Rys. 2. Polski silnik pulsacyjny z 1933 r.: 1 — wlot silnika z wtryskiwaczem (a) i zaworami wlotowymi, 2 — komora spalania ze świecą zapłonową (b), 3 — rury wylotowe, c — wspólna dysza wylotowa. Rekonstrukcja z pomiaru — A. Glass



ciśnienia w komorze spalania. Pod działaniem tego ciśnienia zawory wlotowe zamykały się, a spaliny wypływały przez rurę wylotową do dyszy wylotowej. Długość tej rury musiała być tak dobrana, aby umożliwiła wykorzystanie bezwładności masy wypływającego przez rurę strumienia do obniżenia ciśnienia w komorze spalania silnika. Pod działaniem tak wytworzonego podciśnienia następowało otwarcie zaworów wlotowych, komora spalania napelniała się świeżym ładunkiem mieszanki paliwowo-powietrznej i cykl pracy silnika powtarzał się. Rytmiczność pracy silnika zapewniała zgodność częstotliwości zapłonów i periodycznych wypływów przez rurę wylotową. Za źródło napięcia potrzebnego do pracy świecy zapłonowej służyła w badaniach modelowych cewka Ruhmkorffa, a sygnałem sterującym podawanie napięcia na świecę było ciśnienie w rurze wylotowej. Tak więc cewki indukcyjne, w jakie zaopatrzone eksponowany model silnika pulsacyjnego w Muzeum Techniki, mają jedynie znaczenie poglądowe.

Współpraca silników składowych opierała się na dobranym przesunięciu fazowym cyklu ich pracy. Gdy w silniku pierwszym następował pod ciśnieniem wypływ spalin, to w drugim silniku kończył się proces napełniania świeżym ładunkiem. Dzięki temu fala ciśnieniowa z pierwszego silnika powodowała wstępny wzrost ciśnienia świeżego ładunku w drugim silniku i przez to odpowiednio wyższe ciśnienie spalania mieszanki paliwowo-powietrznej. Naturalnie drugi silnik w kolejnej fazie swego cyklu pracy rewanżował się analogicznie pierwszemu silnikowi. Sprzężenie w taki sposób pracy silników składowych zapewniało ich większą sprawność cieplną, a zatem i większy ciąg każdego silnika składowego niż w przypadku jednego silnika pracującego autonomicznie.

a wydawanego przez Koło Samochodowo-Lotnicze przy Stowarzyszeniu Techników Polskich w Warszawie. Sądę więc, że można przyjąć, iż 1933 r. stał się w ten sposób początkiem nowożytnej historii polskiej techniki odrzutowej. W 1983 r. wypada więc 50-lecie tego wydarzenia. Zatem artykuł A. Glassa pt. „Próby zbudowania silnika turboodrzutowego w Polsce w latach trzydziestych” i niniejszy artykuł niech będą z tej okazji rocznicowej wyrazami pamięci i uznania, jakie należą się przecież pionierom polskiej nowożytnej techniki odrzutowej.

