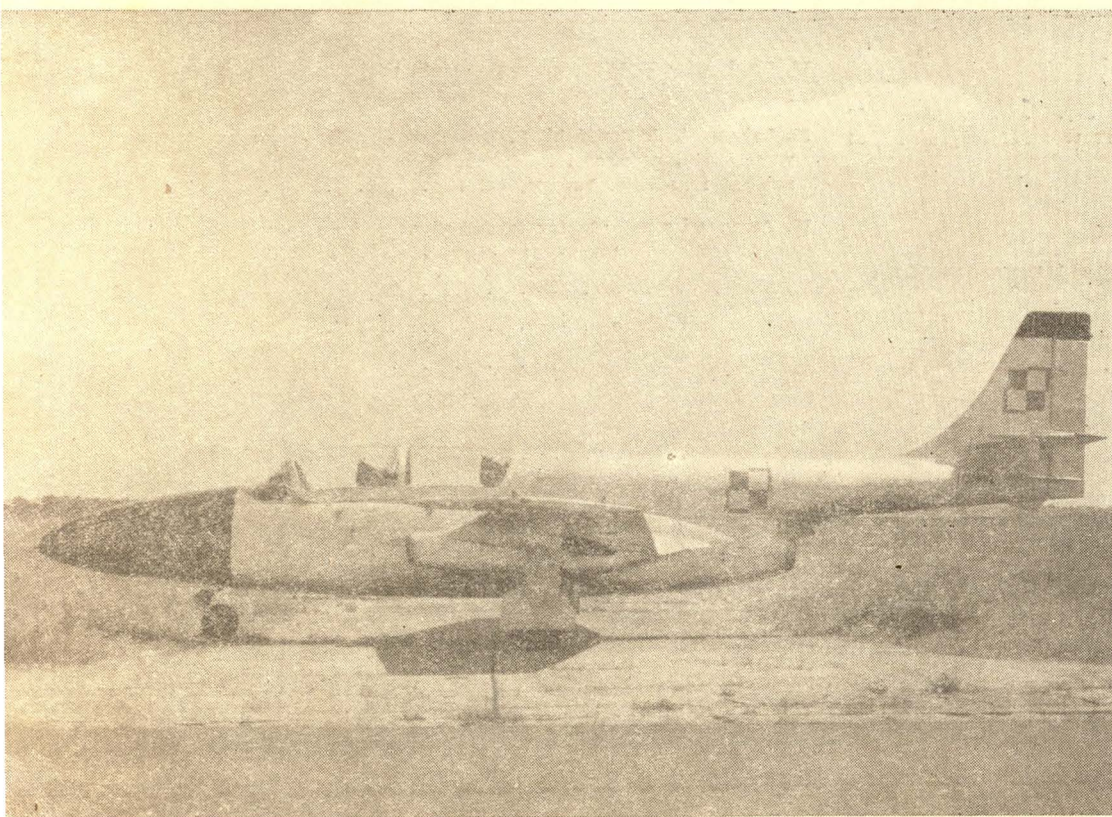


TECHNIKA LOTNICZA



3

1965

WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

Podział i systematyka konstrukcyjnych tworzyw sztucznych

Zebrał i opracował inż. Eugeniusz Koźluk

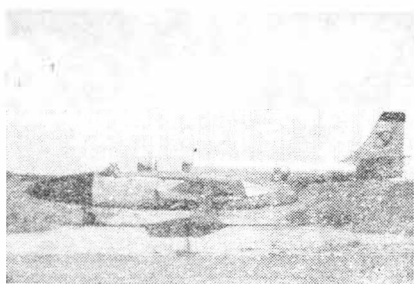
Tabela 2

dok. z nr 2/65

Grupa	T y p		Nazwa handlowa	Technika formowania	Zastosowanie
	Symbol typu	Skład tloczywa (rodzaj żywicy i napełniacza)			
Aminoplasty	U + C	Mieszanka żywicy mocznikowej i napełniacza — włókno celulozowe. Postacią handlową jest proszek w kolorach pastelowych.	Polamin KC-2	w formach metalowych z kwasoodpornej stali temp. 140 °C pod ciśnieniem	Stosowany jest do produkcji galanterii technicznej np. ręczki, uchwyty, pokrętła. Wytrzymałość na zginanie 800 kG/cm ² .
	MU + C	Mieszanka żywicy melaminowo-mocznikowo-formaldehydowej z napełniaczami celulozą bieloną.	Polomel M	w formach metalowych z kwasoodpornej stali temp. 190 °C pod ciśnieniem	Kształtki elektrotechniczne oraz przedmioty codziennego użytku.
	M + Sw	Mieszanka żywicy melaminowo-formaldehydowej z napełniaczem — włókno szklane.	Polomel S	—, —	Kształtki techniczne o wysokich własnościach mechanicznych dielektrycznych i termicznych, produkcja silników elektrycznych wyrobów pracujących w warunkach tropikalnych.
	M + Ad	Tłoczywo melaminowo-azbestowe jest mieszaniną żywicy melaminowo-formaldehydowej z napełniaczem azbestowym.	Polomel Me A-3	—, —	Stosuje się do prasowania kształtek elektrotechnicznych, od których wymaga się odporności na prądy pełzające i podwyższoną temperaturą.
	M + BS	Mieszanka żywicy melaminowo-formaldehydowej z napełniaczem — skrawki bawełny.	Polomel MeSK	—, —	Stosuje się do prasowania kształtek elektrotechnicznych, od których wymagana jest odporność na prądy pełzające i czynniki atmosferyczne. Wytrzymałość na zginanie ~550 kG/cm ² .
				Wnilam	prasowanie
			Pianizol	formowanie	Pianizol o ciężarze właściwym 0,006—0,012 G/cm ³ , stosowany jest jako materiał izolacyjny dźwiękochłonny.

TREŚĆ ZESZYTU

R. Sznee — Samolot TS 11 „Iskra” 57
S. Szczeciński — Rozruch lotniczych silników turbinowych 64



NASZA OKŁADKA

Samolot TS 11 „ISKRA”
(fot. A. Gross)

W. Ząbkowicz — Niektóre zagadnienia projektowania układów pomiarowych do prób samolotów w locie, cz. I 67
M. Łękowski, J. Perliński, I. Woźnicki — Ciśnieniowy pomiar wysokości i prędkości lotu samolotu w obszarze przedźwiękowym i nadźwiękowym, cz. I 74
W. Amanowicz — Kolektor szcztkowy ZM-4 do tensometrycznych pomiarów turbin gazowych 80
Kronika 82
Nowości techniczne 83
Na półkach księgarskich 84
Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej” — E. Koźluk: Podział i systematyka konstrukcyjnych tworzyw sztucznych, cz. II okł.

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich
Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berżynska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działów, Dorota Pietrzykowska — redaktor techniczny

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 26-74-61.
Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 26-74-61.
Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł Prenumerata roczna 144.— zł Półroczna 72.— zł
PKO Warszawa, konto 1-9-121697 WCT. Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.



Mgr inż. ROMAN SZNEE

Samolot TS 11 „Iskra”

We wrześniu ub.r. zostały pobite przez polski samolot szkolno-treningowy, odrzutowy TS 11 „Iskra” trzy światowe rekordy prędkości (w klasie C-1-d samoloty odrzutowe o ciężarze 1750 do 3000 kG), a mianowicie:

1. W obwodzie zamkniętym 113 kilometrów pilot doświadczalny inż. Abłamowicz osiągnął prędkość $715 \cdot 7$ km/godz.

Poprzedni rekord należał do pilotki radzieckiej Popowicz, która na samolocie odrzutowym szkolno-treningowym konstrukcji czechosłowackiej L-29 osiągnęła prędkość 600 km/godz.

2. W obwodzie zamkniętym 500 kilometrów pilot doświadczalny inż. Natkaniec osiągnął prędkość $730 \cdot 7$ km/godz.

3. Na bazie pomiarowej 18,426 km pilot doświadczalny inż. Natkaniec osiągnął prędkość $839 \cdot 7$ km/godz.

Poprzedni rekord należał do Związku Radzieckiego, wynosił $767 \cdot 3$ km/godz. i był ustanowiony na samolocie odrzutowym, szkolno-treningowym „Jak” 30.

Te osiągnięcia w skali światowej jeszcze raz dobitnie wykazały wysoką jakość polskich samolotów, szczególnie szkolno-treningowych. Przedstawiciel tej rodziny, samolot łokowy TS 8 „Bies” jest również zdobywcą trzech rekordów światowych.

Samolot odrzutowy coraz bardziej wypiera samoloty z silnikami tłokowymi, coraz więcej też trzeba pilotów na samoloty odrzutowe. Stąd rodzi się myśl, aby tych pilotów szkolić od razu na samolocie z silnikiem odrzutowym, unikając stopnia pośredniego — samolotów tłokowych. Pozwala to znacznie skrócić czas szkolenia i wyrobić u pilota od początku odruchy właściwe dla sterowania samolotem odrzutowym, szczególnie w przypadku, gdy samolot szkolno-treningowy ma wyposażenie zgodne co do rodzaju i rozmieszczenia w kabinie z samolotem docelowym. Tak więc dążność do obniżenia kosztów szkolenia leży u podstaw koncepcji szkolnych samolotów odrzutowych.

Z podanych wyżej warunków wynikają wymagania stawiane samolotom szkolno-treningowym:

— musi być ekonomiczny, a zatem — tani w produkcji, tani w obsłudze, mieć długi resurs, zużywać mało paliwa;

— musi mieć prawidłowe własności lotne, być łatwy w pilotowaniu, mieć niezbyt dużą prędkość lądowania;

— musi posiadać własności lotne zbliżone do własności samolotu użytkowego, docelowego, a więc dużą prędkość lotu poziomego, dużą prędkość wznoszenia, strome podejście do lądowania oraz możliwość wykonywania akrobacji;

— musi mieć wyposażenie takie, jak samolot użytkowy i w takim samym układzie.

Podane wyżej wymagania są sprzeczne ze sobą, a znalezienie kompromisowego rozwiązania nie jest łatwe, czego dowodem jest mała ilość udanych samolotów szkolno-treningowych.

W 1957 roku przed zespołem kierowanym przez doc. Tadeusza Sołtyka postawiono zadanie skonstruowania odrzutowego samolotu szkolno-treningowego.

Postawione zadanie było tym trudniejsze, że był to pierwszy samolot odrzutowy konstruowany w Polsce, że zespół nie miał w tym zakresie żadnego doświadczenia, że brak było tunelu aerodynamicznego dużych prędkości, gdzie można by było przeprowadzić potrzebne badania. W takiej

sytuacji o wyniku podjętych prac decydowały inteligencja i intuicja konstruktorska poparta głęboką wiedzą.

Przeprowadzona analiza wszystkich podanych wyżej wymagań doprowadziła do powstania następującej koncepcji rozwiązania:

— ciąg silnika określono na 1000 kG, ale przejściowo zastosowano silnik o 800 kG ciągu, którego produkcja w późniejszym terminie była możliwa,

— umieszczenie silnika pod kadłubem w celu ułatwienia obsługi i umożliwienie przeróbki na silnik o większej mocy,

— wyposażenie pogrupować według rodzaju i zlokalizować je odrębnie, zapewniając łatwy i niekolidujący dostęp do obsługi oraz łatwą przeróbkę na zmodernizowane wyposażenie,

— zapewnić możliwość wymiany wyposażenia w zależności od zakresu przeprowadzanego bieżącego szkolenia,

— ciężar samolotu rzędu 3000—3400 kG,

— prędkość lądowania około 150 km/godz.,

— prędkość maksymalna $Ma = 0,8$ i $V = 800$ km/godz.

Dalsza analiza poszczególnych parametrów przebiegała następująco:

dla uzyskania lepszych własności przy małych prędkościach lotu zdecydowano się na skrzydło proste, co ze względu na odsunięcie krytycznej wielkości Ma pociągnęło za sobą zmniejszenie grubości profilu. Zdecydowano się wykonać skrzydło o grubości 9% licząc, że przy $C_z = 0,2$, na którym odbywa się lot z prędkością maksymalną, prędkość krytyczna leży około $Ma = 0,8$. Późniejsze badania potwierdziły słuszność tego założenia, a próby w locie dawały prędkość $Ma = 0,9$ bez zauważalnych anomalii.

W celu uzyskania jak najmniejszej prędkości minimalnej zdecydowano się zastosować kłapy dwuszczelinowe.

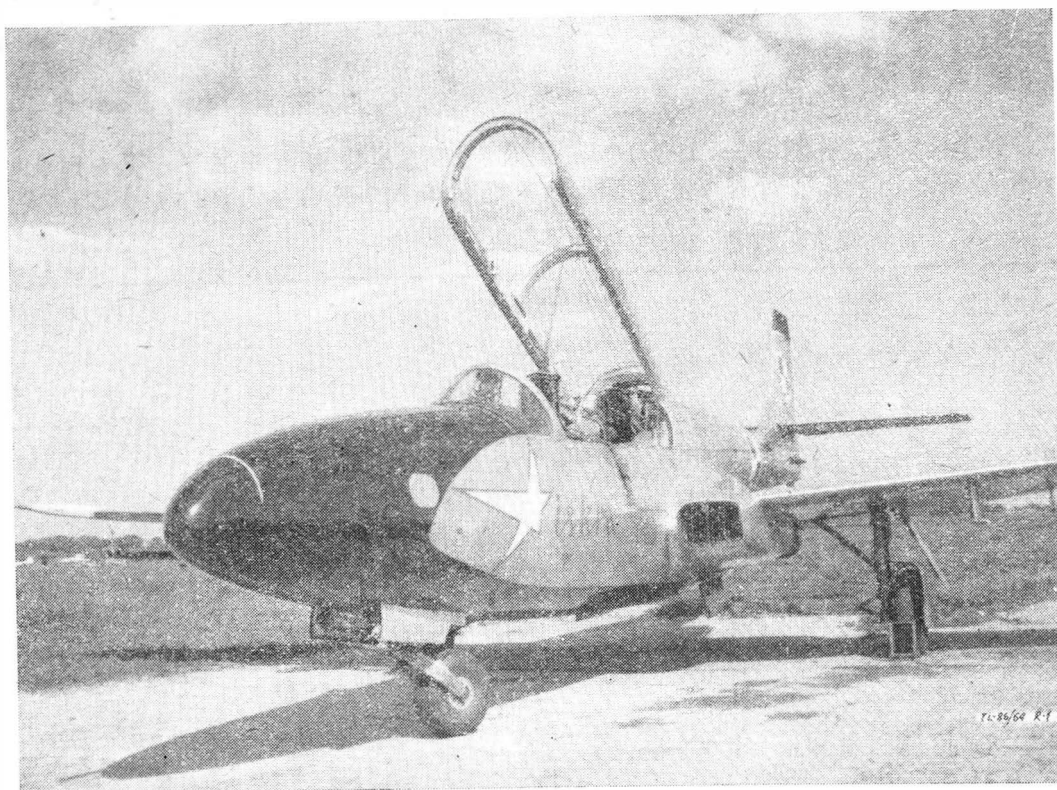
Zagadnienie usterzenia poziomego nasunęło wiele problemów, a między innymi — jak zabezpieczyć skuteczność usterzenia przy lotach z dużą prędkością i przy dużych kątach natarcia. Wystąpienie zjawiska kryzysu falowego na usterzeniu jest bardzo niebezpieczne, a możliwość jego powstania jest większa ze względu na występujące zwykle w locie szybkim załamania profilu. Zdecydowano się usterzenie wykonać o grubości 6%, w celu zmniejszenia niebezpieczeństwa kryzysu. W tym samym celu nosek steru wysokości opracowano tak, aby przy niewielkich wychyleniach uzyskać łagodne przejście krzywizny.

Jako awaryjne zabezpieczenie skuteczności usterzenia na prototypach zastosowano szybkie przestawianie statecznika poziomego dwoma silnymi elektrycznymi wciągnikami.

Dla zapewnienia skuteczności usterzenia przy locie na dużych kątach natarcia umieszczono je na stateczniku poziomym poza zasięgiem cienia skrzydła.

Jak wykazały późniejsze badania w locie, usterzenie poziome jest bardzo skuteczne w zbadanym zakresie do $Ma = 0,9$. W związku z tym, zamieniono dwa wciągniki małym wciągnikiem, a przestawianie statecznika wykorzystuje się do wyważania samolotu w locie (zamiast trymera). Należy przy tym zaznaczyć, że przy wpuszczaniu kłap nie ma potrzeby wyważania samolotu.

Żeby uzyskać dużą prędkość przy małym ciągu silnika, zmniejszono do minimum powierzchnię czołową kadłuba. Powierzchnia ta określona została miejscem zajęтым przez



Rys. 1. Widok 3/4 „Iskry”
(fot. J. Sitkowski)

pilota. W konsekwencji wynikło z tego szeregowo umieszczenie: instruktor za uczniem, za instruktorem — zbiornik paliwa, za zbiornikiem — silnik.

Decyzja umieszczenia silnika poza strukturą pracującą ograniczyła wymiary tylnej części kadłuba, która wykonana została w kształcie eliptycznego stożka z integralnym statecznikiem pionowym.

Ze względu na opory zwrócono uwagę na opływowy kształt kadłuba. Za bryłę wyjściową przyjęto elipsoidę, a potrzebne kształty przekrojów dobierano zmieniając wykładniki elips. Eliptyczny stożek części tylnej przenika się z elipsoidą swą dolną częścią, a podstawę jego stanowi wiatrochron.

Wszystkie przekroje kadłuba były wyznaczane analitycznie.

Matematyczne ujęcie kształtu kadłuba pozwoliło uniknąć błędów wynikających z rozrysowywania oraz prac traserskich i dało możliwość wyznaczania współrzędnych obrysu z dowolną dokładnością

W rozwiązaniach konstrukcyjnych przyjęto zasadę „w głąb od obrysu”, wymagając wykonania obrysu zewnętrznego z dokładnością 0,5 mm.

Obniżenie kosztów wytwarzania starano się uzyskać na drodze prostoty rozwiązań konstrukcyjnych oraz zwiększenia frontu robót. To doprowadziło do konstruowania zespołami, złożenie których w całość daje kompletny samolot.

W wyniku intensywnych prac zespołu konstruktorskiego, technologów i warsztatowców w lutym 1960 roku został oblatany prototyp, czyli narodził się pierwszy polski odrzutowiec TS 11 „Iskra” o podanych niżej kształtach i osiąгах.

Fakt, że samolot ten został stworzony w przeciągu dwóch lat, jest sukcesem w skali nie tylko krajowej i dobrze świadczy o potencjale polskiego lotnictwa.

Dane techniczne

Rozpiętość	10 m
Długość	11 m
Wysokość	3,30 m
Współczynnik przeciążenia	$\begin{cases} +7 \\ -4 \end{cases}$
Ciężar maks. w locie	3400 kG
Prędkość maksymalna	800 km/godz.
Pułap	12 000 m

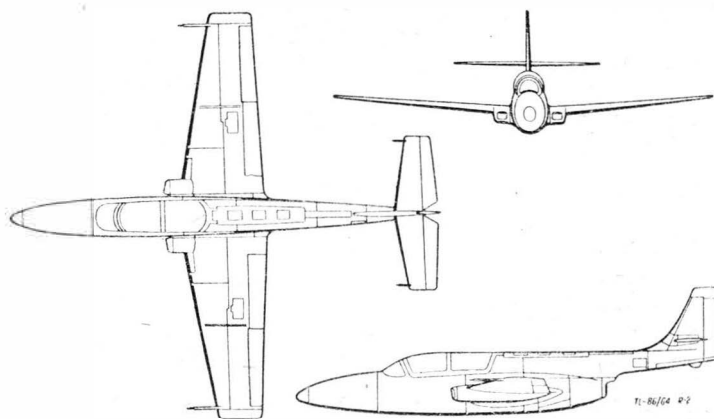
Opis konstrukcji

Skrzydło łączy się z kadłubem za pomocą czterech sworzni rozprężnych. Okucia dźwigarów skrzydłowych są stalowe, przechodzące w pasy. Pasy stalowe dźwigara głównego

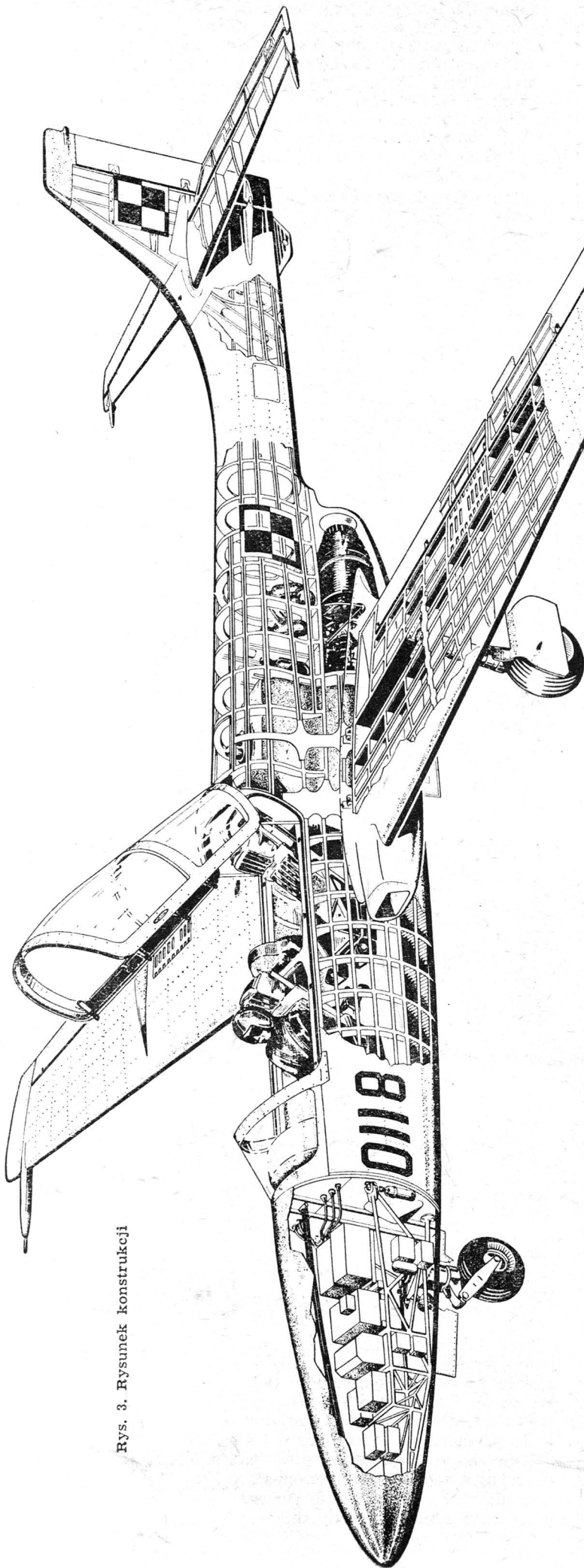
sięgają do połowy rozpiętości. Dźwigar przedni, wykonany jako bezściankowy (z rozpórkami), rozprowadza siły na pokrycie na długości komory podwozia. Ścianka tylnego dźwigara stanowi zamknięcie kesonu. Keson, wykonany z grubych blach duralowych, stanowi strukturę pracującą skrzydła. Blachy są usztywnione prasowanymi podłużniczkami omegowego kształtu. Prawie na całej długości skrzydła keson stanowi integralny zbiornik paliwa. Uszczelnienie zbiornika uzyskuje się przez pokrywanie uszczelniaczem części przed nitowaniem oraz przez uszczelnienie zbiornika od wewnątrz. Dla umożliwienia wykonania uszczelnienia i kontroli oraz poprawek w czasie eksploatacji przewidziano okrągłe, pracujące wzierniki na dolnej powierzchni skrzydła w każdym przelocie między żebrami.

Przy nasadzie skrzydła przed tylnym dźwigarem, w kesonie znajduje się wycięcie na pomieszczenie goleni podwozia wraz z wciągnikiem i zamkami. Między ścianką dźwigara i ścianką zamykającą keson znajduje się okucie, na którym mocuje się podwozie.

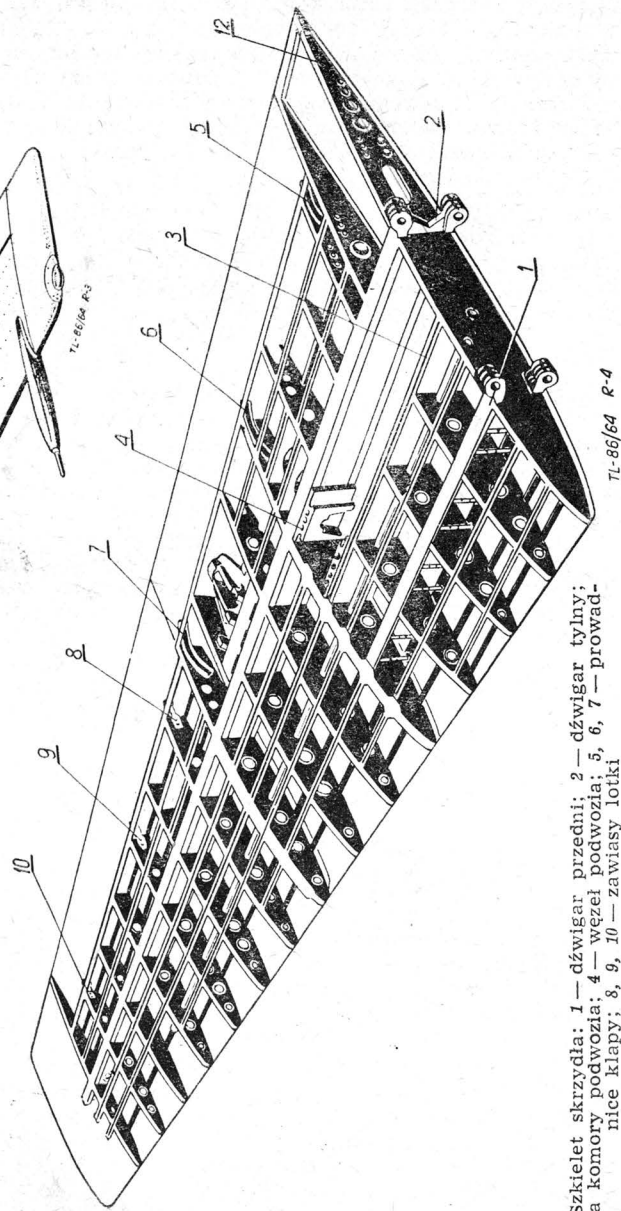
Poza tylnym dźwigarem skrzydła umieszczono wszystkie napędy i urządzenia wymagające dostępu do ich obsługi, co uniemożliwia zapręgnięcie tej części skrzydła do pracy. Znajdują się tu łukowe prowadnice klap oraz konsole lotek. Dwuszczelinowe kłapy odsuwając się do tyłu mogą ustawiać się w dwu położeniach: 15° — do startu i 30° — do lądowania. Lotka bezszczelinowa wyważona statycznie i dynamicznie ma tylną krawędź tępo zakończoną. W połowie rozpiętości skrzydła jest hamulec aerodynamiczny typu płotkowego. Dla zapobiegnięcia przenoszeniu się zaburzeń od hamulców i kłap na lotki, na obu powierzchniach skrzydła



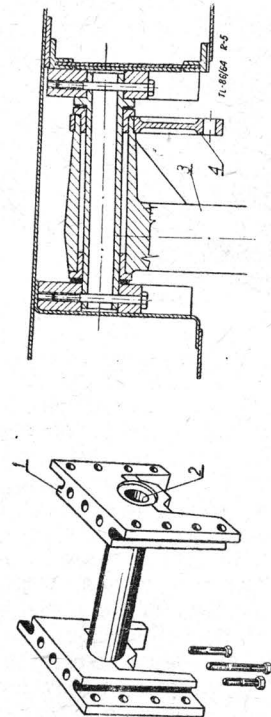
Rys. 2. Samolot w trzech rzutach



Rys. 3. Rysunek konstrukcji



Rys. 4. Szkielet skrzydła: 1 — dźwigar przedni; 2 — dźwigar tylny; 3 — ściana komory podwozia; 4 — węzeł podwozia; 5, 6, 7 — prowadnice klapy; 8, 9, 10 — zawiasy lotki



Rys. 5. Mocowanie podwozia głównego na skrzydle: 1 — płyty mocowania podwozia do skrzydła; 2 — oś obrotu podwozia; 3 — goleń podwozia; 4 — dźwignia składania podwozia

znajdują się grzebienie kierujące przepływem. W dolnym grzebieniu, w tylnej części wykonanej z dielektryku mieści się antena wysokościomierza. Na końcu kesonu zamocowany jest wysięgnik z ciężarem przeciwwłatwowym. Na końcu wysięgnika lewego skrzydła znajduje się nadajnik przedkościomierza. Zakończenie skrzydła stanowi owiewek, na którym zamocowane są światła pozycyjne.

Zgodnie z przyjętymi założeniami w dążeniu do obniżenia kosztów wytwarzania, skrzydło zostało podzielone na kilka zespołów. Powłoka górna i dolna oraz ścianka tylna (dźwigara) tworzą keson. Do kesonu dołącza się górna tylna i dolna tylna część skrzydła. Podana kolejność łączenia ze sobą zespołów zapewnia względnie dobry dostęp do nitowania, co przy skrzydle o tak małej wysokości żeber ma decydujące znaczenie.

Goleń zamocowanego na skrzydle podwozia stanowi amortyzator oleopneumatyczny, wolnonośny. Górna część amortyzatora zakończona jest tuleją i nałożona na oś. Oś stanowi część okucia podwoziowego w skrzydle. Zastrzał w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny symetrii samolotu przy wypuszczonym podwoziu przechodzi poza martwy punkt. Stanowi to zabezpieczenie przed złożeniem się podwozia w przypadku niezadziałania zamku w wciągniku. Koła niskiego ciśnienia, dostosowane do lądowania na lotniskach trawiastych, zaopatrzone są w hamulce jednotarczowe z klockami ze spieków ceramicznych, dociskanymi hydraulicznie. W stanie złożonym goleń podwozia chowa się w wykroju skrzydła, a koło przylega do dolnej powierzchni skrzydła, chowając się za kanałem wlotowym w obrysie owiewka, stanowiącego przedłużenie wlotu.

Kadłub właściwy składa się z części kabinowej mieszczącej załogę, części środkowej i części tylnej. Część kabinowa stanowi wannę o eliptycznym przekroju, obramowaną silnymi burtami. W połowie długości kabiny burty są spięte poprzeczką zapobiegającą ich rozejściu się pod wpływem nadciśnienia 0,3 atn w lotach na dużej wysokości. Na dnie wanny wzdłuż kabiny biegną dwie ścianki, które tworzą postawę dla mocowania prowadnic foteli katapultowych, układu sterowania oraz podłóg. W przypadku lądowania przymusowego samolot ląduje „na brzuchu”, a ścianki stanowią elementy przyjmujące obciążenie tak, że uszkodzeniu ulegają tylko dolne blachy kadłuba.

raniem się. Przez bęben przechodzą kadłubowe części dźwigarów. Przedni przechodzi przy wrzędzie hermetycznej. Jest to prosta belka stalowa z okuciami, frezowana z jednego odcinka materiału. Dźwigar tylny przebiega w połowie długości bębna i aby nie przebić kanału powietrznego — przekracza go łukiem. Dla opanowania niestateczności skrętnej dźwigar ten wykonano jako rurę składającą się z dwóch belek dwuteowych, skręconych śrubami. Siły poprzeczne z dźwigarów przenoszą się na obejmujące je podwójne wręgi za pomocą śrub.

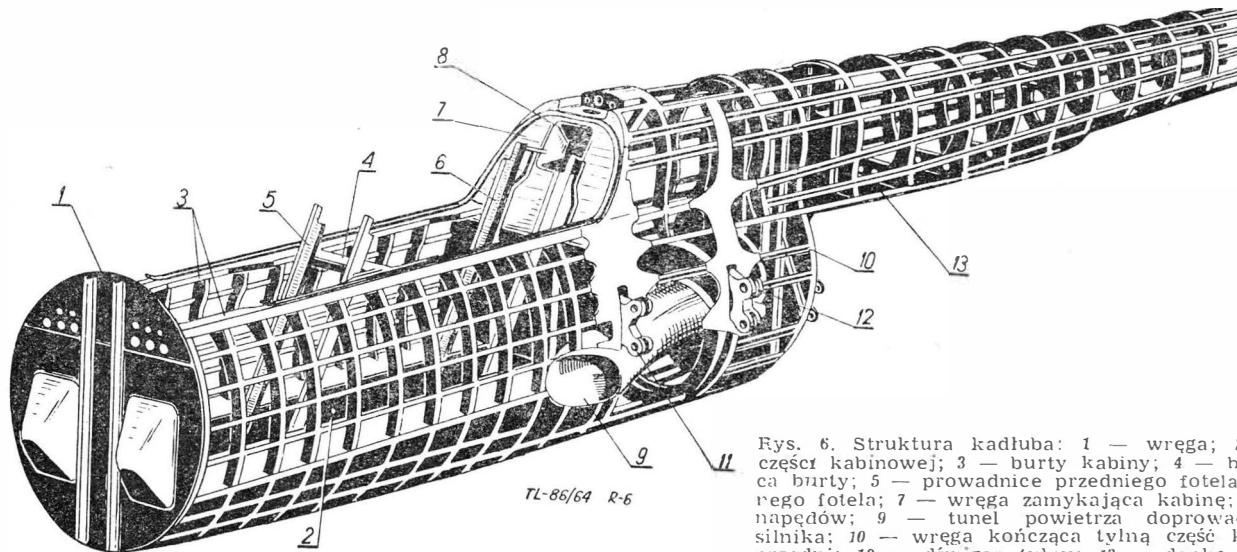
Wręga zamykająca bęben stanowi w części dolnej zakończenie kadłuba, gdyż od niej zaczyna się komora silnikowa, natomiast w części górnej stanowi przegrodę między częścią zbiornikową i komorami w tylnej części kadłuba.

Tylna część kadłuba jest rurą stożkową eliptycznego przekroju z blachy wzmocnionej omegówkami oraz wręgami zetowego przekroju. W górnej części, przy nasadzie znajdują się dwa wzierniki pracujące. Przedni wziernik umożliwia dostęp do komory, gdzie znajduje się zbiornik instalacji hydraulicznej, a drugi do komory, gdzie mieszczą się butle instalacji pneumatycznej i tlenowej. Inne wzierniki umożliwiają dostęp do mechanizmów sterowania oraz dźwignika przestawiania statecznika poziomego. Do tylnej części kadłuba mocuje się łożo oraz osłony silnika.

Statecznik pionowy kadłuba stanowi integralną część kadłuba. Od spodu kadłub w części końcowej posiada nieamortyzowany zderzak, którego zadaniem jest zabezpieczenie kadłuba w przypadku podejścia do lądowania na zbyt dużym kącie natarcia.

Do węzłów przedniej wręgi kabinowej umocowana jest rama kółka przedniego oraz kratownica, na której mocowane jest wyposażenie radionawigacyjne i specjalne. Kratownica ta, mocowana na cztery sworznie, jest łatwo wymiennalna. Również znajdujące się na niej wyposażenie jest łatwe do demontowania. Całość pokryta jest osłoną dielektryczną, mocowaną na cztery zamki butelkowe łatwe do odpinania. Osłona odsuwa się do przodu po prowadnicy. Dla wykonywania najczęściej powtarzalnych czynności, na przykład odłączanie akumulatora, osłona posiada wzierniki obsługowe.

Kółko przednie osadzone jest w wahaczu widelcowym z amortyzatorem oleopneumatycznym o podwójnej charak-



Rys. 6. Struktura kadłuba: 1 — wręga; 2 — ścianki podłużne części kabinowej; 3 — burty kabiny; 4 — belka poprzeczna łącząca burty; 5 — prowadnice przedniego fotela; 6 — prowadnice tylnego fotela; 7 — wręga zamykająca kabinę; 8 — skrzynka wyjścia napędów; 9 — tunel powietrza doprowadzający powietrze do silnika; 10 — wręga kończąca tylną część kadłuba; 11 — dźwigar przedni; 12 — dźwigar tylny; 13 — denko kadłuba wraz z przegrodą ogniową

Część kabinowa kończy się hermetyczną wręgą oddzielającą ją od części środkowej. Część środkową kadłuba stanowi bęben o przekroju ósemkowym, wypełniony zbiornikiem gumowym na paliwo. Zbiornik spoczywa na przechodzącym przez bęben kanale wlotowym. Kanały idące od chwytów przebijają ściany boczne dolnej części bębna, wewnątrz łączą się ze sobą, przechodząc w przekrój kołowy, a wylot ich znajduje się w tylnej wrzędzie bębna naprzeciw wlotu silnika. W tylnej części bębna, pod kanałem, znajduje się zbiorniczek wyrównawczy instalacji paliwowej. W górnej części bębna znajduje się wziernik pracujący, umożliwiający włożenie zbiorników do wnętrza. W pokrywie wziernika znajduje się wzierniczek do wlewu paliwa. Ściany bębna są usztywnione omegówkami i wyłożone pianką dla zabezpieczenia zbiornika gumowego przed przecie-

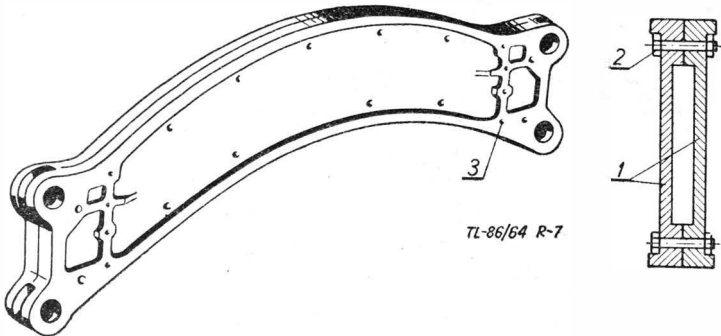
terystyce. Kółko jest niesterowane, obracalne o 360°, zaopatrzone w tłumik drgań bocznych (shimmy). Kółko w położeniu neutralnym (do chowania) blokowane jest zatrzaszkiem sprężynowym działającym po zdjęciu obciążenia z koła.

Produkcyjnie kadłub podzielony jest na dwie połówki przez przecięcie płaszczyzną symetrii. Wykonanie połówek jest łatwe dzięki dobremu dostępowi z obu stron. Połówki wyposaża się w instalacje elektryczne, hydrauliczne, pneumatyczne, sterowanie itp. Instalowanie wyposażenia w tej fazie produkcyjnej jest bardzo łatwe. Wyposażone połówki składa się w przyrządzie i wykonuje ich łączenie szwem podłużnym oraz połączeniem wręgi ze sobą. Dostęp do wykonania tych prac w części rurowej — przez wzierniki. Po połączeniu struktury uzupełnia się brakujące wyposażenie

samolotu, którego obecność utrudniałaby wykonanie połączenia.

Przy łączeniu kadłuba łączy się równocześnie połówki statecznika pionowego w całość. Na stateczniku mocowany jest ster kierunkowy wyważony masowo i dynamicznie, z podwójną krawędzią spływu. Zakończenie statecznika stanowi owiewek dielektryczny, pod którym mieści się antena radiowa.

Na stateczniku pionowym zawieszony jest statecznik poziomy za pomocą dwóch okuć. Trzeci punkt podparcia w przedniej części statecznika poziomego stanowi dźwignik, który zmieniając swą długość zmienia kąt natarcia statecznika. Z powodu bardzo małej grubości profili stateczników rozstawienie okuć jest małe, w wyniku czego występują duże siły. Z tego powodu najcięższą pracującą część środkowa statecznika wykonana została jako bardzo sztywne, frezowane żebro. W celu zmniejszenia możliwości drgań usterzenia poziomego w płaszczyźnie XY przednia jego



Rys. 7. Dźwigar tylny: 1 — połówki dźwigara; 2 — śruby łączące; 3 — śruby łączące z kadłubem

część, poruszana dźwignikiem, prowadzona jest w prowadnicach. Statecznik posiada wysunięte do przodu przeciwwagi flatterowe. Na stateczniku zawieszony jest ster wysokości składający się z dwóch połówek. Ster wyważony jest masowo i dynamicznie, posiada rozdwojoną krawędź spływu.

Statecznik poziomy wykonuje się w dwóch połówkach: górnej i dolnej. Pokrycie połówek usztywnione jest omegówkami. Połówki po złączeniu ze sobą ścianki przedniej i tylnej tworzą keson pracujący na zginanie i skręcanie. Połówki powiązane są ze sobą za pomocą wkręcanych od zewnątrz śrubo-rozpórek. Zabezpieczają one od rozejścia się pokryć przy gięciu i przy obciążeniach aerodynamicznych.

Zespół napędowy samolotu mogą stanowić silniki o ciągu od 800 do 1000 kG. Zespół mieści się w zakończeniu elipsoidy kadłubowej poza wręgą zamykającą bęben. Łoże silnika jest kratownicą przestrzenną, zamocowaną na tylnej części kadłuba czterema sworzniami. Łoże trzyma silnik w dwóch punktach bliskich środka ciężkości. Dodatkowo silnik umocowany jest w dwóch punktach w części tylnej. Silnik osłonięty jest zasłoną tworzącą eliptyczne zakończenie kadłuba. Tylna część osłony skrzynkowej budowy mocowana jest do kadłuba wkrętami. Część tylna z bębmem połączona jest za pomocą części spodniej. Połączenie to jest elastyczne w celu wyeliminowania osłon z pracy przy ugięciu się tylnej części kadłuba. Osłony boczne są łatwo odcinane i dają dostęp do wszystkich zespołów wymagających obsługi. Na wysokości komory spalania w tylnej osłonie umieszczone są chwyt powietrza, które wprowadzone pod osłonę przepływa wokół silnika, tworząc warstwę izolującą kadłub i osłony. Zakończenie osłony jest wykonane ze stali nierdzewnej i ustawione względem wylotu silnika w taki sposób, że wylatujące gazy działają injektorowo i zwiększają intensywność przepływu powietrza chłodzącego.