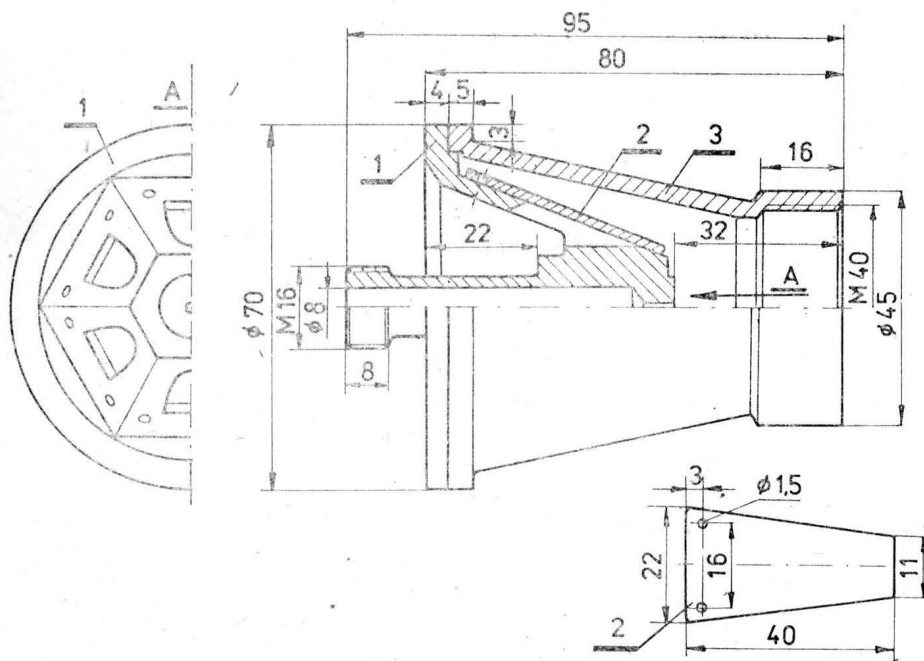
#### OD REDAKCJI

#### Opis techniczny

Silnik wykonany jest ze stali, spawany z rur o grubości ścianki ok. 2 mm. Na osi wlotu zamocowany jest przewód paliwowy. Środkowa część wewnętrznego stożka wlotu stanowi równocześnie wtryskiwacz. Klapkowe zawory z blachy duralowej grubości 1,5 mm osadzone są wahliwie na nitach mosiężnych  $\phi$  ok. 1,2 mm. Świeca M14. W zbiorczej rurze wylotowej dysza Venturiego. Silnik dzieli się na zespoły: wlot, komora spalania i rury wylotowe, montowane za pomocą połączeń gwintowych (M40). Stożek wewnętrzny wlotu mocowany jest do stożka zewnętrznego na wsłok (należy sądzić, że brak jest elementu łączącego kołnierze obu stożków).

#### Dane techniczne

Całkowita długość	1210 mm
Całkowita szerokość zespołu	380 mm



Rys. 3. Wlot z zaworami: 1 — wewnętrzny stożek wlotowy z otworami, 2 — klapkowe zawory osadzone luźno na nitach, 3 — zewnętrzny stożek wlotu. A — widok tyłko na stożek wewnętrzny (1). Rekonstrukcja z pomiaru — A. Glass

Sama koncepcja silnika pulsacyjnego nie była już w latach trzydziestych naszego wieku koncepcją nową. Oryginalność polskiej wersji napędu pulsacyjnego polega na próbie podniesienia sprawności napędu przez wprowadzenie podwójnego układu silnika. Badania napędu pulsacyjnego nie mogły rokować, jak dzisiaj wiemy, dobrych wyników ze względu na organiczne wady tego napędu. Ale silnik pulsacyjny ze swoją prostotą i możliwością pracy w warunkach statycznych stanowił doskonały poligon do badań teoretyczno-doświadczalnych w dziedzinie prób wprowadzenia do lotnictwa napędu odrzutowego. W takim właśnie kierunku szły badania polskich inżynierów pod kierunkiem Bernadzikiewicza i jedynie brak poparcia finansowego dla tych badań doprowadził do ich przerwania.

Polska opinia publiczna została poinformowana o pracach prowadzonych w kraju nad koncepcją silnika odrzutowego w 1933 r. W czerwcu tego roku ukazała się publikacja pt. „Problem lotniczego silnika reakcyjnego” autorstwa inżynierów W. Bernadzikiewicza, J. Oderfelda i J. Sachsa. Zamieszczona ona została w nr 5 czasopisma *Technika Samochodowa*, zajmującego się początkowo zagadnieniami budowy samochodów i także silników lotniczych,

Wysokość bez świecy	86 mm
Wysokość ze świecą	141 mm
Objętość komory spalania wraz z wlotem za zaworami, bez rur wylotowych	1200 cm <sup>3</sup>

#### Wymiary poszczególnych części

Długość wlotu z końcówką do mocowania przewodu paliwa	95 mm
Długość komory spalania	425 mm
Maks. średnica komory spalania	80 mm
Długość rur wylotowych	720 mm
	A.G.

#### LITERATURA

1. W. BERNADZIKIEWICZ, J. ODERFELD, J. SACHS: Problem lotniczego silnika reakcyjnego. *Technika Samochodowa*, nr 5, 1933 r.
2. S. WÓJCICKI: Silniki pulsacyjne, strumieniowe, raketowe. Wyd. MON, 1962 r.
3. Z. WALENTOWICZ: Wspomnienia z pracy w Państwowych Zakładach Inżynierii w latach 1931-1939, Warszawa, 1979 r.
4. T. GAJEWSKI: O historii napędu odrzutowego i jej polskich wątkach: *Biul. WOSL*, nr 1/34, 1980 r.
5. A. GLASS: Próby zbudowania silnika turbodrzutowego w Polsce w latach trzydziestych. *TLiA*, nr 6, 1982 r.