Paliwo mieści się w gumowym zbiorniku w bębnie kadłuba oraz w skrzydłach. Napełnianie odbywa się przez wlew zbiornika kadłubowego. Pobór paliwa odbywa się za pomocą pompy ze zbiornika wyrównawczego. Zbiornik wyrównawczy posiada zawory, które w locie normalnym przepuszczają paliwo ze zbiornika do skrzydeł, a w locie odwróconym odcinają połączenie. Wtedy pompa pobiera paliwo ze zbiornika wyrównawczego, który zmniejsza swą objętość dzięki elastyczności. Zapobiega to dostaniu się powietrza do pompy, a stamtąd do rozpylaczy. W locie na dużych wysokościach występuje wydzielanie się z paliwa powietrza, które może spowodować gaśnięcie silnika. Zapobiega temu

umieszczony przed pompą paliwa chwytacz powietrza opróżniany stale przez injektor, wykorzystujący wysokie ciśnienie paliwa za pompą. Strumień paliwa poprzez injektor uchodzi do zbiornika kadłubowego, gdzie porwane powietrze wydziela się i uchodzi przez odpowietrzenie.

Pomiar ilości paliwa odbywa się za pomocą paliwomierza pływakowego oraz przepływomierza. Przepływomierz odlicza zużyte paliwo od ustawionej sumy zatankowania.

Silnik posiada własną, niezależną instalację olejową.

Sterowanie zdwojone (dwuster) wykonane jest w postaci drążka sterowego i pedałów na równoległowodzie. Długość pedałów jest regulowana pokrętkiem. Układ sterowania sztywny, składa się z popychaczy i dźwigni w konsolach. Dźwignie i konsole są lane z elektronu, popychacze są duralowe. Drążek sterowy oraz pedały stanowią łatwe do demontowania zespoły, mocowane do ścian pionowych części kabinowej za pomocą kilku wkrętów. Układy sterowania sterami wysokości i kierunku zaopatrzone są w tłumiki zapobiegające zbyt brutalnemu sterowaniu przez ucznia. Wszystkie trzy układy posiadają sprężynowe symulatory sił, a sterowanie wysokością posiada układ masowy, dający pożądaną gradient siły w funkcji przeciążenia.

W układ sterowania lotkami włączone są wzmacniacze hydrauliczne, zmniejszające czterokrotnie siły na drążku sterowym. W przypadku spadku ciśnienia instalacji hydraulicznej wzmacniacz się wyłącza i sterowanie odbywa się bezpośrednio mechanicznie. Wzmacniacz może być włączany i wyłączany przez pilota.

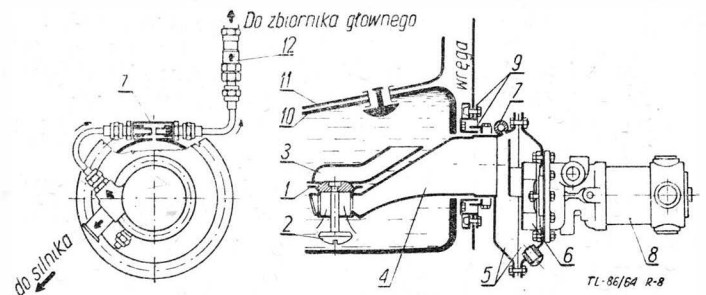
Część kabinowa kadłuba zawiera stanowiska załogi: przednie pilota-ucznia, tylne — instruktora. Stanowiska zaopatrzone są w katapultowane fotele, instalacje tlenowe oraz instalacje do podłączania kostiumów przeciwprzeciążeniowych.

Każde stanowisko posiada tablicę z kompletem przyrządów do lotów bez widoczności oraz komplet dźwigni i zaworów do obsługi wszystkich instalacji na samolocie.

Stanowisko instruktora jest uprzywilejowane, tak że w przypadku popełnienia przez ucznia błędu w obsłudze instalacji, na przykład wypuszczenia klap w niewłaściwym momencie, instruktor może skorygować błąd ucznia.

Kabinowa część kadłuba jest hermetyzowana i klimatyzowana.

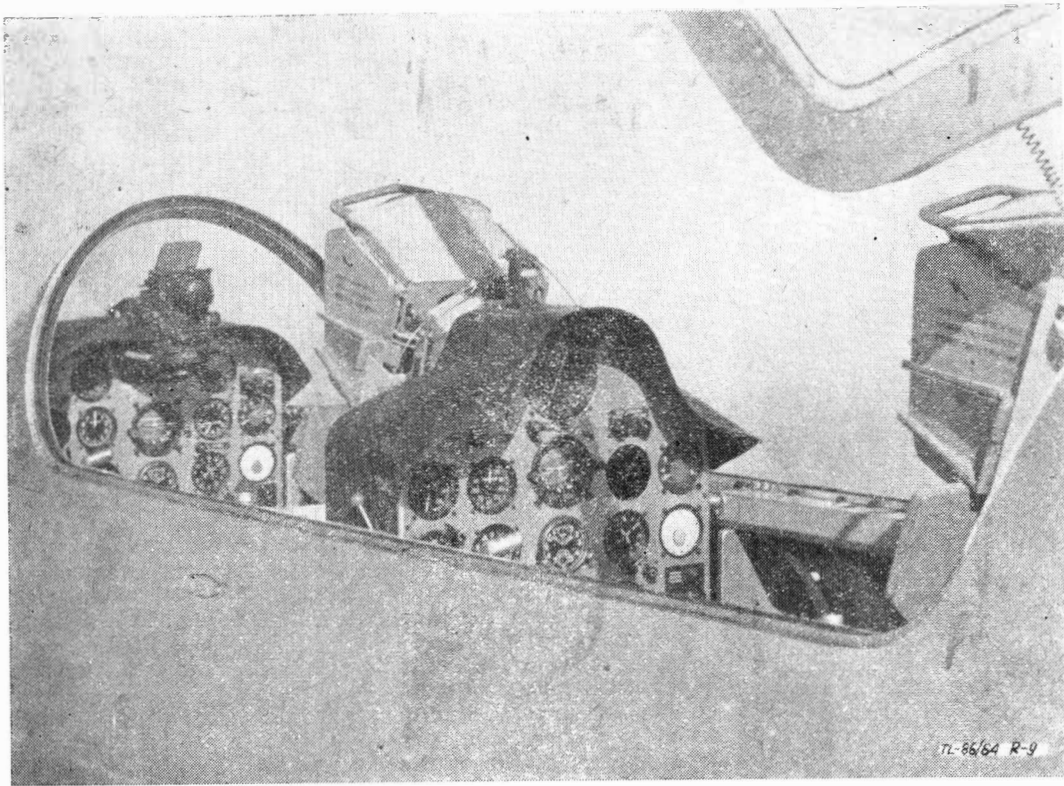
W przedniej części kabiny znajduje się wiatrochron, a reszta jest nakryta ruchomą osłoną. Pracującą część osłony stanowi rama lana z elektronu. Rama w przekroju rurowym przenosi obciążenie wynikające z nadciśnienia w kabinie. Na frezowanej do kształtu ramie mocuje się pokrycie ze szkła organicznego. Rama w części tylnej ma haki, którymi trzyma się układu napędu osłony. Do wsiadania i wysiadania



Rys. 8. Zespół ssący: 1 — korpus zaworu; 2 — grzybek zaworu; 3 — rura do pobierania paliwa w czasie lotu plecowego; 4 — rura odprowadzająca paliwo do oddzielnika; 5 — miski komory; 6 — przegroda; 7 — ejektor; 8 — pompa; 9 — zespół mocujący; 10 — zbiornik opadowy; 11 — zbiornik główny; 12 — zawór zwrotny

nia osłona — po otwarciu zamków — unosi się w górę dzięki działaniu hydroakumulatora. Do sterowania osłoną służą dźwignie na lewej burcie obu kabin oraz rączka dostępna z zewnątrz. Ruch dźwigni do przodu powoduje zadziałanie dźwignika hydraulicznego, który przezwycięża działanie hydroakumulatora i dociska osłonę do burty. W tym położeniu osłony możliwy staje się dalszy ruch dźwigni do przodu. Ruch ten powoduje wejście ośmiu haków zamków zamocowanych pod burtą w oczka osłony oraz zablokowanie haków. Po zamknięciu osłony może nastąpić zahermetyzowanie kabiny za pomocą węża gumowego, znajdującego się między burtą a osłoną.

W przypadku awarii i konieczności katapultowania się załogi osłona zostaje zrzucona. W tym celu należy zwolnić



Rys. 9. Widok na tablice pokładowe (fot. Z. Najdecki)

zamki, a naciśnięcie w kabine odepchnie osłonę, która zostanie porwana przez napór powietrza. Ten ruch osłony względem kadłuba powoduje wysunięcie się haków z mechanizmu napędu i osłona przelatuje nad usterzeniem.

Otwarcie zamków osłony pod obciążeniem wymaga dużego wysiłku pilota, dlatego wprowadzono mechanizm awaryjnego zrzutu, który działa energią napiętej sprężyny. Mechanizm ten połączony jest z mechanizmem uruchamiania fotela wyrzeliwanego i działa w pierwszej fazie ruchu zasłonki. Odrzucona osłona odbezpiecza pionabój, umożliwiając odstrzał fotela. W przypadku niezadziałania mechanizmu awaryjnego zrzutu, pilot może odrzucić osłonę, otwierając ją ruchem dźwigni do siebie. Gdyby zrzut osłony się nie udał, konstrukcja jej umożliwia katapultowanie się przez szkło.

Ogrzewanie kabiny odbywa się powietrzem pobieranym ze sprężarki silnika. Część ciepłego powietrza omywa szyby, zapobiegając ich oszranianiu się na dużych wysokościach.

Szyba wiatrochronu jest zabezpieczona przeciw oblodzeniu przez opryskiwanie z zewnątrz spirytusem.

Poza wyżej wymienionym wyposażeniem samolot posiada jeszcze szereg instalacji.

Główną instalacją energetyczną jest instalacja hydrauliczna, pracująca pod ciśnieniem 100—140 atn. Służy ona do:

- wciągania i wypuszczania podwozia,
- uruchamiania klap,
- uruchamiania hamulców aerodynamicznych,
- uruchamiania wzmacniacza lotek,
- hamowania kół,
- zamykania osłon kabiny.

Instalacja hydrauliczna składa się ze zbiornika zasilającego instalację w każdym położeniu samolotu, napędzanej przez silnik pompy z automatycznym regulatorem ciśnienia, akumulatorów ciśnienia, siłowników, drobnej armatury i przewodów. Siłowniki klap i hamulców aerodynamicznych pobierają energię z przewodu za pośrednictwem synchronizatorów zapewniających jednakowe ruchy części prawych i lewych, niezależnie od chwilowych różnic oporów ruchu.

W przypadku awarii instalacji hydraulicznej, niektóre czynności mogą być wykonywane awaryjnie za pomocą instalacji powietrznej. Instalacja ta zasilana jest z zasobników powietrza sprężonego o ciśnieniu do 150 atn. Przewody powietrzne instalacji awaryjnej dochodzą do siłowników hydraulicznych i są do nich podłączone za pomocą tak zwanych zaworów przerzutowych, otwierających się, gdy w instalacji hydraulicznej brak ciśnienia. Awaryjnie można:

- otworzyć podwozie,
- wypuścić kłapy,
- używać hamulców kół,

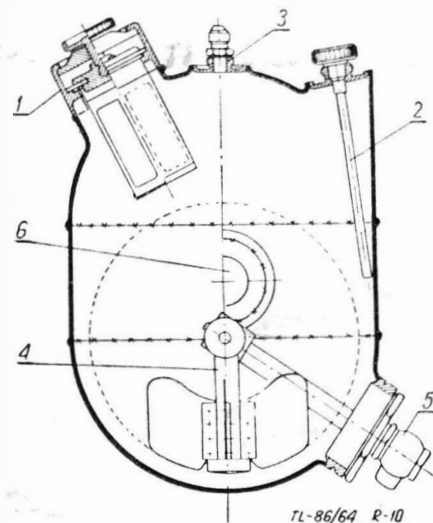
Instalacja powietrzna służy do:

- uszczelniania kabiny,
- sterowania układem hydraulicznym hamowania kół,
- spryskiwania wiatrochronu cieczą odladzającą,
- zasilania ubiorów przeciwprzeciążeniowych.

Sterowanie instalacją hydrauliczną odbywa się elektrycznie za pomocą zaworów elektrohydraulicznych. Rozwiązanie takie pozwala w dużej mierze uniknąć wprowadzania instalacji hydraulicznej do kabiny i sterować nią zdalnie przełącznikami elektrycznymi. Sterowanie elektryczne pozwala również na korekcję czynności ucznia przez instruktora.

Sterowanie instalacją hydrauliczną jest jedną z funkcji instalacji elektrycznej, która służy poza tym do zasilania:

- oświetlenia kabiny, świateł pozycyjnych, reflektorów do lądowania i kołowania,
- przyrządów pokładowych,
- urządzeń radio-nawigacyjnych,



Rys. 10. Zbiornik hydrauliczny: 1 wlew z filtrem; 2 — miernik poziomu oleju; 3 — końcówka odpowietrzenia; 4 — obrotowa końcówka pobierania cieczy w dowolnym położeniu samolotu; 5 — końcówka odprowadzająca ciecz do instalacji; 6 — rura cieczy powrotnej

- sygnalizatorów położenia klap, podwozia, pożaru itp.,
- dzwignika przestawiania statecznika,
- rozruchu silnika,
- zasilania telefonu pokładowego.

Źródłem energii elektrycznej jest prądorozrusznik o mocy 3 kW oraz akumulator o pojemności 28 Ah. Rozruch silnika może odbywać się z akumulatora lotniskowego lub własnego.

Z braku obowiązujących w Polsce przepisów powstało zagadnienie, według jakich przepisów ma być samolot budowany. Jako obowiązujące przyjęto przepisy międzynarodowe, uzupełnione w niektórych przypadkach przepisami specjalnymi.

Spełnienie wymagań wytrzymałościowych podlega sprawdzeniu za pomocą prób statycznych. W przypadku „Iskry” próbom statycznym przypadła rola nie tylko udokumentowania dostatecznej wytrzymałości, ale były one środkiem na dopracowanie konstrukcji. Aby uzyskać minimalny ciężar konstrukcji przyjmowano wymiary wynikające z obliczeń wytrzymałościowych, ściśle według wymagań przepisów. Wobec złożoności struktury i konieczności robienia założeń upraszczających, obliczenia są obarczone błędem na plus lub minus. Błędy na minus ujawniają się podczas prób statycznych najczęściej przez odkształcenia plastyczne najcięższych elementów. Elementy te były wzmocniane i stopniowo zwiększano wytrzymałość płatowca, aż do wielkości wymaganych przepisami. Takie sukcesywne dopracowywanie złożonych konstrukcji jest normalnie stosowanym sposobem przez najpoważniejsze zakłady lotnicze i „ujemne” wyniki prób nie są, jak to niektórzy sądzą, dowodem niepowodzenia czy nieudolności obliczeniowców i konstruktorów.

Ogółem przeprowadzono:

- 64 próby z wynikiem pozytywnym od razu,
- 18 prób z wynikiem pozytywnym po wzmocnieniach.

Przeprowadzone były również próby dynamiczne na młocie z bębniem podwozia głównego, mające na celu określenie i dobór charakterystyki amortyzatora, określenie maksymalnych dopuszczalnych obciążeń oraz trwałości hamulców.

Na podstawie prób statycznych samolot został dopuszczony do prób w locie. Miały one na celu:

- sprawdzenie, czy osiągi samolotu odpowiadają wymaganiom warunków technicznych,
- sprawdzenie własności lotnych takich, jak stateczność, sterowność, prawidłowość wykonywania akrobacji itp. oraz pomierzenie odpowiednich parametrów,
- przeprowadzenie wstępnej eksploatacji oraz zebranie danych z zakresu pilotażu i obsługi samolotu,
- dopracowanie usterek ujawniających się zwykle w początkach użytkowania.

Sprawdzenie osiągow wykazało ich zgodność z obliczeniami, jakkolwiek doszło sporo wyposażenia, którego zabudowy nie przewidywano początkowo.

Badanie własności lotnych dało wynik pozytywny, wykazując całkowitą prawidłowość zachowania się w powietrzu.

Wątpliwość budziły tylko siły na drążku sterowym odpowiadające samolotowi myśliwskiemu, co niektórzy uważali za niewłaściwe w samolocie szkolnym. W związku z tym zostały wprowadzone pewne zmiany w układzie sterowania,

- dodano wyważenie masowe układu sterowania sterem wysokości w celu zwiększenia gradientu siły na drążku w funkcji przeciążenia,

- dodano w układzie sterowania wysokości i kierunku tłumiki zapobiegające zbyt brutalnemu sterowaniu przez ucznia,

- dodano symulatory sił zwiększające siły w układach sterowania w funkcji wychylenia zgodnie z przepisami.

Sprawa wielkości sił jest nadal otwarta, ponieważ odczucia pilotów nie pokrywają się z wymaganiami przepisów.

Użytkowanie samolotu w okresie prób w locie nie stwarzało specjalnych trudności. Usterek było niewiele i dały się stosunkowo szybko usunąć. Najpoważniejszą usterką było gaśnięcie silnika na dużych wysokościach. Ustalono, że gaśnięcie następuje w wyniku gromadzenia się banieczek powietrza w załamaniach przewodu paliwowego, gdzie w wyniku spadku ciśnienia na dużych wysokościach tworzył się bąbel przerywający dopływ paliwa do silnika. Usterka ta została usunięta przez zabudowę przed pompą paliwową separatora baniek i injektorowego odsysacza powietrza.

Próby w locie obejmowały również zbadanie, czy występuje zjawisko drgań samowzbudnych, czyli flutteru. Zjawisko drgań samowzbudnych jest bardzo skomplikowane i „Iskra” jest pierwszym w Polsce samolotem przebadanym pod tym względem wszystkimi dostępnymi metodami.

Rachunkowo określono warunki powstawania najprostszyc postaci drgań samowzbudnych skrzydła i usterzenia poziomego. Dobrano masy usuwające możliwość wystąpienia tych drgań. Wykonany samolot poddano badaniom rezonansowym. Impulsami od kilku do 60 Hz wzbudzano drgania samolotu i mierzono rozkłady amplitud na skrzydłach i usterzeniu przy poszczególnych częstotliwościach. Przeprowadzono analizy rachunkowe możliwości powstawania drgań mogących się nawzajem pobudzać. Możliwości takich nie stwierdzono. Te bardzo żmudne przeliczenia prowadzone były początkowo na maszynach zwykłych, a następnie na elektronowych według opracowanego programu.

Próby w locie przeprowadzono ostrożnie, rejestrując za pomocą oscyloskopu drgania poszczególnych punktów skrzydeł i usterzenia. Dla uniknięcia niebezpieczeństwa wystąpienia zjawiska narastania drgań samowzbudnych starano się je wywołać sztucznie przy mniejszej prędkości za pomocą wzbudników, przechodząc w czasie lotu cały zakres niebezpiecznych drgań. W przypadku wystąpienia drgań, wygaszenie wzbudzenia spowodowałoby wytłumienie tych drgań, a jednocześnie pojawienie się drgań zasygnalizowałoby niebezpieczeństwo ich wystąpienia przy większej prędkości. Próby przeprowadzono zwiększając prędkość lotu początkowo do 20 km/godz., a potem do 10 i 5 km/godz. Po każdym locie badano zapisy oscylografu. Pojawienie się drgań o amplitudzie kilku milimetrów było wykrywane, analizowane i przedsięwzięto środki usuwające te drgania. W ten sposób sprawdzono samolot do prędkości wystarczających do eksploatacji.

PRZYPOMINAMY!

Czas odnowić prenumeratę

„Techniki Lotniczej”

na II kwartał 1965 r.

Rozruch lotniczych silników turbinowych

Szybki i niezawodny rozruch silnika stanowi jeden z podstawowych warunków gotowości bojowej samolotu. Taki właśnie rozruch jest szczególnie pożądanym w samolotach startujących z pokładów lotniskowców, lotnisk przeznaczonych dla samolotów przechwytyjących, a nawet lotnisk pasażerskich o dużej ilości startów i lądowań w krótkich odcinkach czasu.