Adres dla korespondencji:

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

Siedziba Redakcji:

Warszawa, ul. Bartycka 20, pok. 81

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

Wydawca

WYDAWNICTWO CZASOPISM I KSIĄZEK TECHNICZNYCH  
SIGMA Przedsiębiorstwo Naczelnej Organizacji Technicznej

SPIS TREŚCI

	Str.
A. Glass: Wczoraj i jutro szybowców dwumiejscowych . . . . .	1
STATYSTYKA LOTNICZA: Produkcja szybowców na świecie; Samoloty pasażerskie w użyciu i w produkcji w 1982 r. . . . .	4
ZE ŚWIATA . . . . .	5
M. Frydrych: Sterowanie kołem przednim samolotu . . . . .	6
W. Stafiej: Rodzaje opracowań konstrukcyjnych w szybownictwie . . . . .	11
KARTOTEKA TLiA: Boeing B-767 — USA . . . . .	15
Colibri MB II — Szwajcaria . . . . .	17
TECHNICZNY SŁOWNIK LOTNICZY: Wodnosamoloty (I) . . . . .	19
A. Kowalski: Zderzenie czołowe . . . . .	20
POLSKIE PATENTY LOTNICZE . . . . .	22
PROTOTYPY: INDAER T-35 Pillan — Chile . . . . .	23
Let Z-3TT — Czechosłowacja . . . . .	23
S. Cypriś: Wybrane elementy technologii stosowanych w modelarstwie odlewniczym . . . . .	24
Z. Lorek: Wytrzymałość zmęczeniowa $Z_{90}$ stopu PA33tb (MAGAZYN TECHNOLOGA PRZEMYSŁU LOTNICZEGO I SILNIKOWEGO) . . . . .	26
T. Gajewski: Polski silnik pulsacyjny z 1933 r. (Z DZIEJÓW POLSKIEJ TECHNIKI LOTNICZEJ) . . . . .	30
NOWOŚCI TECHNICZNE: Zderzenia samolotów z ptakami . . . . .	III okł.
Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP i SITK . . . . .	III okł.

Na okładce: Samoloty: Kania 1, Kania 2, Kania 3 — rys. K. Cieślak

GLASS A.: Wczoraj i jutro szybowców dwumiejscowych. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 6, s. 1

Przedstawiono rozwój szybowców dwumiejscowych, zmiany w ich produkcji w ostatnim trzydziestolecu, najważniejsze szybowce znajdujące się obecnie w produkcji oraz perspektywę rozwoju produkcji w latach osiemdziesiątych. Pokazano przyczyny tendencji do nawrotu do produkcji prostych szybowców szkolnych.

FRYDRYCH M.: Sterowanie kółkiem przednim samolotu. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 6, s. 6

Przedstawiono główne problemy konstrukcyjne układów sterowania przednim kołem. Przykładowo opisano rozwiązania układów sterowania przednim kołem kilku eksploatowanych aktualnie samolotów.

STAFIEJ W.: Rodzaje opracowań konstrukcyjnych w szybownictwie. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 6, s. 11

Artykuł charakteryzuje różne rodzaje opracowań konstrukcyjnych stosowanych w budowie szybowców, porządkuje pojęcia w tej dziedzinie.

KOWALSKI A.: Zderzenie czołowe. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 6, s. 20

Artykuł omawia zależności pomiędzy prędkością samolotu w momencie zderzenia z przeszkodą oraz długością drogi hamowania a maksymalnym przeciążeniem działającym na pilota oraz wielkościami charakteryzującymi skutki urazowe zderzenia.

CUPRYŚ S.: Wybrane elementy technologii stosowanych w modelarstwie odlewniczym. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 6, s. 24

Opisano różne rodzaje materiałów stosowanych do wykonywania modeli odlewniczych.

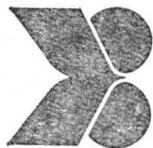
LOREK Z.: Wytrzymałość zmęczeniowa  $Z_{90}$  stopu PA33tb. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 6, s. 26

Opisano przebieg i wyniki badań zmęczeniowych lotniczego stopu aluminiowego PA33tb.

GAJEWSKI T.: Polski silnik pulsacyjny w 1933 r. TLiA, t. XXXVIII, 1983, nr 6, s. 30

Opisano silnik zbudowany przez zespół w składzie: inż. J. Bernadzkiiewicz, inż. J. Oderfeld, inż. J. Sachs.