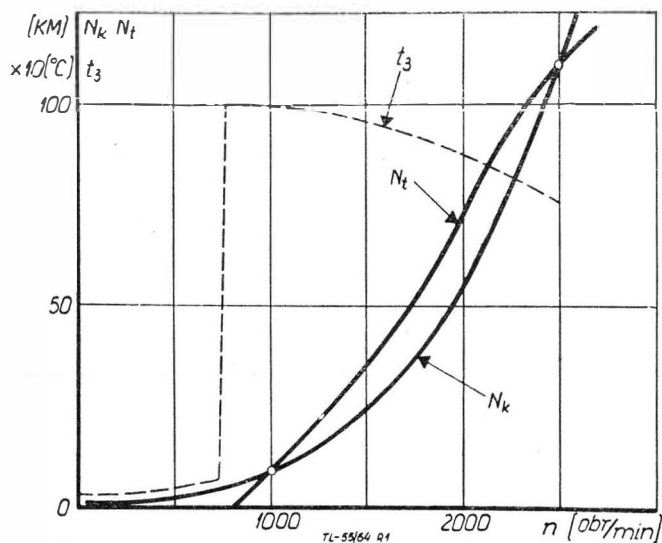
Rozruch silnika obejmuje wszystkie procesy związane z uruchomieniem silnika, to jest z przejściem od stanu spoczynku wirnika do osiągnięcia prędkości obrotowej biegu luzem. Poszczególne urządzenia rozruchowe, jak rozrusznik, rozruchowy układ paliwowy itd. są uruchamiane i wyłączane według uprzednio opracowanego (dla danego typu silnika) programu. Rozruch silnika współczesnego samolotu musi być niezawodny w każdych warunkach klimatycznych, zarówno podczas przygotowania do startu z lotniska, jak i podczas lotu samolotu w przypadku zgaśnięcia lub wyłączenia silnika w powietrzu.

Praca silnika turbinowego bez udziału rozrusznika jest możliwa po osiągnięciu takiej prędkości obrotowej wirnika, przy której moc rozwijana przez turbinę zrównoważy moc pobieraną przez sprężarkę, agregaty oraz opory tarcia (a także w przypadku turbinowych silników śmigłowych — mocy pobieranej przez śmigło). Temperatura gazów przepływających przez turbinę nie może przewyższać pewnej dopuszczalnej w tych warunkach wartości.

Jednakże prędkość obrotową biegu luzem dobiera się wyższą niż wynikałoby z powyższego. Dobiera się ją mianowicie dla warunków zapewniających łatwe i szybkie osiągnięcie maksymalnego ciągu lub mocy silnika oraz zapewniających stateczną współpracę silnika z układem paliwowym.

Moc konieczna i rozporządzalna

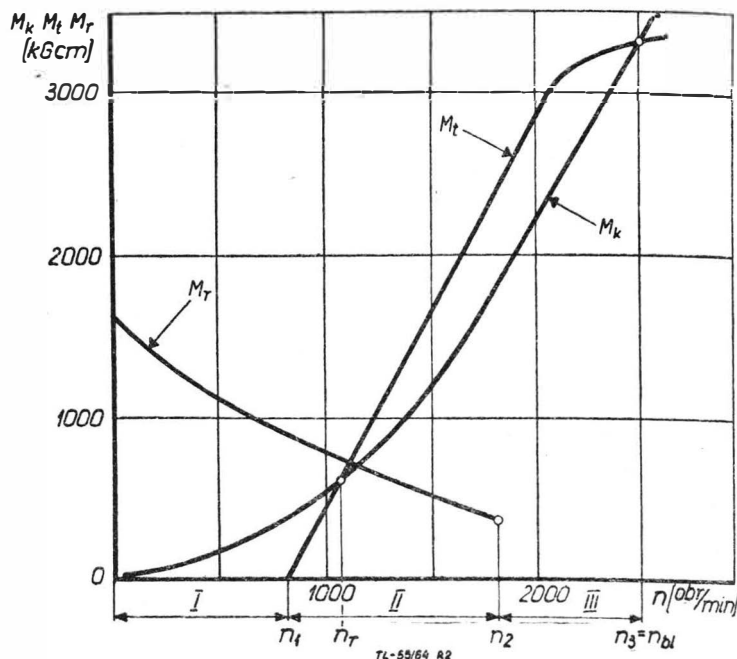
W warunkach ustalonej pracy silnika moc rozwijana przez turbinę równoważona jest mocą pobieraną przez sprężarkę, agregaty oraz (w turbinowych silnikach śmigłowych) przez śmigło. Moc rozwijana przez turbinę regulowana jest temperaturą gazów przepływających przez nią.



Rys. 1

Podczas rozruchu silnika, w celu podwyższenia mocy turbiny przy niewielkich prędkościach obrotowych wirnika, dopuszcza się wyższe temperatury gazów o 100–150°C od maksymalnie dopuszczalnych w warunkach ustalonej pracy silnika. Na rys. 1 pokazano wykresy mocy koniecznej N_k ,

pobieranej przez sprężarkę i agregaty współczesnego turbinowego silnika odrzutowego średniego ciągu, mocy rozporządzalnej N_t rozwijanej przez turbinę oraz wykres zmiany temperatury gazów podczas rozruchu w funkcji prędkości obrotowej wirnika aż do osiągnięcia warunków biegu luzem. Na rys. 1 widać, że w momencie włączenia paliwego



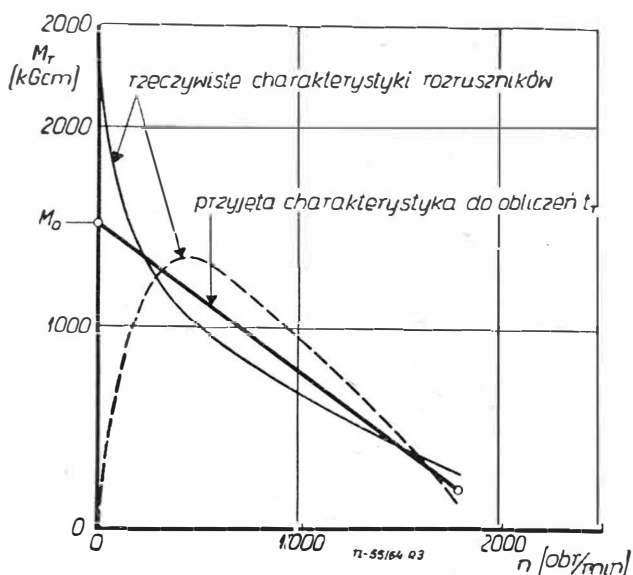
Rys. 2

układu rozruchowego i zapłonu, temperatura gazów przed turbiną gwałtownie wzrasta, utrzymując wysokie wartości w stosunkowo szerokim zakresie prędkości obrotowych, a następnie spada i ustala się na poziomie dopuszczającym trwałą pracę silnika przy prędkości obrotowej biegu luzem. Czas pracy silnika w warunkach małego gazu, ze względu na niedostateczne chłodzenie turbiny, ogranicza się do odcinka czasu na ogół nie przekraczającego kilku minut. Z rys. 1 wynika, że rozrusznik musi stanowić źródło napędu wirnika silnika turbinowego co najmniej do prędkości obrotowej, przy której moc konieczna zrównoważy się z mocą rozporządzalną. Praktycznie rozrusznik pracuje także przy wyższych prędkościach obrotowych, co znacznie skraca czas trwania rozruchu i zabezpiecza przed ewentualnym zgaśnięciem silnika na skutek na przykład przypadkowych zakłóceń w dopływie paliwa.

Momenty przyspieszające, etapy rozruchu, czas trwania rozruchu

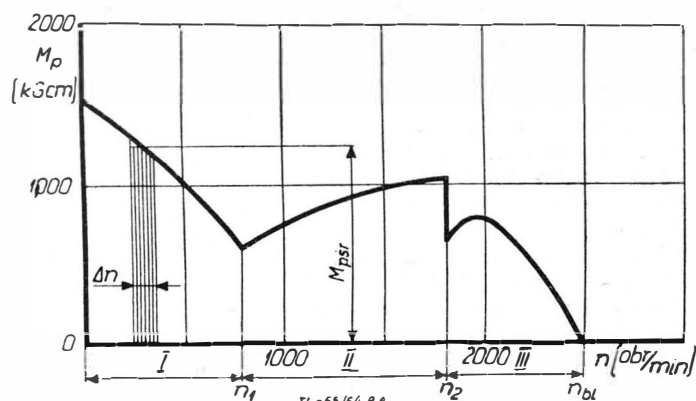
Proces rozruchu silnika turbinowego można podzielić na trzy podstawowe etapy. Pierwszy z nich obejmuje okres od momentu uruchomienia rozrusznika i połączenia z wirnikiem silnika turbinowego do momentu rozpoczęcia pracy turbiny (dzięki dopuszczeniu stosunkowo wysokiej temperatury gazów, turbina rozpoczyna dostarczanie mocy już przy prędkości obrotowej rzędu 700–900 obr/min., przy czym prędkość ta zależy przede wszystkim od rodzaju paliwa rozruchowego). W tym okresie jedyne źródło napędu wirnika stanowi rozrusznik. Drugi etap zawiera się w zakresie prędkości obrotowych, odpowiadających momentowi rozpoczęcia pracy przez turbinę z jednej strony, i z drugiej — momentowi odłączenia rozrusznika. Trzeci etap obejmuje okres od momentu odłączenia rozrusznika do osiągnięcia przez wirnik prędkości obrotowej biegu luzem. W tym

ostatnim etapie wzrost prędkości obrotowej wirnika następuje wyłącznie pod działaniem nadwyżkowego momentu obrotowego turbiny. Na rys. 2 zestawiono wykresy (w funkcji prędkości obrotowej wirnika) przebiegu koniecznego momentu obrotowego M_k (sprężarki, agregatów i ewentualnie śmigła) oraz momentów rozporządzalnych turbiny M_t i rozrusznika M_r . Na rysunku oznaczono opisane powyżej etapy rozruchu oraz charakterystyczne prędkości obrotowe: n_1 — rozpoczęcia pracy turbiny, n_r — równowagi momentu koniecznego i momentu turbiny, n_2 — odłączenia rozrusznika oraz n_{bl} — prędkości obrotowej biegu luzem.



Rys. 3

W każdym z wymienionych etapów istnieje nadwyżka rozporządzalnego momentu obrotowego (od rozrusznika do turbiny) w stosunku do momentu koniecznego. Nadwyżka ta umożliwiła zwiększanie prędkości obrotowej wirnika silnika turbinowego. Nadwyżkowe momenty obrotowe można obliczyć na podstawie znajomości przebiegów poszczególnych momentów (M_k , M_t oraz M_r) w funkcji prędkości obrotowej. Z uwagi na nieobliczeniowy zakres pracy zarówno sprężarki, jak i turbiny, przebiegi ich momentów są bardzo trudne do wyznaczenia na drodze analitycznej. Moment obrotowy konieczny do napędu sprężarki zależy przede wszystkim od typu sprężarki oraz od wyposażenia jej w odpowiednie urządzenia ułatwiające rozruch (na przykład ruchome kierownice wlotowe, upusty powietrza itd.).



Rys. 4

Do obliczeń wstępnych, których celem jest wyznaczenie czasu trwania rozruchu silnika, można się posłużyć równaniem opisującym przebieg momentu obrotowego sprężarki:

$$M_k = an^2 \quad [1]$$

gdzie:

a — stała, która może być obliczona na podstawie znajomości momentu (mocy) pobieranego przez sprężarkę w warunkach obliczeniowych silnika lub wyznaczona z badań sprężarki w zakresach nieobliczeniowych,
 n — bieżąca prędkość obrotowa wirnika sprężarki.

Można przyjąć, że moment obrotowy rozwijany przez turbinę w okresie rozruchu (przy podwyższonej i zmiennej temperaturze gazów) posiada w całym prawie zakresie (od $n = n_1$ do $n = n_{bl}$) przebieg liniowy i wyraża się równaniem:

$$M_t = a \frac{n_r^2}{n_r - n_1} (n - n_1) \quad [2]$$

gdzie:

a — stała z poprzedniego równania [1],
 n_1 — prędkość obrotowa wejścia turbiny do pracy,
 n_2 — prędkość obrotowa zrównania się mocy turbiny i sprężarki (rys. 2).

Liniowy przebieg momentu obrotowego turbiny, jak to podaje Sztoda [lit. 1], ulega zmianie w zakresie wyższych prędkości obrotowych zakrzywiając się parabolicznie do punktu $n = n_{bl}$ (rys. 2), poczynając od punktu leżącego o 500÷800 obr/min przed prędkością obrotową biegu luzem.

Przebieg momentu obrotowego rozrusznika zależy przede wszystkim od typu rozrusznika oraz sposobu przekazywania napędu na wirnik silnika turbinowego (przy zastosowaniu na przykład sprzęgła hydraulicznego możliwy jest przypadek przekazywania momentu obrotowego o stałej wartości). Z dostateczną dla obliczeń czasu trwania rozruchu dokładnością można przyjąć, że większość współczesnych rozruszników posiada liniowe charakterystyki momentu obrotowego, które można wyrazić następującym wzorem:

$$M_r = M_o \pm b \cdot n \quad [3]$$

gdzie:

M_o — początkowa wartość momentu obrotowego przy $n = 0$. Jest to najczęściej pewna uśredniona wartość (patrz rys. 3),

b — stała, której wartość zależy od typu rozrusznika. Wartość liczbowa tej stałej jest niekiedy wynikiem zastąpienia krzywoliniowej charakterystyki momentu obrotowego — linią prostą (rys. 3).

Przyjęcie odpowiednich wartości M_o oraz b polega na tym, że pole pod linią rzeczywistej charakterystyki jest równe polu pod przyjętą linią prostą, co widać na rys. 3.

Konieczne do obliczeń wartości odpowiednich prędkości obrotowych n_1 , n_r , n_2 oraz n_{bl} ujęte według danych statystycznych zestawiono w tabeli 1. Charakterystyczne prędkości obrotowe wyrażono w wartościach względnych, to jest odniesiono do maksymalnej prędkości obrotowej wirnika. Wartości poszczególnych prędkości obrotowych zależą nie tylko od typu silnika, ale także od typu zastosowanego rozrusznika, jego mocy oraz sposobów konstrukcyjnych zastosowanych w silniku w celu zmniejszenia poboru mocy przez wirnik (na przykład upusty powietrza sprężarki, regulacja przekroju wylotowego silnika itd.).

W oparciu o przebiegi poszczególnych momentów (M_k , M_t oraz M_r) w funkcji prędkości obrotowej można wyznaczyć wielkości nadwyżkowych momentów przyspieszających w każdej rozpatrywanej chwili. Powstała nadwyżka (ponad wartość momentu koniecznego M_k) powoduje zwiększenie prędkości obrotowej wirnika.

Nadwyżkowy moment przyspieszający M_p w każdym etapie rozruchu silnika turbinowego można przyrównać do przeciwnego (o przeciwnym kierunku działania) momentu M_B sił bezwładności:

$$M_p = M_B$$

Wielkość momentu przyspieszającego (równego momentowi sił bezwładności) można wyznaczyć z równania ruchu wirnika:

$$M_p = M_B = \frac{\pi}{30} B \frac{dn}{dt} \quad [4]$$

gdzie:

B [kGmsek] — fizyczny moment bezwładności wirnika oraz moment bezwładności wszystkich części obracających

Tabela 1

Typ silnika	\bar{n}_1	\bar{n}_r	\bar{n}_2	\bar{n}_{bl}
Turbinowy silnik odrzutowy	0,08—0,11	0,11—0,15	0,20—0,33	0,28—0,38
Turbinowy silnik śmigłowy	0,08—0,11	0,11—0,15	0,35—0,45	0,60—0,80

się wraz z wirnikiem, zredukowany do warunków prędkości obrotowej wirnika. Wartość liczbową wymienionych momentów bezwładności w obecnie eksploatowanych silnikach odrzutowych wynosi 15–30 kGmsek na każde 1000 kG ciężaru rozwijanego przez silnik.

n [obr/min] — prędkość obrotowa wirnika,
 t [sek] — czas.

Na podstawie równania ruchu [4] można napisać ogólną postać wzoru pozwalającego na wyznaczenie czasu trwania rozruchu:

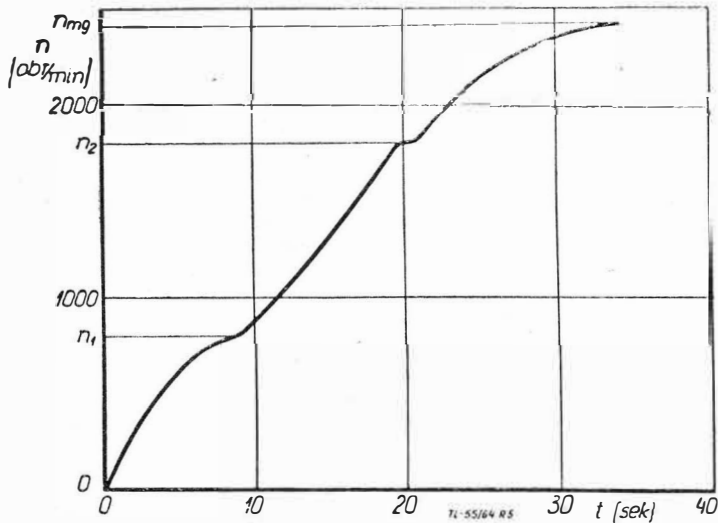
$$t_r = \frac{\pi}{30} B \int_0^{n_{bt}} \frac{dn}{M_p} \quad [sek] \quad [5]$$

Z zależności tej wynika, że czas trwania rozruchu t_r (to jest czas osiągnięcia prędkości obrotowej biegu luzem n_{bt}) jest tym krótszy, im mniejszy jest moment bezwładności wirnika B oraz im większy jest moment przyspieszający M_p , a także im mniejsza jest wymagana prędkość obrotowa biegu luzem.

Z rys. 2 widać, że nadwyżkowe momenty przyspieszające posiadają różne wartości w każdym etapie rozruchu (oznaczonym na rys. 2), a można je wyznaczyć z następujących równań obowiązujących w danym etapie:

- w etapie I: $M_p = M_r - M_k$
- w etapie II: $M_p = M_r - M_k + M_l$
- w etapie III: $M_p = M_l - M_k$

Przebiegi momentów przyspieszających w funkcji prędkości obrotowej wirnika pokazano na rys. 4. W I-ym etapie rozruchu moment przyspieszający stale maleje. W II-gim etapie moment przyspieszający, dzięki włączeniu się do pracy turbiny silnika, stale wzrasta, a w punkcie odpowia-



Rys. 5

dającym prędkości n_2 następuje skokowo spadek wartości momentu przyspieszającego skutkiem wyłączenia się rozrusznika. W etapie III-cim, moment przyspieszający początkowo wzrasta, a następnie maleje do zera po osiągnięciu prędkości obrotowej biegu luzem.

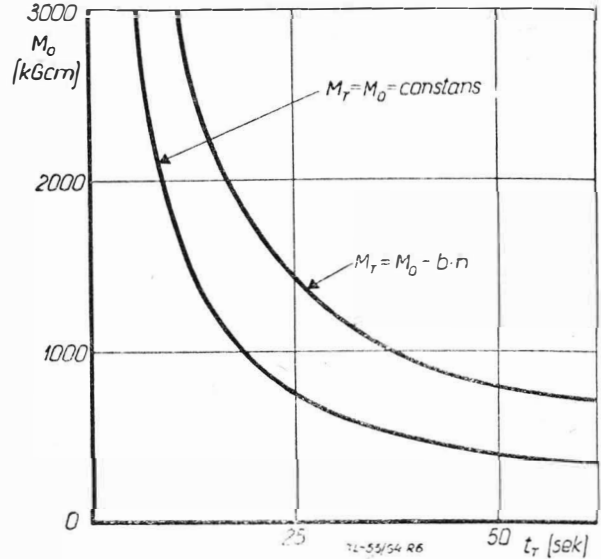
Wyznaczenie czasu trwania rozruchu z równania [5] jest praktycznie trudne do osiągnięcia, pa przykład z uwagi na rozruchy w charakterystykach sprężarek i turbin silników oraz rozruszników, dlatego czas trwania rozruchu celowiej jest obliczyć z następującej zależności:

$$t_r = \frac{\pi}{30} B \sum_1^m \frac{\Delta n}{M_{psr}} \quad [6]$$

Do obliczeń według tego wzoru dzieli się wykres momentu przyspieszającego (rys. 4) w zakresie od $n=0$ do $n=n_{bt}$, na dostatecznie dużą liczbę odcinków m , a następnie w każdym odcinku Δn wyznacza się średnią wartość momentu przyspieszającego M_{psr} .

Rys. 5 przedstawia wykres wzrostu prędkości obrotowej wirnika w funkcji czasu. Widoczne na wykresie załamania odpowiadają granicznym prędkościom obrotowym n_1 oraz n_2 , dzielącym poszczególne etapy rozruchu od siebie. Wszystkie powyżej przedstawione wykresy zostały zbudowane w oparciu o dane jednego ze współczesnych silników odrzutowych średniego ciężaru.

Czas trwania rozruchu silnika turbinowego może zostać poważnie skrócony przez dobranie rozrusznika o dostatecznie dużym momencie obrotowym lub przynajmniej o wartości niezależnej od prędkości obrotowej. Na rys. 6 zestawiono wykresy przedstawiające zależność czasu trwania rozruchu t_r od początkowej wartości momentu obrotowego M_0 (patrz rys. 3) przy różnych charakterystykach roz-

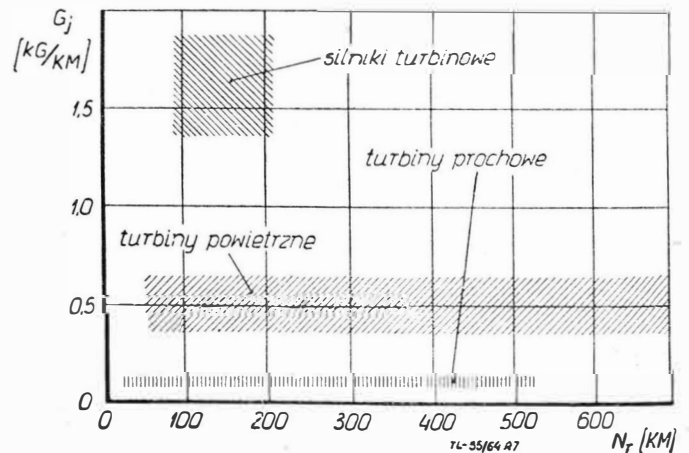


Rys. 6

ruszników. Z wykresów tych widać, że dla uzyskania bardzo krótkich czasów trwania rozruchu, rzędu 10÷15 sek., rozruszniki muszą rozporządzać bardzo dużymi momentami obrotowymi. Skrócenie czasu trwania rozruchu, na przykład z 50 do 30 sek., nie zmusza do istotnego wzrostu momentu obrotowego (zwłaszcza przy $M_r = \text{const}$).

Stosowane typy rozruszników, sterowanie procesem rozruchu

Typ rozrusznika oraz jego wielkość (moc lub moment obrotowy) dobiera się w zależności od wielkości silnika (moment sprężarki, turbiny oraz bezwładności wirnika) oraz od wymaganego czasu trwania rozruchu. Charakterystyki rozruszników i przełożenie ich napędu na wirnik silnika dobiera się tak, aby maksymalna moc rozwijana przez rozrusznik przypadła w pobliżu prędkości obrotowej n_2 (rys. 2), co zapewnia osiągnięcie krótkich czasów trwania rozruchu. Proces rozruchu silnika sterowany jest automatycznie, co zapewnia najkrótszy czas osiągnięcia prędkości obrotowej biegu luzem bez obawy przegrzania turbiny.



Rys. 7

Wymagania stawiane rozrusznikom lotniczych silników turbinowych są wyjątkowo ostre. Rozruszniki muszą rozwijać znaczne moce, sięgające niekiedy kilkuset KM przy bardzo zwartej konstrukcji i małych wymiarach gabarytowych. Od rozruszników wymaga się niezawodnej pracy w każdych warunkach eksploatacyjnych, wielokrotnych rozruchów następujących niekiedy po sobie jeden po drugim i żywotności nie mniejszej od napędzanego silnika.

We współczesnym lotnictwie znajduje zastosowanie znaczna ilość różnorodnych typów rozruszników — od silników elektrycznych, poprzez silniki turbinowe, turbiny powietrzne, do turbin prochowych. W jednostkach małych, na przykład silnik A.S. „Viper”, stosowane bywają także bezrozszybnikowe urządzenia rozruchowe. Rolę rozrusznika spełnia

Tabela 2

Nr czynności	Czas		Rodzaj czynności
	sek.	obr/min	
1	0	0	włączenie rozrusznika
2	5	600	włączenie rozruchowego układu zasilania i zapłonu
3	9	800	włączenie podstawowego układu zasilania
4	20	1800	wyłączenie rozrusznika, zapłonu i rozruchowego układu zasilania
5	33	2600	otwarcie kierownic wlotowych, przymknięcie klap dopalacza

w tym przypadku turbina podstawowa silnika uruchamiającego, która pracuje pod działaniem nadmuchiwanego na nią sprężonego powietrza lub gazów prochowych. Bardzo istotną rolę podczas dokonywania wyboru typu rozrusznika odgrywa ciężar rozrusznika. Rys. 7 przedstawia obszary przeciętnych jednostkowych ciężarów rozruszników różnych typów i rozwijanych przez nie mocy. W tym zestawieniu

najkorzystniej prezentują się rozruszniki prochowe. Rozruszniki elektryczne są tak ciężkie (5—8 kG/KM), że nie mieszczą się w obszarze wykresów na rys. 7. Według zestawień statystycznych przeprowadzonych przez autora dla współcześnie produkowanych i eksploatowanych typów silników ich ogromna większość posiada rozruch oparty na turbinach prochowych lub powietrznych. Jedynie jednostki małe mają bezrozszybnikowe urządzenia rozruchowe lub rozruszniki elektryczne (często w tak zwanym układzie dyna-starter). Stosowane bywają także rozruszniki turbo-sprężarkowe.

Ostateczny wybór rozrusznika zależy nie tylko od jego mocy i ciężaru, ale również od jego właściwości eksploatacyjnych, od rodzaju samolotu i rodzaju (ściślej — sposobu zagospodarowania) lotnisk.

Rozruch silników turbinowych, ze względu na złożoność towarzyszących mu zjawisk oraz ściśle określony czas wykonywania kolejnych czynności, sterowany jest automatycznie według z góry zadanego programu. Sterowanie zaprogramowane jest jednoznacznie dla danego silnika i określa uruchomienie lub wyłączenie danego zespołu czy układu w określonym momencie, licząc od chwili rozpoczęcia uruchomienia silnika. W tabeli 2 przedstawiono program sterowania rozruchem jednego ze współczesnych turbinowych silników odrzutowych średniego ciągu, wyposażonego w rozrusznik elektryczny. Sterowanie urządzeniami ułatwiającymi rozruch jest zwykle tak opracowane, że jednocześnie z wyłączeniem silnika zajmują one położenie najdogodniejsze dla szybkiego rozruchu, a program sterowania rozruchem przewiduje jedynie zmianę tego położenia na konieczne dla otrzymania właściwych parametrów silnika po dokonanym rozruchu. Programowanie rozruchu oparte jest zwykle na działaniu urządzenia czasowego typu mechanicznego lub elektrycznego.

LITERATURA

1. A. Sztoda i inni — Konstrukcja awiacyjnych gazoturbinych dwigatielej, Moskwa, 1961 r.
2. B. Stieczkin i inni — Teoria reaktiwnych dwigatielej, cz. I, II — Moskwa, 1958 r.
3. J. Driggs i O. Lancaster — Gas turbines for aircraft, New York, 1955 r.
4. J. Kruschik — Die Gasturbine, Wien, 1960 r.
5. Prospekty fabryczne współczesnych silników
6. Opisy konstrukcji i instrukcje eksploatacji silników turbinowych
7. Wilkinson — Aircraft engines of the world, Washington, 1958—61 r.

Mgr inż. WŁADYSŁAW ZĄBKOWICZ

Niektóre zagadnienia projektowania układów pomiarowych do prób samolotów w locie

Część I

W artykule omówiono zagadnienia związane z projektowaniem układów pomiarowych do prób sprzętu lotniczego. Temat potraktowano z punktu widzenia praktycznego wykorzystania posiadanego sprzętu z uwzględnieniem niektórych ważniejszych charakterystyk elementów układu, na które projektujący zestaw aparatury powinien zwrócić uwagę. Elementy układów pomiarowych omówiono mając na względzie głównie funkcję, jaką spełniają w układzie, a nie metody uzyskania danych funkcji, gdyż wykracza to poza zakres tematu. Celem artykułu jest zwrócenie uwagi inżynierów prowadzących próby na zagadnienia doboru właściwego układu pomiarowego do określonego rodzaju prób, ponieważ dobrze zaprojektowany układ pomiarowy wpłynie w dużym stopniu na czas i koszt ich wykonania.

Wstęp

Projektowanie w wielu dziedzinach techniki wymaga posiadania szeregu niezbędnych informacji dla uzyskania ekonomicznego i trwałego wyrobu. Do tego celu współczesna technika posługuje się analizą matematyczną i pomiarem. W niektórych, a nawet w większości przypadków analiza matematyczna jest stosunkowo trudna i oparta na wielu założeniach, które są prawdziwe w pewnym przybliżeniu. W takich przypadkach, gdy chce się uzyskać dokładniejsze wyniki lub potwierdzić wyniki obliczeń, przyjeżdżają posługiwać się pomiarami.

Jedną z gałęzi techniki, która posługuje się dwoma wymienionymi środkami, jest nowoczesne lotnictwo. Pomiary odgrywają zasadniczą rolę zarówno przy projektowaniu jak i próbach w locie prototypu samolotu. Próby nowoczesnych samolotów (niezależnie od tego, czy będzie to jakościowa ocena samolotu czy pełne próby prototypu) związane są zawsze z dokonywaniem pomiaru szeregu niezbędnych parametrów.

Osobiste obserwacje i wrażenia, które narzucają się pilotowi w czasie lotu badawczego, są często tak skomplikowane i nieoczekiwane, że jego opinia ze zrozumiałych względów pozostanie w większości przypadków nieobiek-

tywna. Oprócz tego przesadą byłoby żądać od pilota, aby rozpraszał uwagę, zajmując się notowaniem chwilowych wartości, a nawet i wartości ustalonych szeregu parametrów, gdyż praktycznie nie jest to możliwe.

Ogólnie można powiedzieć, że aparatura pomiarowa służy do:

- kontroli bieżącej przebiegu badanych zjawisk,
- udokumentowania interesujących wartości liczbowych,
- dostarczenia danych do analizy szczegółowej.

Wzrost osiągnięć współczesnych samolotów powoduje wzrost wymagań co do ilości mierzonych parametrów, dokładności ich pomiaru, pewności działania, małych ciężarów i małej objętości układu pomiarowego, oraz zaprojektowania takiego układu pomiarowego, który przy możliwie małym nakładzie pracy zapewnia szybkie opracowanie wyników do postaci ostatecznej. Mając na względzie wzrastają



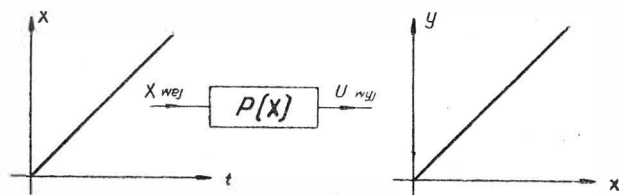
Rys. 1. Schemat funkcjonalny układu pomiarowego

jące wymagania oraz duży koszt aparatury (dane z literatury zagranicznej mówią, że koszt aparatury pomiarowej dla typowego programu prób prototypu samolotu zawiera się w granicach miliona dolarów) wydaje się konieczne systematyczne podejście do projektowania tego rodzaju układów pomiarowych.

Uwagi ogólne o projektowaniu układów pomiarowych do prób samolotów w locie

Podstawą do projektowania jest program opracowany przez inżyniera prowadzącego próby, z którego wynikają zasadnicze charakterystyki układu pomiarowego. W związku z tym należy mieć przede wszystkim na uwadze następujące czynniki:

— Ilość mierzonych parametrów. W każdym programie badań bardzo łatwo jest uzasadnić konieczność pomiaru prawie każdego zjawiska, należy jednak przede wszystkim ustalić kolejność ważności pomiaru poszczególnych parametrów. Kolejność taka jest szczególnie ważna w przypadku prób w locie, gdzie zazwyczaj nie dysponuje się wystarczającym miejscem na rozmieszczenie dowolnej ilości aparatury. Oprócz tego na początku prób nie zawsze da się ustalić z góry wymaganą ilość mierzonych parametrów, gdyż w czasie ich trwania mogą wystąpić niespodziewane zjawiska, które muszą być uwzględnione w dalszym programie. Wiąże się to przeważnie z koniecznością



Rys. 2. Przekształcenie bezpośrednie

pomiaru dodatkowych parametrów. Z tego względu ewentualność taka musi być brana pod uwagę, gdyż pozwoli to na szybkie przystosowanie układu pomiarowego do nowych warunków prób.

— Wymagane charakterystyki dynamiczne. Charakterystyka dynamiczna układu pomiarowego określa jego zdolność do śledzenia zmian mierzonych wielkości i wyznaczana jest zazwyczaj przez charakterystyki dynamiczne zastosowanych w układzie czujników oraz przyrządów rejestrujących. O doborze układu pomiarowego ze względu na wymagane charakterystyki dynamiczne decyduje charakter wykonywanych prób.

Pełny zakres wymagań w tym względzie może być podzielony na cztery kategorie częstotliwościowe:

a) od stanu ustalonego do około 20 Hz, do pomiaru osiągnięć i parametrów układu sterowania,

b) od stanu ustalonego do około 100 Hz, do pomiaru drgań typu flutter,

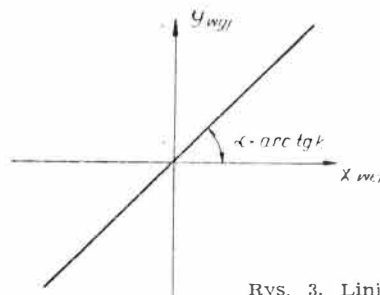
c) od około 2 Hz do kilku tysięcy, do badania drgań typu mechanicznego,

d) od około 20 Hz do 50 000 Hz i wyżej, do pomiaru drgań wysokiej częstotliwości i krótkotrwałych przebiegów niestabilnych, jak np. działanie fali podmuchu wywołanej działaniem uzbrojenia samolotu na jego konstrukcję itp.

— Dopuszczalna złożoność układu. Złożoność układu pomiarowego wynika z dwóch podstawowych źródeł: wzrastającego stopnia automatyzacji oraz wadliwej konstrukcji układu. Pożądany stopień automatyzacji zależy od wielu czynników i należy go ustalić dla każdego konkretnego przypadku. Układy pomiarowe o wysokim stopniu automatyzacji są stosunkowo kosztowne i strona ekonomiczna zagadnienia nie może być tu pominięta. Innym powodem złożoności może być skonstruowanie układu pomiarowego z niedopasowanych zespołów oraz usiłowanie małego podwyższenia dokładności poza granice charakterystyczne dla danego układu.

— Dokładność. Pomiar przedstawia wartość wtedy, gdy jest możliwa ocena uchybów związana z jego wykonaniem. Nigdy nie dokonuje się pomiarów rzeczywistych. Wszystkie zjawiska mogą być zmierzone z pewnym przybliżeniem. Projektujący układ pomiarowy do prób w locie spotyka się z pewnymi parametrami, które muszą być pomierzone z dużą dokładnością, inne natomiast nie wymagają bardzo dokładnego pomiaru. Z tego punktu widzenia należy dobrać przyrządy o wysokiej klasie dokładności do pomiaru tych parametrów, których dokładność jest bardzo istotna. W pozostałych przypadkach należy korzystać z przyrządów niższej klasy. Nieprzestrzeganie tego kryterium rzeczywistych potrzeb zwiększa niepotrzebnie koszt przeprowadzenia prób.

— Opracowanie wyników. Wybór między ręcznym i maszynowym opracowaniem wyników uwarunkowany jest ogólną liczbą wymaganych przeliczeń, objętością wyników,



Rys. 3. Liniowa charakterystyka statyczna

czasem, w jakim pożądane jest ich opracowanie, oraz charakterem badań.

Automatyczne opracowanie wyników przyspiesza wielokrotnie zakończenie prób. Bywają również przypadki, że przed ich opracowaniem nie można planować następnego lotu ze względu na możliwość powstania takiej sytuacji, w której mogłaby nastąpić awaria lub sytuacji zagrażającej życiu pilota.

Dla zobrazowania, ile czasu wymaga opracowanie wyników metodami ręcznymi, może posłużyć przykład, że na godzinę lotu pomiarowego (składa się na to kilka lotów) przypada średnio około 1000 godzin na pełne ich opracowanie. Mając na względzie dużą pracochłonność przy opracowaniu wyników, należy rozpatrzyć możliwości (w ramach posiadanej aparatury) pewnych przeliczeń na drodze elektrycznej przed rejestracją, co w znacznym stopniu ułatwi ich opracowanie.

— Posiadane doświadczenie i aparatura. Kolejny z wymienionych czynników odgrywa również niepoślednią rolę. Bowiem projektujący tego rodzaju układ pomiarowy nie zawsze dysponuje jednolitymi zestawami do badań o określonym charakterze. Dysponuje zwykle szeregiem przyrządów, z których może zestawić wymagany układ spełniający warunki do badań określonego charakteru. Należy jednak podkreślić, że potrzebne jest do tego celu duże doświadczenie projektującego.

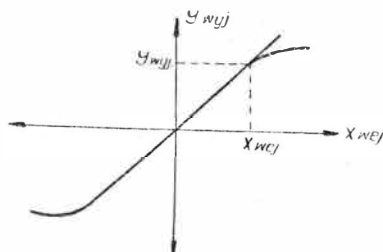
Analiza funkcjonalna elementów układu pomiarowego

Rys. 1 obrazuje w głównych zarysach kolejne etapy, które następują przy każdym pomiarze niezależnie od tego,

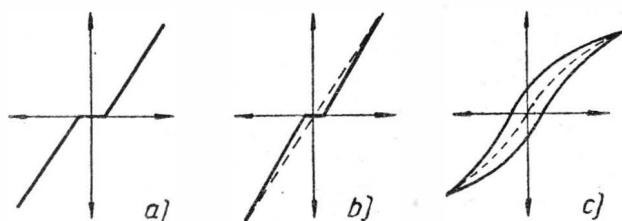
czy metoda pomiaru jest prosta czy złożona. Analizy elementów układu dokonano mając na względzie głównie funkcję, jaką dany element spełnia w układzie.

Przetwarzanie

Określone przez program prób zjawiska, które mają podlegać pomiarowi, są przeważnie wielkościami nieelektrycznymi. Mierzona wielkość przekształca się w takich



Rys. 4. Linearyzowana charakterystyka statyczna



Rys. 5. Linearyzacja charakterystyk statycznych strefą nieczułości i pętlą histerezy

przypadkach na wielkość elektryczną. Urządzenia, które do tego celu służą, noszą nazwę czujników, przetworników, przemienników itp.

W literaturze spotyka się często każde z tych określeń. Ta różnorodność nazw uwarunkowana jest wieloma względami, a między innymi rolą, jaką czujniki spełniają w układach pomiarowych, układach automatycznego sterowania, specyfiką rozwiązań konstrukcyjnych itp.

Metodyka przekształceń mierzonych wielkości nieelektrycznych na wielkości elektryczne jest różna i uzależniona głównie od potrzeb. Charakteryzując czujniki pod względem metod przekształcenia można je podzielić na czujniki z wyjściem analogowym i czujniki z wyjściem cyfrowym (przez dane analogowe rozumie się rodzaj informacji ciągłej, a za dane cyfrowe informację, gdzie każdy element reprezentuje poszczególny punkt w czasie). Każdy z wymienionych sposobów jest obecnie stosowany. Do zalet analogowego sposobu przekształcenia należy zaliczyć szeroką możliwość stosowania techniki filtrowania dla eliminacji zakłóceń oraz dużą łatwość korygowania zera na całej skali. Wadą natomiast są przeważnie trudności konstrukcyjne. Warunkiem stosowania jednego lub drugiego sposobu przekształcenia jest posiadanie odpowiednich przyrządów rejestrujących i urządzeń do opracowania wyników. Zasada działania czujników — tak w jednym jak i w drugim przypadku — może być ta sama. Różnice wtedy polegają jedynie na sposobie ukształtowania sygnału wyjściowego.

a) przekształcenia bezpośrednie.

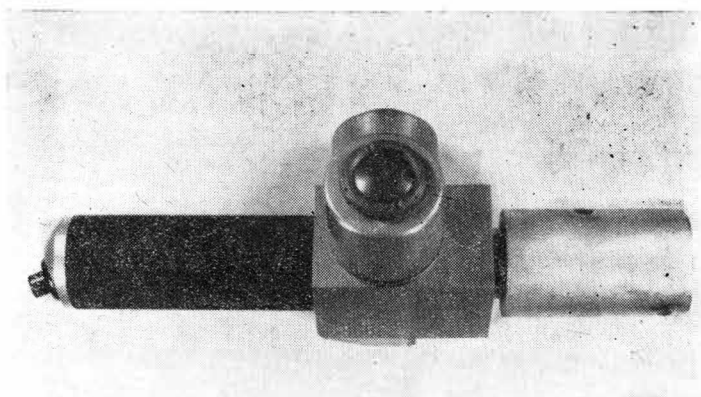
Przy bezpośrednim przekształceniu ciągłej wielkości nieelektrycznej x_{wej} , w ciągły sygnał elektryczny na wyjściu y_{wyj} , równanie przekształcenia ma postać:

$$\Delta y_{wyj} = k \Delta x_{wej}$$

Przykładem tego rodzaju przetwarzania mogą być oporo- we czujniki temperatury, tensometryczne czujniki do pomiaru sił, naprężeń, odkształceń itp.

b) przekształcenia pośrednie.