WYDAWNICTWO



SIGMA

ul. Świętokrzyska 14a  
00-950 Warszawa  
skrytka pocztowa 1004

Redaktor naczelny:

mgr inż. Andrzej Glass

Sekretarz Redakcji:

Emilia Łazarewicz

Redaktorzy działowi:

mgr inż. K. Dąbrowski, dr inż. A. Gołdziński, mgr inż. A. Kardymowicz, mgr inż. W. Kordziński, dr inż. J. Morawski, inż. K. Szumielewicz

Rada programowa:

mgr inż. W. Błaszczak, mgr inż. Z. Głusiński, mgr inż. A. Glass, dr inż. H. Grzegorzczak, mgr inż. J. Grzegorzewski (wiceprzew.), mgr inż. F. Gwiżdż, dr inż. B. Jancelewicz, mgr inż. E. Kotodziński, 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. Miłkuszka, mgr inż. A. Misiorek, mgr inż. Z. Olszański, mgr inż. E. Pujso, mgr inż. Z. Stankiewicz, mgr inż. S. Trębacz, inż. R. Woliński, mgr inż. M. Zawadzki

Zakłady Graficzne „Tamka”. Zakł. nr 1. W-wa. Zam. 0341-1300-83. Nakład 6150 egz.

Papier druk. sat. IV kl. 70 g. M-106.

Cena pojedynczego egz. zł 60.—

Prenumerata roczna zł 720.—

INDEKS 37909

cd. na s. 14

## Zderzenia samolotów z ptakami

Przy dużej prędkości lotu ptak średniej wielkości uderza w samolot jak pocisk. W ZSRR notuje się rocznie do 1500 zderzeń samolotów AEROFLOTU z ptakami. Aby zmniejszyć liczbę zderzeń samolotów z ptakami, w ZSRR dużą wagę przykładają się do badań ornitologicznych mających na celu wyjaśnienie, jakie ptaki, gdzie i kiedy zderzają się z samolotami. Lotniczo-ornitologiczne badania rozpoczęto w ZSRR w 1966 r. Przebadało ponad 60 portów lotniczych w rejonie nadbałtyckim, na Ukrainie, Kaukazie i w Azji Środkowej.

Stwierdzono, że 3/4 przypadków zderzeń samolotów z ptakami miało miejsce na lotniskach lub w rejonie lotnisk na małej wysokości w warunkach intensywnego ruchu lotniczego. Ofiarami zderzeń padają w większości młode ptaki migrujące wzdłuż tras lotniczych, które po raz pierwszy z bliska widzą samolot i nie potrafią na czas usunąć się od zbliżającego się samolotu. Prawdopodobieństwo zderzeń wzrasta w warunkach złej widoczności, np. przy zachmurzeniu, o zmroku, w nocy.

W wyniku przeprowadzonych badań na lotnisku w Tallinie zastosowano i od wielu lat z powodzeniem wykorzystuje się stacjonarne urządzenia akustyczne do odstraszenia ptaków, składające się z 10 silnych głośników, rozmieszczonych wzdłuż pasa startowego, emitujących zarejestrowane na taśmie magnetofonowej krzyki przestraszenia wydawane przez mewy. Sposób ten okazał się skuteczny w odniesieniu do ptaków, które pojawiły się po raz pierwszy na lotnisku, a które stanowią największe niebezpieczeństwo dla samolotów. Również dobre wyniki uzyskano przy zastosowaniu przenośnego urządzenia akustycznego zamontowanego na samochodzie.

Aby nie zwabiać ptaków, stwarzane są wokół lotniska odpowiednie warunki, uniemożliwiające żerowanie i gnieźdzenie się ptaków. Służą temu likwidacja odpadów żywnościowych z restauracji i stołówek oraz wysoka, gęsta trawa na polu lotniskowym, utrudniająca żerowanie ptakom odżywiającym się owadami oraz uniemożliwiająca odpoczynek mewom, które w tym celu wybierają miejsca bardziej odkryte (niekiedy nawet pasy startowe). Usunięto również te rodzaje traw, które stanowią pokarm innych gatunków ptaków, takich jak pliszki, kaczki itp., co w znacznym stopniu zmniejszyło ich ilości.

Ok. 1/4 przypadków zderzeń samolotów z ptakami (najgroźniejszych) zdarza się poza granicami lotnisk.