W większości przypadków przekształcenia takiego dokonuje się w sposób pośredni, tzn. mierzona wielkość nieelektryczna zamieniona zostaje na innego rodzaju wielkość



Rys. 6a. Potencjometryczny czujnik do pomiaru sił na sterze wysokości i lotkach

nielektryczną, która z kolei przetwarzana jest na sygnał elektryczny. Równanie przekształcenia ma wtedy postać:

$$\begin{aligned} \Delta v &= k_1 \cdot \Delta x \\ \Delta y &= k_2 \cdot \Delta v \\ \Delta y &= k_1 \cdot k_2 \cdot \Delta x \end{aligned}$$

Przykładem takich przekształceń mogą być czujniki ciśnienia, przyspieszeń itp. Niekiedy nie udaje się ograniczyć do jednego pośredniego elementu i w takich przypadkach równanie przekształcenia będzie się przedstawiało następująco:

$$\begin{aligned} \Delta v &= k_1 \Delta x \\ \Delta u &= k_2 \Delta v \\ \Delta y &= k_3 \Delta u \\ \Delta y &= k_1 \cdot k_2 \cdot k_3 \cdot \Delta x \end{aligned}$$

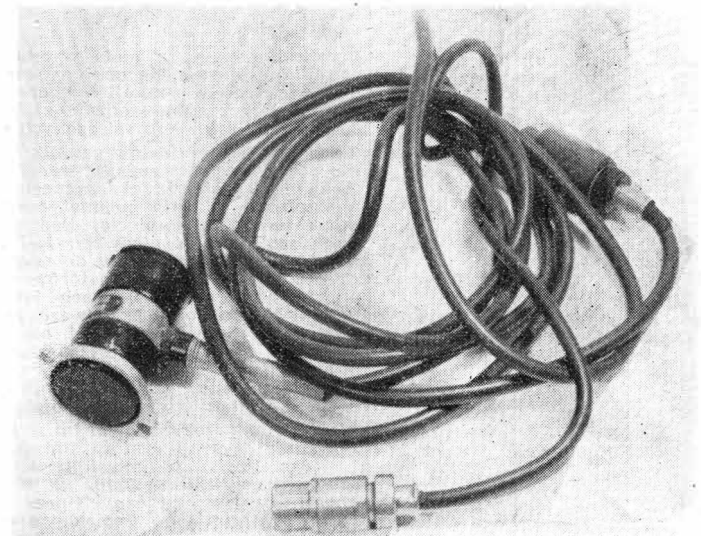
W ten sposób czujnik może składać się z jednego, dwóch lub trzech elementów pośrednich. Zasadniczym żądaniem, stawianym tego rodzaju analogowym formom przekształcenia, jest żądanie proporcjonalności między wielkościami na wejściu i wyjściu.

Elementów pośrednich w dużym stopniu da się uniknąć stosując przekształcenia cyfrowe. Przekształcenia cyfrowe realizuje się przy pomocy czujników z charakterystykami impulsowymi. Wielkość wejściowa przy tych przekształceniach zmienia się w sposób ciągły, a sygnał na wyjściu pojawi się, gdy wielkość na wyjściu osiągnie ustalone przed pomiarem wartości charakterystyczne. Przykładem tego rodzaju przetwarzania mogą być niektóre czujniki zużycia paliwa (obracająca się turbinka zwiiera styk po przepłynięciu określonej z góry ilości paliwa) itp.

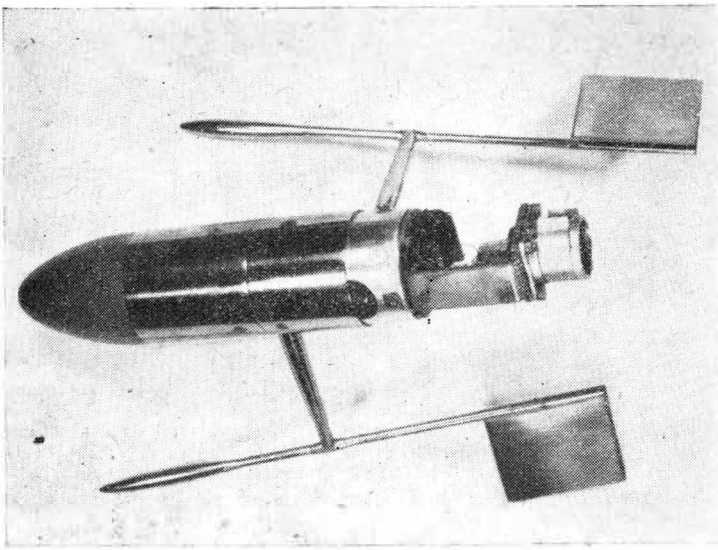
Charakterystyki statyczne i dynamiczne czujników

Charakterystyką statyczną czujnika w ogólnym przypadku przyjęto nazywać zależność wielkości wyjściowej od wielkości wejściowej dla ustalonych warunków pracy

$$y_{wyj} = f(x_{wej})$$



Rys. 6b. Indukcyjny czujnik do pomiaru drgań



Rys. 6c. Potencjometryczny czujnik do pomiaru kąta natarcia i ślizgu

Przy dokładnej analizie wszystkie zjawiska fizyczne powinny być opisywane nieliniowymi równaniami różniczkowymi. Podyktowane to jest między innymi nasyceniem w obwodach magnetycznych, tarciami itp. Z tego względu nawet w warunkach pracy ustalonej trudno osiągnąć ścisłą zależność

$$y_{wyj} = k(x_{wej})$$

Idealna liniowa charakterystyka statyczna stanowi prostą przechodzącą przez początek współrzędnych pod kątem $\alpha = \arctg k$.

W przypadku charakterystyki statycznej o małym stopniu nieliniowości dla ograniczonego przedziału zmian wielkości wejściowej można ją przyjmować za liniową (rys. 3).

Jednak linearyzacji charakterystyk statycznych nie można dokonywać we wszystkich przypadkach. Ma to miejsce przy wybitnie nieliniowych charakterystykach statycznych (rysunek 4). Charakterystyka z rys. 5a nie nadaje się do linearyzacji ze względu na dużą stratę nieczułości, charakterystyka z rys. 5b może być linearyzowana w przypadku małej strefy nieczułości, a charakterystyka z rys. 5c jedynie w przypadku wąskiej pętli histerezy.

Oprócz linearyzacji graficznej charakterystyk statycznych istnieje metoda analityczna. Polega ona na rozkładzie równania na szereg Taylora i wzięciu pod uwagę jego liniowych członów. Należy jednak podkreślić, że zarówno graficzną, jak i analityczną linearyzację wykonuje się w określonych przedziałach zmian wielkości wejściowej. Omawiane charakterystyki statyczne pozwalają ocenić pracę czujników w warunkach ustalonych, ponieważ jednak czujniki pracują praktycznie cały czas w warunkach niestabilnych, projektujący układ pomiarowy powinien zdawać sobie sprawę z ich dynamicznych właściwości. Klasyczne przykłady czujników stosowanych w układach pomiarowych do prób samolotów w locie dają się zwykle opisać równaniami różniczkowymi pierwszego i drugiego rzędu. W przypadku, gdy czujnik da się opisać liniowym równaniem różniczkowym pierwszego rzędu, charakterystyka dynamiczna jest całkowicie określona przy pomocy stałej czasu, a w przypadku drugim — charakterystyka dynamiczna określona jest przy pomocy dwóch parametrów, a mianowicie: częstotliwości własnej i współczynnika tłumienia. Przy rozpatrywaniu czujników, które nie spełniają warunków „liniowości dynamicznej”, należy się posługiwać krzywą amplitudową i fazową w funkcji częstotliwości dla każdej amplitudy wejściowej. W literaturze fachowej spotyka się wiele metod praktycznego określania charakterystyk dynamicznych, należy jednak przestrzec przed ich uogólnieniem do wszystkich spotykanych w praktyce przypadków.

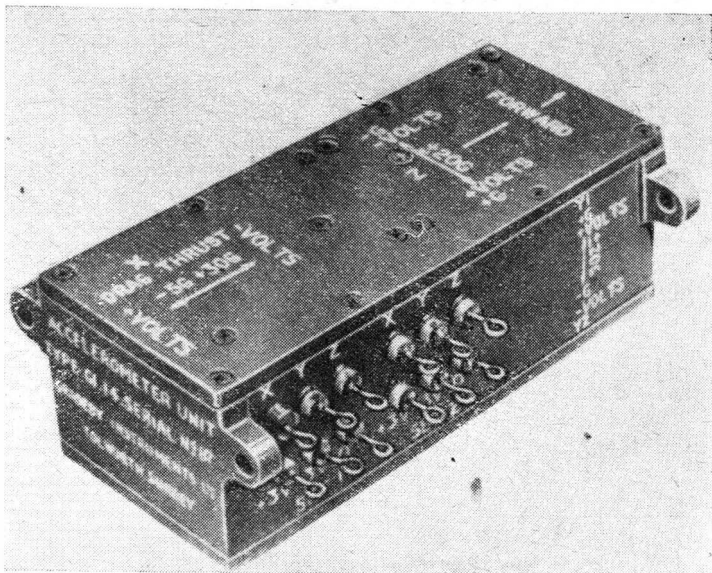
Przegląd czujników stosowanych w układach pomiarowych do prób samolotów w locie

W układach pomiarowych do prób samolotów w locie spotyka się czujniki oparte na różnych zasadach działania.

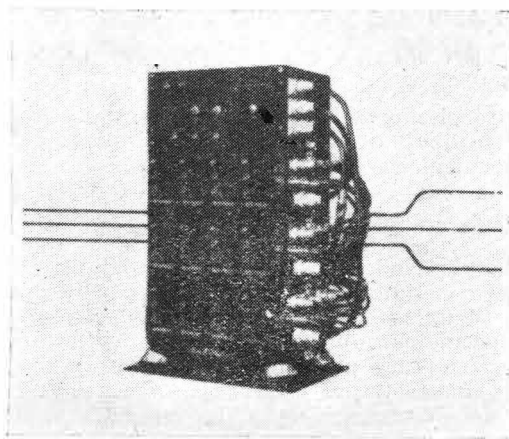
Tabela 1

Charakterystyka niektórych czujników stosowanych do prób samolotów w locie

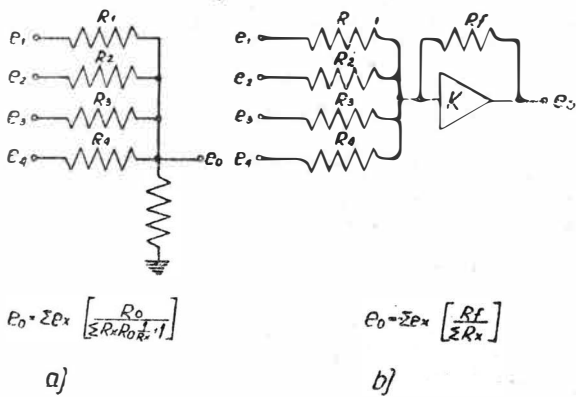
Lp.	Grupa	Podgrupa	Krótką charakterystyka	Zastosowanie
1	2	3	4	5
1	Oporowe	a) Potencjometr.	Prosta obsługa i stosunkowo duża łatwość wykonania. Dla uzyskania żądanych charakterystyk statycznych stosuje się różne sposoby rozwiązań konstrukcyjnych. Istotną wadą czujników potencjometrycznych jest konieczność zapewnienia styku elektrycznego między szczotką i potencjometrem. Do wykonania potencjometrów używa się zwykle drutu konstantanowego, który posiada mały współczynnik zmiany oporu elektrycznego.	Pomiar wychyleń elementów układu sterowania, pomiar przyspieszeń sił w ukl. sterowania samolotem, pomiar ciśnień, prędkości kątowych, kąta natarcia i ślizgu itp.
		b) Tensometryczne	Małe wymiary, prosta konstrukcja, łatwy montaż na dowolnych elementach badanego obiektu. Wadą natomiast jest konieczność stosowania stosunkowo rozbudowanej aparatury elektronicznej. Zakres zastosowań można rozszerzyć budując aparaturę w oparciu o technikę tranzystorową	Tego rodzaju czujniki stosuje się podczas badań w locie przy określaniu obciążeń dynamicznych wielkości elementów składowych samolotu w różnych warunkach lotu, startu i lądowania
		c) Termoelektryczne	Prosta konstrukcja, małe wymiary. Do wykonania tego rodzaju czujników stosuje się drut o dużym współczynniku zmiany oporu elektrycznego w funkcji temperatury (miedź, nikiel, platyna, wolfram). Poszczególne rodzaje zastosowanego drutu uwarunkowane są głównie zakresem mierzonych temperatur	Pomiar temperatury otoczenia samolotu, temperatury olejów, pomiar małych prędkości gazów
	Indukcyjne	Transformatorowe	Ze wszystkich rodzajów czujników indukcyjnych najczęściej obecnie stosowane są czujniki transformatorowe. Czujnik transformatorowy przedstawia elektromechaniczny układ do pomiaru przemieszczenia rdzenia magnetycznego i przetworzenia tego przemieszczenia na napięcie. Podstawową zasadą w każdym typie transformatora różnicowego jest duża zmiana oporu magnetycznego obwodu w stosunku do małych zmian przemieszczeń rdzenia. Czułość takich transformatorów jest stosunkowo wysoka. Czujniki oparte na transformatorach jako elementach przetwarzających nadają się do pomiaru w warunkach statycznych i dynamicznych. Posiadają małe wymiary i ciężar. Istotną ich wadą z punktu widzenia zastosowań jest konieczność rozbudowania układu pomiarowego. Wadę tę można ograniczyć stosując układy tranzystorowe zmniejszające wydatnie ciężar i objętość aparatury	Pomiar sił w układzie sterowania samolotu, przyspieszeń, prędkości kątowych, drgań, ciśnień, przemieszczeń itp.
	Pojemnościowe		Elementem przekształcającym w tych czujnikach jest kondensator. Posiadają wysoką czułość statyczną i dynamiczną, małe wymiary i ciężar. Posiadają jednak istotne wady ograniczające praktyczne ich wykorzystanie. Jedną z podstawowych wad jest niestabilność charakterystyk statycznych przy zmianie warunków pracy (temperatura, wilgotność). Pociąga to za sobą konieczność wprowadzenia do układu pomiarowego kompensacji tych wpływów dla zapewnienia wymaganej dokładności.	Pomiar ciśnień, małych przemieszczeń



Rys. 6d. Potencjometryczny czujnik do pomiaru przyspieszeń na trzy składowe



Rys. 7. Wzmacniacz operacyjny



Rys. 8a, b. Sumowanie napięć

Wszystkie jednak powinny odznaczać się wspólnymi cechami warunkującymi wykonanie pomiaru w czasie prób samolotu w locie. Należą do nich następujące charakterystyki:

- 1) odpowiednia czułość statyczna i dynamiczna,
- 2) odporność na przeciążenia mechaniczne,
- 3) mały wpływ warunków klimatycznych,
- 4) małe wymiary i ciężar,
- 5) wysoka niezawodność pracy,
- 6) łatwy montaż i demontaż na badanym obiekcie.

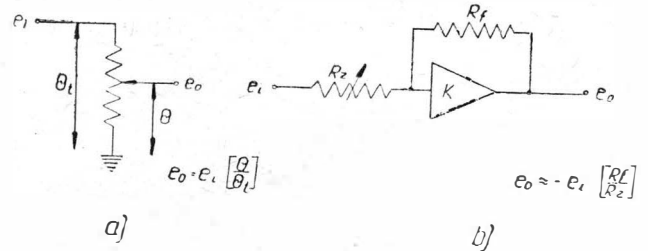
W tabeli 1 omówiono niektóre rodzaje czujników, które najczęściej są współcześnie stosowane w próbach w locie,

a na rysunkach 6a, b, c, d przedstawiono niektóre ich ilustracje.

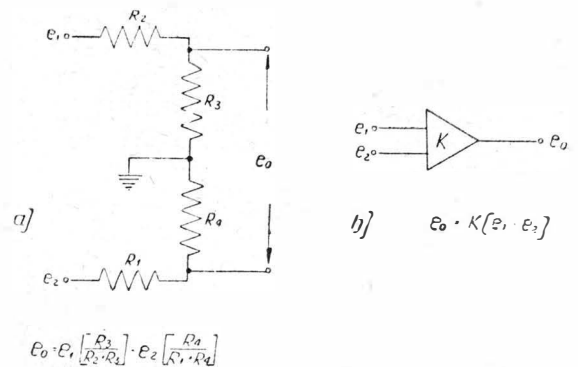
Oprócz czujników omówionych w tabeli 1, w układach pomiarowych do prób samolotów w locie spotyka się szereg innych czujników (termopary do pomiaru temperatury gazów wylotowych, czujniki typu generatorowego, czujniki piezoelektryczne, fotoelektryczne itp.), które nie zostały omówione ze względu na ograniczenie tematu do poglądowego przedstawienia zagadnienia czujników.

Modyfikacja

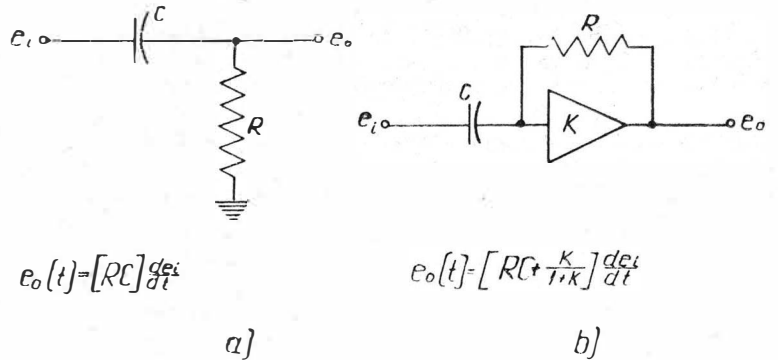
Wytworzony przy pomocy czujnika odpowiednik mierzonego parametru poddawany jest przed rejestracją określo-



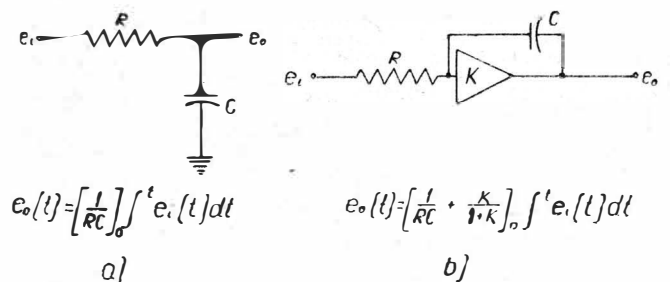
Rys. 9a, b. Odejmowanie napięć



Rys. 10a, b. Dzielenie napięć



Rys. 11a, b. Całkowanie napięć

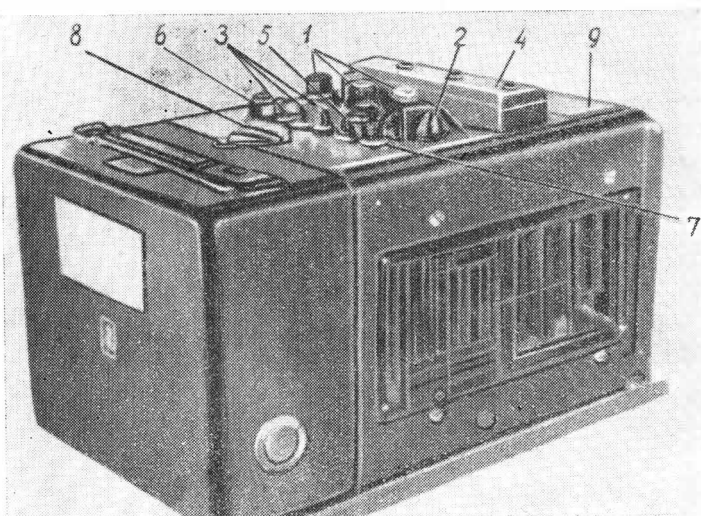


Rys. 12a, b. Różniczkowanie napięć

nej modyfikacji. Przyrządy służące do tego celu spełniają w zasadzie następujące zadania:

- Przetworzenie postaci sygnału wyjściowego czujnika na postać napięciową lub prądową.
- Kojarzenie według określonej zależności matematycznej dwóch lub więcej sygnałów wyjściowych poszczególnych czujników.
- Wzmocnienie.
- Filtrowanie.

Projektujący układ pomiarowy dla typowego programu prób samolotu powinien zwrócić szczególną uwagę na ocenę możliwości dokonania szeregu przeliczeń przed rejestracją. Takie operacje, jak sumowanie, mnożenie, dzielenie, różniczkowanie i całkowanie mogą w znacznym stopniu ułatwić późniejszą analizę zarejestrowanych wyników. Rozwój techniki tranzystorowej ułatwia obecnie w znacznym stopniu konstruowanie odpowiedniej do tego celu aparatury, przy stosunkowo małych wymiarach i ciężarze. Ważnym

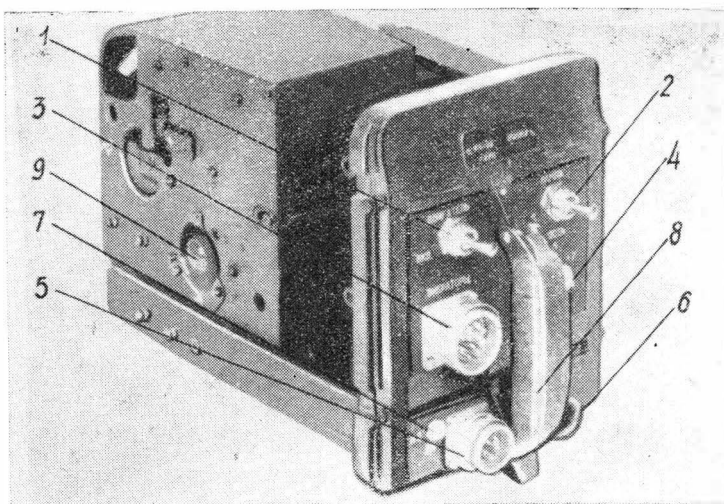


Rys. 13a. Oscylograf typu K12-21

zagadnieniem przy projektowaniu przyrządów służących do określonej modyfikacji sygnału jest dobór elementów (tranzystorów, diod, kondensatorów) ze względu na stałość charakterystyk przy ich pracy w zmiennych warunkach klimatycznych. Zasady dokonywania tego rodzaju operacji podano przykładowo na rys. 8. Przykład z tego rysunku obrazuje sumowanie napięć.

Układ na rys. 8b realizuje tę operację dokładniej ze względu na brak wpływu obciążenia na wyjściu na jakość operacji, co ma miejsce w przypadku schematu z rys. 8a.

Na rys. 9 pokazano zasadę odejmowania. W tym przypadku z wyżej wymienionych względów, jakość tej operacji jest większa w układzie z rys. 9b, niż w układzie z rys. 9a. Podobnie jest również w przypadku dzielenia



Rys. 13b. Oscylograf typu K5-22

rys. 10 a, b. Operację całkowania pokazano na rys. 11 a, b. Układ z rys. 11b zwiększa czas dokonywania operacji bez wydatnego pogorszenia dokładności, co ma miejsce w przypadku układu z rys. 11a.

Oprócz tego układ z rys. 11b pozwala na wzmocnienie sygnału wyjściowego.

Zasadę różniczkowania pokazano na rys. 12 a, b. Układ z rys. 12b realizuje dokonanie dokładnej operacji z możliwością wzmocnienia sygnału wyjściowego.

Rejestracja

Kolejnym etapem po dokonaniu modyfikacji sygnału przesyłanego czujnika jest zapis dla umożliwienia analizy wyników. W układach pomiarowych do prób w locie spotyka się obecnie zasadniczo dwa typy rejestratorów, a mianowicie: oscylografy pętlicowe i rejestratory magnetyczne. Inne typy rejestratorów (rysykowe i inne) wyszły z praktycznego zastosowania ze względu na małą ilość kanałów, duże wymiary oraz niewygodną postać zapisu dla opracowania wyników. Dla spełnienia wymagań rejestratory do prób nowoczesnych samolotów powinny odznaczać się następującymi cechami:

- wystarczającą liczbą kanałów rejestrujących,
- wysoką dokładnością i odpowiednimi charakterystykami dynamicznymi,
- dużym zapasem taśmy, warunkującym czas trwania pomiaru,
- możliwością regulacji szybkości ruchu taśmy w szerokich granicach,
- małymi wymiarami i ciężarem,
- prostą konstrukcją umożliwiającą szybką i łatwą obsługę,

Tabela 2

Zalety i wady rejestracji oscylograficznej i magnetycznej

Oscylografy pętlicowe		Rejestratory magnetyczne	
Zalety	Wady	Zalety	Wady
1	2	3	4
<ul style="list-style-type: none"> —Wysoka czułość pętlic pozwalająca na pomiar nawet bardzo małych prądów, bez konieczności wzmocnienia —Rejestracja na jednej taśmie, kilku, kilkunastu, a nawet kilkudziesięciu parametrów jednocześnie —Możliwość rejestracji w szerokim zakresie częstotliwości (od 0 do kilku tysięcy Hz) —Wysoka dokładność rejestracji (od 0,3-1%) —Możliwość zastosowania oscylografów w zmiennych warunkach obciążeń mechanicznych oraz klimatycznych —Małe wymiary i ciężar —Prosta obsługa 	<ul style="list-style-type: none"> —Utrudnione automatyczne opracowanie wyników, a szczególnie przy oscylografach wielokanałowych 	<ul style="list-style-type: none"> —Rejestracja na jednej taśmie od kilku do kilkudziesięciu parametrów jednocześnie —Możliwość rejestracji w szerokim pasmie częstotliwości —Łatwe wprowadzenie zarejestrowanych wyników do automatycznego opracowania —Odporność na zmienne warunki przeciążeń mechanicznych i zmienne warunki klimatyczne 	<ul style="list-style-type: none"> —Złożona konstrukcja wymagająca specjalnie wykwalifikowanego personelu —Wymagana duża stałość napięcia zasilania ze względu na konieczność utrzymania stałej prędkości przesuwu taśmy i stabilizowanego zasilania wzmocniacza zapisu —Konieczność instalowania dodatkowej aparatury dla każdej ścieżki pomiarowej

- g) odpowiednią postacią zapisu, wygodną do opracowania wyników,
 h) niewrażliwością na drgania, przeciążenia mechaniczne i zmienne warunki klimatyczne.

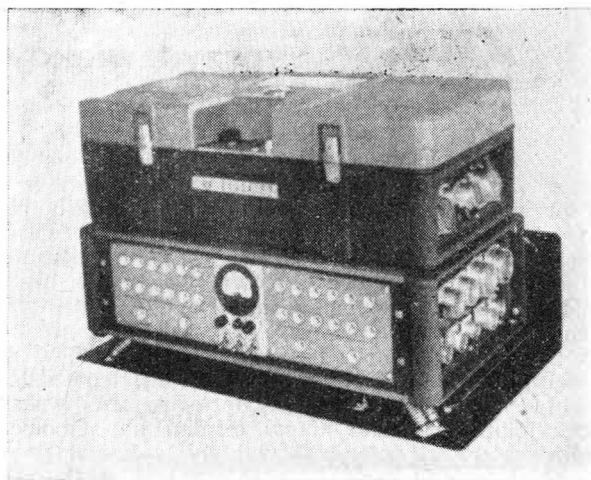
Jeżeli ilość mierzonych parametrów przekracza ilość dysponowanych kanałów rejestratora, należy stosować rozdział w czasie dla zarejestrowania na jednym kanale wię-

szą przełączając określone czujniki na ten sam kanał rejestratora. Należy jednak zaznaczyć, że rejestracja więcej niż jednego parametru na kanale jest niewygodna ze względu na utrudnione opracowanie wyników. W przypadku, gdy

Tabela 3a

Charakterystyki pętlic oscylografów typu K5-22, K12-21 i K20-21

Typ pętlicy	Częstotliwość drgań własnych Hz	Czułość mm/ mA	Opór ramki Ω	Uchyb przy temp.		Maks. dopuszcz. obciążenie mA
				+20 °C	-60 ÷ +50 °C	
I	5000	0,2	10	1,0	1,5	30
II	2500	0,5	25	1,0	1,5	30
III	1200	2,0	10	1,0	1,5	15
IV	300	30	30	1,0	1,5	2
V	80	250	30	1,0	1,5	0,3
VI	80	500	50	1,0	1,5	0,2
VII	80	1000	60	1,5	2,0	0,1



Rys. 14a. Rejestrator magnetyczny typu „Ampex”

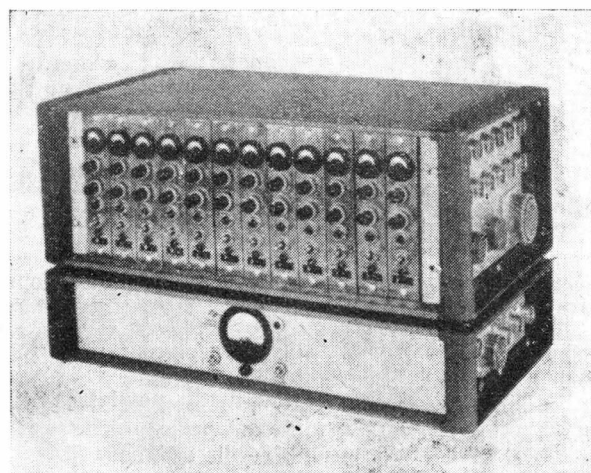
cej, niż jednego parametru. Prawie zawsze można tak pogrupować poszczególne parametry (szczególnie wielkości o małej częstotliwości zmian), aby można dokonywać takiej rejestracji. Rozdziału w czasie dokonuje się za pomocą odpowiednich komutatorów, które z określoną częstotliwo-

ścią przełączają określone czujniki na ten sam kanał rejestratora. Należy jednak zaznaczyć, że rejestracja więcej niż jednego parametru na kanale jest niewygodna ze względu na utrudnione opracowanie wyników. W przypadku, gdy

dysponuje się miejscem na umieszczenie drugiego rejestratora, należy tego unikać.

Tabela 3b

Charakterystyka	Typy oscylografów					
	K4-21	K5-22	K9-21	K1 2-21	12-OS-2	K20-21
1	2	3	4	5	6	7
Liczba pętlic	4	5	9	12	12	20
Szerokość taśmy mm	100	60	100	100	120	150
Zapas taśmy m	10	8	40	20	25	30
Srednia predkosć ruchu taśmy w mm/sek	10 2,5 50 250	1 5 25 125	25 50 200 400 2400 4800	3 12 60 250	5 25 50 250	1 2,5 25 100 250 1000 2500
Napięcie zasilania (V)	27±10%	27±10%	27±10%	27±10%	27±10%	27±10%
Zakres pracy w temp. °C	-60 do +50	-60 do +50	-60 do +50	-60 do +50	-60 do +50	-60 do +50
Pobór prądu A a) bez ogrzew. b) z ogrzew.		6 20	20 27	5 10	3,5 9	9,3 19,1
Waga kpl. KG	8	8,5	33	12	16	27
Wymiary (mm)		255x 314x 130	230x 320x 445	205x 185x 390	370x 290x 230	281x 266x 480



Rys. 14b. Blok wzmacniaczy zapisu rejestratora typu „Ampex”

i 4 zasadnicze charakterystyki niektórych typów oscylografów i rejestratorów magnetycznych stosowanych współcześnie do prób w locie. Na rys. 13a, b i 14 ilustracje oscylografów K5-22, K12-21 i rejestratora magnetycznego typu „Ampex”.

dokończenie w nast. zeszytzie.

Tabela 4

Charakterystyki rejestratorów magnetycznych do prób samolotów w locie

Typ	Przeznaczenie	Rodzaj modulacji	Charakterystyki			
			Ilość kanałów	Zapas taśmy	Średnie predkosćci ruchu taśmy	Charakterystyka i przenoszenie
Ampex	Uniwersalny rejestrator pokładowy	a) zapis bezpośredni b) modulacja szerokości impulsu	14 lub 28	600 m	10; 15; 20; 30; 40 cal/sek	700 Hz ÷ 70 kHz
Midas	Lotniczy rejestrator pokładowy	modulacja częstotliwości	7	250 m	5; 30 cal/sek	brak danych

Ciśnieniowy pomiar wysokości i prędkości lotu samolotu w obszarze przydźwiękowym i naddźwiękowym

Cz. I

Pomiar wysokości i prędkości lotu nadal jest w większości przypadków oparty na zasadzie pomiaru ciśnień: statycznego i całkowitego. Jednym z problemów jest prawidłowe sondowanie tego ciśnienia, tj. pobieranie ich w miejscach, gdzie wartość liczbową tych ciśnień nie byłaby z jakichkolwiek powodów zakłócana, a przy tym tzw. poprawka aerodynamiczna wysokościomierza i prędkościomierza nie przekraczałaby zbyt dużych wartości. W niniejszym artykule podano stosunkowo prostą, lecz zadowalającą metodę wyznaczania tych poprawek oraz wskazówki odnośnie lokalizacji nadajników ciśnień na samolocie, ze szczególnym uwzględnieniem wpływu zakresu prędkości przydźwiękowych na prawidłowość pomiaru prędkości i wysokości lotu.

Oznaczenia

$A = \frac{1}{427} - \frac{\text{Kcal}}{\text{kGm}}$	— ciepły równoważnik pracy
AW	— skrót oznaczenia: Atmosfera Wzorcową
b	— m — połowa rozpiętości płata nośnego
$c_p - \frac{\text{Kcal}}{\text{kG}^\circ\text{K}}$	— ciepło właściwe przy przemianie $p = \text{const.}$
c_z	— współczynnik siły nośnej płata
D	— m — średnica kadłuba
$g - \frac{\text{m}}{\text{sek}^2}$	— przyspieszenie ziemskie
$h_b = h_{pp} + \delta h_a$	— m — wysokość barometryczna
h_p	— m — wysokość przyrządowa
$h_{pp} = h_p + \delta h_l$	— m — wysokość przyrządowa poprawiona
$i - \frac{\text{m}^2}{\text{sek}^2}$	— entalpia przypadająca na jednostkę masy powietrza
$k = \frac{c_p}{c_v}$	— wykładnik adiabaty
l	— m — lokalna ciężka skrzydła
$m - \frac{\text{kG sek}}{\text{m}^3}$	— sekundowy wydatek masowy powietrza na jednostkę powierzchni fali uderzeniowej
$M_\infty = M$	— liczba Macha przepływu niezakłóconego
$M_{\infty_{krd}}$	— liczba Macha przepływu niezakłóconego odpowiadająca pojawieniu się na rozpatrywanym elemencie samolotu lokalnej prędkości, równej prędkości dźwięku
$M_{\infty_{kr g}}$	— liczba Macha przepływu niezakłóconego, przy której na rozpatrywanym elemencie samolotu zanika całkowicie przepływ poddźwiękowy
$p_c - \frac{\text{kG}}{\text{m}^2}$	— ciśnienie całkowite
$p_c - \frac{\text{kG}}{\text{m}^2}$	— ciśnienie całkowite za prostopadłą falą uderzeniową

$p_s - \frac{\text{kG}}{\text{m}^2}$	— ciśnienie statyczne
$S - \frac{\text{Kcal}}{^\circ\text{K}}$	— entropia
$t - ^\circ\text{C}$	— temperatura statyczna w skali Celsjusza
$T - ^\circ\text{K}$	— temperatura statyczna powietrza w skali Kelvina
$T_c - ^\circ\text{K}$	— temperatura spiętrzenia (całkowita) powietrza w skali Kelvina
$T_p - ^\circ\text{K}$	— temperatura przyrządowa w skali Kelvina
$T_{pp} = T_p + \delta T_l - ^\circ\text{K}$	— temperatura przyrządowa poprawiona
$u - \frac{\text{m}^2}{\text{sek}^2}$	— energia wewnętrzna przypadająca na jednostkę masy powietrza
$V = \frac{V_i}{\sqrt{\sigma}} - \frac{\text{km}}{\text{h}}$	— prędkość rzeczywista względem powietrza
$V_i = V_o + \delta V_{\delta c} - \frac{\text{km}}{\text{h}}$	— prędkość równoważna poprawiona
$V_o = V_{pp} + \delta V_a - \frac{\text{km}}{\text{h}}$	— prędkość równoważna
$V_D - \frac{\text{km}}{\text{h}}$	— prędkość przyrządowa
$V_{pp} = V_D + \delta V_l - \frac{\text{km}}{\text{h}}$	— prędkość przyrządowa poprawiona
α — stopień	— kąt zawarty między osią sondy ciśnieniowej a kierunkiem strug przepływu niezakłóconego
β	— stała termometru z nasadką
δh_a	— m — poprawka aerodynamiczna wysokościomierza
δh_l	— m — poprawka laboratoryjna wysokościomierza
$\delta T_l - ^\circ\text{K}$	— poprawka laboratoryjna termometru
$\delta V_a - \frac{\text{km}}{\text{h}}$	— poprawka aerodynamiczna prędkościomierza
$\delta V_l - \frac{\text{km}}{\text{h}}$	— poprawka laboratoryjna prędkościomierza
$\delta V_{\delta c} - \frac{\text{km}}{\text{h}}$	— poprawka prędkościomierza na ściśliwość
$\Delta p_c - \frac{\text{kG}}{\text{m}^2}$	— błąd ciśnienia całkowitego
$\Delta p_s - \frac{\text{kG}}{\text{m}^2}$	— błąd ciśnienia statycznego
$\rho - \frac{\text{kG sek}^2}{\text{m}^4}$	— gęstość powietrza na wysokości lotu

$$\rho_0 = \frac{kG \text{ sek}^2}{m^4} \text{ — gęstość powietrza na poziomie morza wg AW}$$

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_0} \text{ — gęstość względna}$$

Uwagi: 1. Indeks „1” dotyczy parametrów przepływu powietrza przed falą uderzeniową. Indeks „2” dotyczy parametrów przepływu powietrza za falą uderzeniową.

2. W tekście, w nawiasach kwadratowych, kolejny numer literatury podano zgodnie z załączonym wykazem.

Wstęp

W miarę wzrostu prędkości i wysokości lotu nowoczesnych samolotów komplikuje się problem dokładnego pomiaru tych parametrów. Przy użyciu powszechnie stosowanych ciśnieniowych metod pomiaru już przy małych i średnich prędkościach zachodzi konieczność wprowadzania różnych poprawek do wskazań prędkościomierza i wysokościomierza, a przy dużych, zagadnienie to komplikuje się zarówno teoretycznie, jak i pod względem metod ich wyznaczania.

Poniższy artykuł omawia ten problem od strony teoretycznej i praktycznych sposobów jego rozwiązania.

Niezależnie od tego, czy chodzi o prędkości poddźwiękowe czy naddźwiękowe, podstawowym i powszechnie przyjętym sposobem wyznaczania prędkości samolotu względem powietrza za pomocą aparatury pokładowej jest metoda pomiaru ciśnienia całkowitego i statycznego.

Odpowiednie wzory, omówione w tekście, dające zależność między różnicą ciśnień (całkowitego i statycznego) a prędkością, umożliwiają przecechowanie tarczy manometru, którym jest w zasadzie prędkościomierz, przy czym jeden z tych wzorów obowiązuje dla całego zakresu prędkości mniejszych od prędkości dźwięku z dodatkowym uproszczeniem przy $M < 0,2$, kiedy to odrzuca się dalsze wyrazy rozwinięcia na szereg, przyjmując, że różnica ciśnień równa się ciśnieniu dynamicznemu.

$$p_c - p_s = \frac{\rho V^2}{2}$$

Drugi wzór, tzw. Rayleigha, drogą pośrednią, przez liczbę M , umożliwia naniesienie podziałki dla prędkości przewyższających prędkość dźwięku. Wzór ten uwzględnia spadek ciśnienia całkowitego, powstały na skutek wytworzenia się prostej fali uderzeniowej przed sondą ciśnienia całkowitego, a której źródłem jest sama rurka Pitota.

Podziałka prędkościomierza, naniesiona wg wyżej wspomnianych wzorów dla idealnego prędkościomierza (bez błędów laboratoryjnych i błędów aerodynamicznych), obowiązuje w warunkach atmosfery wzorcowej na poziomie morza, tzn. przy $p = 760 \text{ mm Hg}$ i $t = 15^\circ\text{C}$. Przy pomiarach prędkości na wysokościach innych niż standartowa wysokość barometryczna na poziomie morza, do wskazań prędkościomierza wprowadza się tzw. „poprawki na ściśliwość”. Ponieważ poprawki te zostały szczegółowo rozpatrzone w dotychczas opracowanych metodykach i stosowane są od dawna podczas prób w locie, warto tu jedynie przypomnieć, że poprawki te δV_{sc} zależą od prędkości równoważnej V_0 i wysokości lotu h . Uwzględnienie ich pozwala wyznaczyć tzw. prędkość równoważną poprawioną V_i , a w następstwie, po podzieleniu przez $\sqrt{\sigma}$, prędkość rzeczywistą V .

Widać więc, że niezależnie od zakresu, teoretycznych trudności przy pomiarze prędkości nie ma i że stosuje się metody już dobrze znane.

Sprawa polega jednak na tym, aby mierzone ciśnienia zarówno całkowite, jak i statyczne, były prawidłowo wysondowane, tzn. pobierane w miejscach, gdzie ich wartość liczbowa nie byłaby z jakichkolwiek powodów zakłócona. Ponieważ takich idealnych miejsc ani warunków na samolocie nie ma, chodzi o to, aby nieuniknione zniekształcenia ciśnień były niewielkie oraz aby miały one wartość jednoznaczną i w konkretnych warunkach lotu wyznaczalną.

Przechodząc do omówienia wymagań, jakie należy spełnić przy sondowaniu ciśnień, trzeba stwierdzić co następuje:

Warunki dla ciśnienia całkowitego

Ciśnienie całkowite jest wysondowane prawidłowo, jeżeli w strudze powietrza, na drodze od strumienia wolnego do

jej pełnego wyhamowania w otworze ciśnienia całkowitego sondy, zachodzi przemiana izentropowa, tzn. bez wymiany energii z otoczeniem. Warunki takie istnieją nawet tam, gdzie ciśnienie statyczne podlega wpływom pola ciśnień wokół samolotu, o ile oczywiście to pole ciśnień spowodowane jest adiabatycznymi zakłóceniami przepływu. Nie ma natomiast takich warunków w strumieniu zaścigowym, w cieniu aerodynamicznym za jakimkolwiek elementem samolotu, w warstwie przyściennej oraz, co jest ważne dla prędkości przydźwiękowych i naddźwiękowych, za falą uderzeniową, spowodowaną przez elementy samolotu.