Jedynym dotychczas środkiem zabezpieczającym samoloty przed zderzeniami z ptakami jest obserwacja za pomocą lotniskowych radiolokatorów masowych przelotów ptaków

przez trasy lotnicze, w dzień i w nocy, zarówno na dużych wysokościach jak i w dużym oddaleniu od lotnisk. W przypadku pojawienia się dużej ilości ptaków na trasie przelotu samolotów, wydawane są polecenia dotyczące omijania stref niebezpiecznych, zmian rozkładu lotów itp. Np. strefa masowych przelotów wiosennych kaczek morskich na zachodnim wybrzeżu Estonii osiąga wymiary: 15÷20 km szerokości, 90 km długości, 2,5 km wysokości.

Obserwacja za pomocą radiolokatorów i wizualna z uwzględnieniem warunków pogodowych i krajobrazowych pozwalają z dużą dokładnością przewidywać strefy niebezpieczne dla przelotu samolotów. W ZSRR po raz pierwszy takie obserwacje wykonano w Turkmenii, gdzie stwierdzono, że duże stada pelikanów przelatują znaczne odległości nad pustynią na wysokości 2,5÷3 km, przy czym przeloty te są niewidoczne z ziemi. W Estonii zaobserwowano przeloty kaczek morskich na liniach dużym, gęstymi stadami w nocy w wysokości do 4,5 km w odległości ok. 100 km od morza. Na Litwie za pomocą radiolokatorów zaobserwowano trasy przelotu ptaków. Stwierdzono, że wizualnie można określić tylko 1/10 część przelotu ptaków oraz wykryto zależności masowych przelotów ptaków od niektórych czynników meteorologicznych. W Mołdawii odkryto niektóre szczegóły nocnych przelotów żurawi. Dane te pozwalają przewidzieć sytuację ornitologiczną na trasach przelotu samolotów.

Informacje o masowych przelotach ptaków zaobserwowane za pomocą radiolokatorów lub wizualnie przekazywane są do portów lotniczych, leżących na trasach przelotu w celu ostrzeżenia pilotów i służb lotniskowych.

Prowadzone były próby zastosowania światła w celu odstraszenia ptaków od lecącego samolotu. Wydawało się, że włączenie reflektorów zarówno w dzień, jak i w nocy podczas startu i lądowania samolotów zmniejsza liczbę zderzeń samolotów z ptakami. Okazało się jednak, że w czasie ciemnych nocy światło oślepiło ptaki, co zwiększało prawdopodobieństwo ich zderzeń z samolotami, w związku z czym zalecono, aby w nocy światła te włączać na możliwie małej wysokości.

Do odstraszenia ptaków wypróbowano również promienie lasera. Promień ten, podobnie jak światło słoneczne, dostając się do oka ptaka, wywołuje nieprzyjemne uczucie pozwalające na odstraszenie ptaków na odległości 600÷800 m. Być może badania te zostaną uwieńczone sukcesem.

Największe prace jednak prowadzone są w zakresie automatycznej obserwacji i określania przelotów ptaków za pomocą radiolokacji.

Na podstawie art. z *Wozdusznyj Transport* (25.08.1982 r.) oprac. mgr inż. Kazimierz Gilewski

## Z DZIAŁALNOŚCI SEKCJI LOTNICZYCH SIMP I SITK

### Władze Federacji NOT

W skład władz NOT wchodzi kol. kol.: J. Szosland — przew. Rady Głównej NOT, B. Kurant i Z. Smoręda — wiceprzewodniczący, A. Kopec — prezes NOT, J. Kaczmarek, Z. Hyla i A. Mauer — wiceprezisi NOT, K. Wawrzyniak — sekretarz generalny NOT oraz K. Morawski — przewodniczący Komisji Rewizyjnej.

### Zmiany we władzach SIMP

W związku z wyborem kol. mgr inż. Kazimierza Wawrzyniaka na stanowisko sekretarza generalnego NOT, Prezydium ZG SIMP powierzyło obowiązki i uprawnienia sekretarza generalnego SIMP kol. kol.: Kazimierzowi Lasiewickiemu i Wojciechowi Podwapińskiemu. Kol. K. Wawrzyniak nadal sprawuje nadzór nad działalnością agend SIMP oraz nad sprawami kadrowymi.

### Założenia dotyczące Walnego Zjazdu SIMP

XXV Walny Zjazd Delegatów SIMP odbędzie się 6÷8 maja 1984 r. w Bielsku-Białej. Wg ustalonego terminarza walne zgromadzenia sprawozdawczo-wyborcze kół

SIMP zaplanowane są na okres 15.III÷15.XII.1983 r., zaś zebrania sprawozdawczo-wyborcze Sekcji odbędą się w terminie 1.IV.1983 r. ÷ 31.I.1984 r.

### Działania w sprawie wynagrodzeń

Problematyka płac inżynierów i techników była przedmiotem spotkania przedstawicieli Komisji Rzecznicstwa ZG SIMP oraz członków SIMP — dyrektorów wybranych zakładów produkcyjnych z dyrektorem Departamentu Plac Sfery Produkcyjnej w Ministerstwie Pracy, Plac i Spraw Społecznych J. Pawłowskim. Podczas spotkania zaprezentowane zostało stanowisko Stowarzyszenia wobec projektu ustawy o nowych zasadach wynagradzania pracowników sfery produkcyjnej w zreformowanych przedsiębiorstwach. Stwierdzono, że w omawianym systemie brak jest mechanizmów zapewniających środowisku inżynieryjno-technicznemu wyrównanie, a następnie osiągnięcie projektowanych relacji średnich płac w stosunku do stanowisk robotniczych.

### Specjalizacja zawodowa

Zagadnieniami specjalizacji zajmuje się Federacja Stowarzyszeń Naukowo-Technicz-

nych przy wydatnym wsparciu zespołu SIMP-owskiego, kierowanego przez kol. Z. Pawłowskiego. Efektem tych działań jest przygotowanie projektu uchwały Rady Ministrów w sprawie specjalizacji zawodowej, w którym przewiduje się nadawanie tytułów specjalizacyjnych przez poszczególne Stowarzyszenia.

### Nowa agenda SIMP

Prezydium ZG SIMP powołało z dniem 1 grudnia 1982 r. agendę Stowarzyszenia pn. Zespół Ośrodków Kwalifikacji Jakości Wyrobów z siedzibą w Katowicach, a stanowisko dyrektora powierzyło kol. A. Fostiakowi.

### Zespół Ośrodków Rzeczoznawstwa i Postępu Technicznego

Minister Handlu Zagranicznego udzielił agencji ZORPOT SIMP zezwolenia na samodzielne prowadzenie działalności eksportowo-importowej. Z dniem 1 grudnia 1982 r. dyrektorem agencji został kol. S. Zbiński.

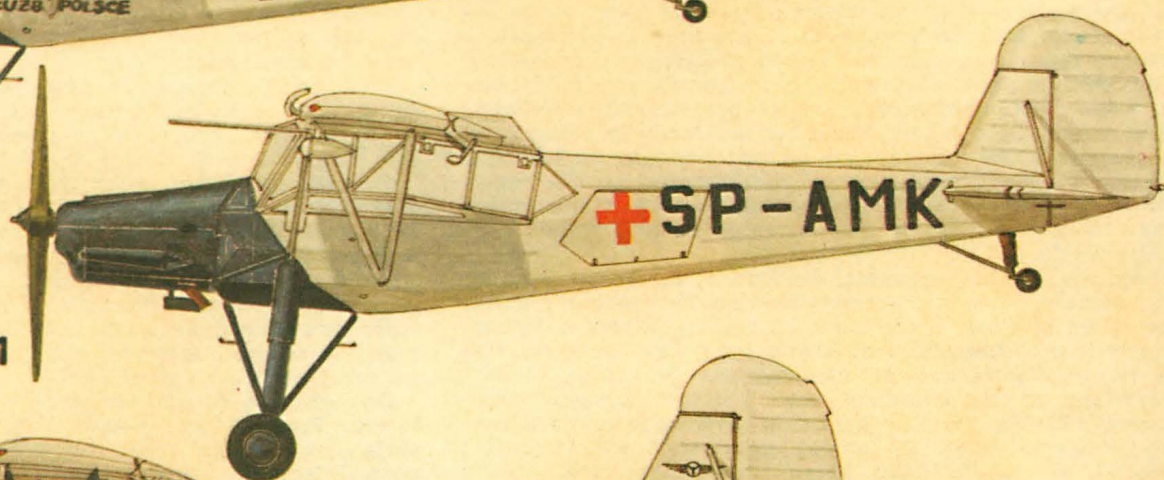
Prezydium ZG SIMP powołało Biuro Handlu Zagranicznego ZORPOT SIMP w Katowicach, gdzie funkcję zastępcy dyrektora ds. eksportu objął kol. J. Myszkowski.



# SAMOLOTY BOCIAN /STORCH/



Fi-156D



Fi-156D-1



Fi-156C-1



Fi-156C-1



Fi-156C-2