Nie do uniknięcia jednak jest wyprzedzenie czoła sondy ciśnienia całkowitego przez prostą falę uderzeniową, wytworzoną przez samą sondę, znajdującą się w ruchu z prędkością naddźwiękową. Jednak strata ciśnienia całkowitego spowodowana przez tę falę jest, w konkretnych warunkach lotu, jednoznaczna i uwzględnia ją użyty do cechowania prędkościomierza wzór Rayleigha.

Przyuczyny konieczności uniknięcia wpływu na ciśnienie całkowite fal uderzeniowych, pochodzących od samolotu, jak również sposób kontroli prawidłowości umieszczenia sondy ciśnienia całkowitego zostaną omówione w dalszym ciągu artykułu.

Warunki dla ciśnienia statycznego

Podczas sondowania ciśnienia statycznego przy prędkościach przydźwiękowych i naddźwiękowych napotyka się te same trudności, co i przy prędkościach poddźwiękowych. Mianowicie pole ciśnień, wywołane obecnością samolotu, zniekształca ciśnienie otoczenia. Toteż przy lokalizacji sondy ciśnienia statycznego trzeba wyszukiwać takie miejsce, aby — jak już wspomniano — odchylenia były możliwie niewielkie i miały charakter stacjonarny, tzn. w określonych warunkach lotu były jednoznaczne. Wielkość tych odchyłeń wyznacza się odpowiednim cechowaniem w locie. Znalezione doświadczalnie odchylenia, wzięte ze znakiem przeciwnym, dają tak zwane poprawki aerodynamiczne. W literaturze angielskiej nazwano je błędami położenia (position errors), ponieważ o ich wielkości decyduje umiejscowienie (pozycja) sondy ciśnienia statycznego. Metody praktycznego wyznaczania tych poprawek na dużych wysokościach, przy prędkościach przydźwiękowych i naddźwiękowych, będą tematem niniejszego artykułu.

Sondy ciśnienia całkowitego i statycznego są stosowane dla całego omawianego zakresu prędkości w formie standartowych rurek Pitota. Ich kształt zewnętrzny (profil tworzącej) jest podyktowany troską o niewrażliwość tych rurek na odchylenia przepływu od kierunku poosiowego, w możliwie szerokim zakresie kątów natarcia i ślizgu.

Odległość zaś otworków statycznych od czoła rurki, wyrażona jako wielokrotność średnicy rurki, jest tak dobrana, aby strumień powietrza przyhamowany prostą falą uderzeniową powstałą przed czołem rurki, mógł się znów rozpedzić i ciśnienie statyczne wrócić do wartości ciśnienia statycznego strumienia.

W artykule podano wykresy i tabele zacierpnięte z literatury zagranicznej, obrazujące doświadczalnie sprawdzony wpływ pozycji rurek na samolocie oraz wpływ kąta natarcia na procentowo wyrażony błąd mierzonych ciśnień w stosunku do ciśnienia dynamicznego.

Fale uderzeniowe i ich źródła

Z prędkościami przydźwiękowymi jest związane — jak wiadomo — tworzenie się na poszczególnych elementach samolotu tzw. fal uderzeniowych. Są to powierzchnie nieciągłości w sensie nieciągłości parametrów powietrza. Są one interesujące przy pomiarach prędkości, bowiem wartości ciśnień za falą uderzeniową ulegają zmianom w stosunku do przepływu niezakłóconego.

W związku z tym poniżej omówiono pokrótce sposób i warunki powstawania fal uderzeniowych pod kątem widzenia najbardziej racjonalnego umieszczenia rurki Pitota na samolocie.

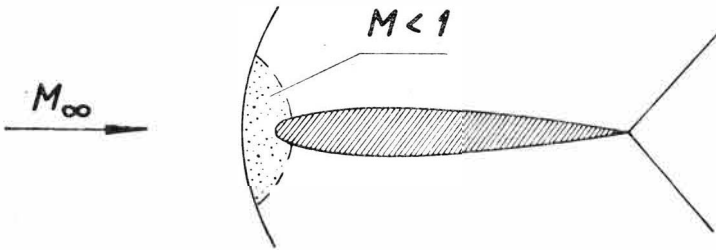
Ponieważ na samolotach przy- i naddźwiękowych rurkę Pitota wysuwa się przed skrzydło lub kadłub, najbardziej interesujące są zakłócenia tworzące się bądź to przed skrzydłem, bądź przed kadłubem. Najciekawszy będzie zatem zakres liczb Macha przepływu niezakłóconego — M_∞ zawierających się w przedziale $M_{\infty \text{ kr d}} \leq M_\infty \leq M_{\infty \text{ kr g}}$. Przy czym $M_{\infty \text{ kr d}}$ jest to liczba Macha przepływu niezakłó-

conego, odpowiadająca pojawieniu się lokalnej prędkości równej prędkości dźwięku na rozpatrywanym elemencie samolotu, natomiast $M_{\infty kr g}$ — liczba Macha przepływu niezakłóconego, przy której na danym elemencie samolotu (np. na profilu) zanika całkowicie przepływ poddźwiękowy.

Fale uderzeniowe od izolowanego skrzydła

Jeśli chodzi o profil skrzydła — najpierw tworzy się fala uderzeniowa typu lambda (przy $M_{\infty} = M_{\infty kr d}$). Nie jest ona jednak interesująca, gdyż zaburzenia spowodowane przez falę uderzeniową nie przedostają się w kierunku przeciwnym do kierunku przepływu.

Ograniczyć się zatem należy do rozpatrzenia jedynie zakresu liczb Macha $1 < M_{\infty} < M_{\infty kr g}$. W tym przedziale, kiedy prędkość przepływu niezakłóconego przed profilem



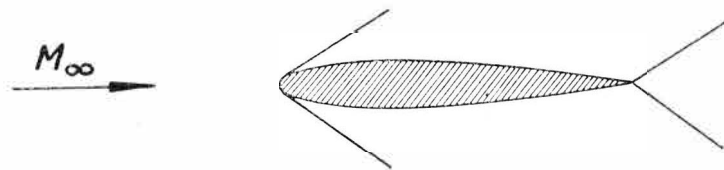
Rys. 1. Układ fal uderzeniowych na profilu dla $1 < M_{\infty} < M_{\infty kr g}$

przekroczy prędkość dźwięku, na przodzie profilu powstaje tak zwana czołowa fala uderzeniowa. Przy tępo zakończonym nosku lub dużym kącie rozwarcia ostrza profilu fala taka jest odsunięta przed profil (tak jest między innymi w przypadku profili konwencjonalnych o stosunkowo dużych promieniach krzywizny na nosku).

Ta odsunięta fala uderzeniowa w części środkowej jest zbliżona do prostopadłej. Za falą, w obszarze zaznaczonym na rys. 1 powierzchnią kropkowaną, tworzy się więc obszar przepływu poddźwiękowego, poza którym mamy wszędzie prędkości naddźwiękowe.

Przy dalszym zwiększaniu liczby M_{∞} fala zaczyna zbliżać się do noska profilu, aż w końcu powstanie tak zwana fala związana. Jest to już typowa skośna fala uderzeniowa (rys. 2). A więc interesujący zakres liczb M_{∞} , kiedy to powstaje odsunięta fala uderzeniowa, zawiera się właśnie $1 < M_{\infty} < M_{\infty kr g}$.

W przypadku uzyskania odpowiednio dużej intensywności w obszarze otworów pomiarowych rurki Pitota (gdy maszt jest zbyt krótki), jak również przy przechodzeniu fali odsu-



Rys. 2. Układ fal uderzeniowych na profilu dla $1 < M_{\infty} \geq M_{\infty kr g}$

niętej w związaną, może ona zakłócić wskazania prędkościomierza lub wysokościomierza. Tak wygląda schemat powstawania fal uderzeniowych na profilu w rozpatrywanym zakresie liczb M .

Fale uderzeniowe od izolowanego kadłuba

W samolotach, np. typu Lim, ze względu na wlot powietrza do silnika znajdujący się z przodu kadłuba tenże kadłub stanowi bryłę tępą. W związku z tym tu również wytworzy się najpierw fala uderzeniowa odsunięta, która ze wzrostem liczby M_{∞} będzie zbliżała się do kadłuba. Przy nieprawidłowo umieszczonej rurce lub przy jej nieodpowiedniej długości mogą nastąpić zakłócenia wskazań z tych samych względów, co w przypadku zamocowania tejże rurki na skrzydle.

Wyżej omówiono przyczyny występowania we wskazaniach przyrządów (prędkościomierza, wysokościomierza i machometru) zakłóceń spowodowanych bezpośrednio elementem samolotu (skrzydłem czy kadłubem), na którym została zamocowana rurka Pitota.

W przypadku umieszczenia rurki Pitota na skrzydle kompletnego samolotu, obraz zakłóceń staje się bardziej skomplikowany.

Na pomiar ciśnień wpływ może mieć wtedy powstająca fala uderzeniowa na kadłubie — odsunięta lub związana, fale uderzeniowe powstające na przejściu skrzydło-kadłub, czy też na przykład na krawędzi natarcia, w miejscu, gdzie następuje zmiana skosu krawędzi natarcia. Jeśli chodzi jednak o te dwie ostatnie fale uderzeniowe, to przy umieszczeniu rurki Pitota na końcu skrzydła możliwość zakłóceń od nich praktycznie nie istnieje.

Uderzeniowa fala odsunięta ma kształt krzywoliniowy. Za jej czołem występuje obszar prędkości poddźwiękowej, dla którego nie ma dotychczas wyczerpującego ujęcia teoretycznego. W związku z tym nie ma możliwości teoretycznego wyznaczenia jej pozycji, a tym bardziej określenia zasięgu jej wpływu. Wiadomo również, że ze wzrostem odległości od źródła zaburzenia w kierunku prostopadłym do kierunku przepływu, fala uderzeniowa ulega rozprzeczaniu, tzn. maleje jej intensywność. Dlatego można się spodziewać, że wpływ tej fali na rurkę umieszczoną na końcu skrzydła, przy odpowiednio długim maszcie, jest niewielki.

Przy wroście liczby Macha tworzy się na kadłubie związana skośna fala uderzeniowa — nie ma ona jednak wpływu na pomiar ciśnień, gdyż na skutek swojego skosu nie obejmuje zasięgiem rurki. Jest tak oczywiście tylko wtedy, jeżeli rurkę Pitota umieści się na końcu skrzydła na odpowiednio długim maszcie.

Otwory sondujące ciśnienie, a zwłaszcza ciśnienie całkowite, należy starać się zawsze umieścić przed jakąkolwiek falą ciśnieniową spowodowaną elementami samolotu z tego względu, że w przypadku konkretnej fali (dla danej liczby M), wprowadzie tylko teoretycznie, można jednak wyliczyć poprawki na ciśnienie, natomiast jeśli chodzi o omawiane fale w całym zakresie liczb M , istnieje zbyt dużo niewiadomych. Pomijając odsuniętą falę uderzeniową, nawet w przypadku związanej skośnej fali uderzeniowej, występują trudności będące następstwem wielu zjawisk, a więc: zmniejszenie się intensywności samej fali wzdłuż jej długości, wpływ fal zgęszczeniowych lub rozrzedzeniowych, powodujących zakrzywianie fali w kierunku zgodnym z kierunkiem przepływu, wpływ fal uderzeniowych związanych bądź odsuniętych, wywołanych pozostałymi elementami samolotu. W tych warunkach wyznaczenie „zasięgu” fali uderzeniowej, zważywszy, że cały obraz zjawiska zmienia się ze zmianą liczby Macha — jest praktycznie nieosiągalne. Dlatego też rurkę Pitota staramy się wysunąć w takim stopniu do przodu (odpowiednia długość masztu) i tak daleko od kadłuba (np. na koniec skrzydła), aby omówione fale uderzeniowe, wywołane poszczególnymi elementami samolotu, nie obejmowały rurki swym wpływem. Inną metodą jest wysunięcie masztu z nadajnikiem ciśnień przed nos kadłuba.

Fale uderzeniowe od izolowanej rurki Pitota

W przypadku rurki Pitota, skrzydła lub kadłuba, w pobliżu $M_{\infty} = 1$ najpierw pojawia się odsunięta fala uderzeniowa, która ze wzrostem liczby Macha przechodzi w falę uderzeniową związaną. Ponadto w przypadku zmiany średnicy wzdłuż długości powstają lokalne fale uderzeniowe. Źródłem ich mogą być także otwory pobierające ciśnienie i wszelkie niedokładności wykonania.

Należy tu jeszcze omówić odchylenia wskazań przyrządów ciśnieniowych powstające przy prędkościach przydźwiękowych.

Przy założeniu, że błędy od ciśnienia całkowitego zostały wyeliminowane przez odpowiednie umieszczenie sondy ciśnienia całkowitego, pozostaje tylko rozpatrzeć błędy od ciśnień statycznych. Błędy te występują jako pojedyncze uszki lub pulsacje wskazań dla pewnego zakresu, zresztą wąskiego, liczb Macha w pobliżu $M_{\infty} = 1$. Poniżej omówiono je kolejno.

Otóż sądząc z posiadanych materiałów, pojedynczego uskoku wskazań jest bardzo trudno się pozbyć i dąży się jedynie do tego, aby występował on w wąskim przedziale liczb Macha oraz do ograniczenia jego wielkości. Według danych doświadczalnych dla tego uskoku ciśnień w obszarze $M = 1$ błąd aerodynamiczny prędkości δV_a dla odpowiednio umieszczonych rurki Pitota nie przekracza $1 \div 2,5\%$ prędkości równoważnej. Można więc zgodzić się na występowanie tego zjawiska ze względu na to, że $M_\infty \cong 1$ nigdy nie odpowiada prędkości eksploatacyjnej samolotu i w związku z tym samolot znajduje się na tej prędkości przejściowo, przez bardzo krótki okres czasu. Jeśli chodzi o przyczynę występowania tego zjawiska, to jest ona trudna do uchwycenia i określenia w sposób jednoznaczny. Między innymi może nią być przesuwanie się odsuniętej fali uderzeniowej skrzydłowej przez otwórki ciśnienia statycznego, przy zwiększaniu się liczby Macha podczas lotu.

Jak wyglądała w świetle tej hipotezy zmniejszenie się δV_a przy zwiększaniu się długości rurki? Można to wytłumaczyć tym, że im dalej od ośrodka zaburzającego, w danym przypadku od skrzydła, znajdują się otwórki ciśnienia statycznego, tym dla mniejszej liczby M nastąpi przejście fali przez otwórki. Z kolei przy mniejszej liczbie M jest mniejsza intensywność fali uderzeniowej, a więc tym samym mniejsza zmiana ciśnienia za falą (w stosunku do ciśnienia przepływu niezaburzanego) i dalej, mniejsze δV_a .

Jest to jedna możliwość; inne natomiast, to przemieszczanie się odsuniętych fal uderzeniowych od zgrubienia samej rurki Pitota, od kadłuba lub od innego elementu samolotu.

Drugie zjawisko — pulsacja wskazań — może mieć również różne przyczyny, między innymi mogą na otworach ciśnienia statycznego powstawać fale uderzeniowe co prawda o małej intensywności, które z kolei na skutek wahań samolotu wokół swych osi mogą być „zdmuchiwane” i powstawać znów — zależnie od usytuowania rurki Pitota względem kierunku napływających strug. Wspomniane wahania samolotu, acz minimalne i praktycznie niezauważalne, istnieją nawet przy prędkościach nisko poddźwiękowych, a tym bardziej mogą istnieć przy prędkościach przydźwiękowych, kiedy zakłóceniu ulega stateczność.

Jeśli chodzi o pulsację ciśnień, to należy starać się ich unikać, gdyż mogą powodować nieregularności wskazań przyrządów, co dezorientuje pilota.

Zdawałoby się, że w następstwie istnienia fali uderzeniowej na rurce Pitota, ciśnienie statyczne pobierane przez otwory w porównaniu z ciśnieniem atmosferycznym zwiększa się. Jednak tak nie jest, gdyż otwory ciśnienia statycznego umieszcza się na rurekach w takiej odległości od noska, a tym samym od fali, że strumień powietrza znów zdąży się rozpędzić i w otworach ciśnienia statycznego otrzymuje się to samo ciśnienie co przed falą uderzeniową.

Rozpatrując rurkę Pitota jako izolowaną, przy prędkościach naddźwiękowych (wyłączając obszar $M_\infty \cong 1$), nie potrzeba wprowadzać poprawek dla ciśnienia statycznego, gdyż poprawka odnosi się tylko do ciśnienia całkowitego. Z tego samego powodu nie wnosi się teoretycznych poprawek do wskazań wysokościomierza dla prędkości naddźwiękowych.

Równania skalowania prędkościomierzy

Poniżej omówiono konwencjonalną rurkę Pitota, jako najczęściej stosowaną do pomiaru ciśnienia dynamicznego i statycznego. Jako jej najbardziej efektywny przedział pracy przyjmuje się: prędkość minimalną rzędu $1 \div 2$ m/sek i maksymalną, odpowiadającą liczbie $M_\infty \cong 0,85$.

Istnienie dolnej granicy można wyjaśnić wpływem sił lepkości, natomiast górna granica uwarunkowana jest tym, że jeśli przy dużych przydźwiękowych prędkościach strumienia otwór ciśnienia całkowitego pracuje normalnie, aż do liczb $M_\infty \cong 1$, to otwory ciśnienia statycznego, poczynając od $M_\infty = 0,6$ skazają wskazania przyrządu. Przy $M_\infty = 0,8$ błędy te, związane z miejscowym kryzysem falowym, dochodzą do $\sim 4\%$ wielkości ciśnienia dynamicznego.

W przypadku pomiaru ciśnienia całkowitego, dla rozszerzenia zakresu pomiarowego na prędkości naddźwiękowe przyjmuje się inne zależności, służące do skalowania prędkościomierza.

Z rozszerzeniem zakresu pomiarowego ciśnień statycznych radzono sobie różnymi sposobami, a więc przez zastosowanie specjalnych sond ciśnienia statycznego lub też drogą pewnej modyfikacji zwykłej rurki Pitota.

Po tym krótkim wstępie można przejść do omówienia równań skalowania prędkościomierzy. Jak wiadomo, różnica ciśnienia całkowitego i statycznego w przepływie nieściśliwym równa się ciśnieniu dynamicznemu (ciśnienie prędkości).

$$p_c - p_s = \frac{\rho V^2}{2} \quad [1]$$

Powyższą zależność można stosować do $M_\infty \leq 0,2$, ponieważ już przy $M_\infty = 0,2$ błąd powstający na skutek nieuwzględnienia ściśliwości sięga do 1% . Powyżej $M_\infty = 0,2$ do $M_\infty \cong 1$, stosuje się poniższą zależność, uwzględniającą już ściśliwość powietrza, przy założeniu spiętrzenia adiabatycznego oraz przy założeniu stałej entropii:

$$p_c - p_s = \frac{1}{2} \rho V^2 \left[\left(1 + \frac{k-1}{2} M_\infty^2 \right)^{\frac{k}{k-1}} - 1 \right] \frac{2}{k M_\infty^2}$$

Podstawiając $k = 1,4$ oraz stosując rozwinięcie na szereg Newtona otrzymuje się:

$$p_c - p_s = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(1 + \frac{M_\infty^2}{4} + \frac{M_\infty^4}{40} + \frac{M_\infty^6}{1600} + \dots \right) \quad [2]$$

W powyższej zależności w nawiasie wyrazy z potęgą liczb M_∞ stanowią poprawkę na ściśliwość. I tak człon $\frac{M_\infty^2}{4}$ przyjmuje się — zgodnie z tym co zostało wyżej powiedziane — dla $M_\infty > 0,2$, natomiast człon $\frac{M_\infty^4}{40}$ dla $M_\infty \geq 0,8$. Pozostałe człony można w ogóle zaniedbywać.

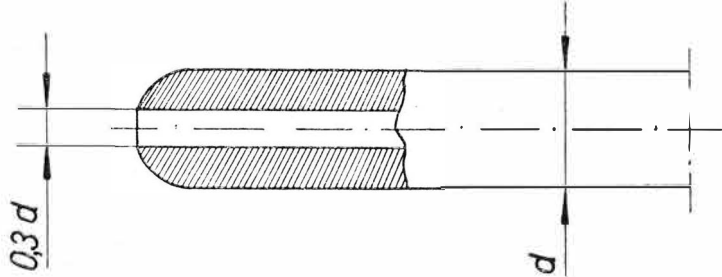
Prędkościomierze zatem dla prędkości poddźwiękowych skaluje się dla $M_\infty \leq 0,2$ zgodnie z zależnością [1], a dla zakresu $M_\infty = 0,2 \div 1$ zgodnie z zależnością [2], przy czym w obu przypadkach do przeliczeń przyjmuje się warunki dla poziomu morza wg AW, tj. $p_s = 760$ mm Hg; $t = 15^\circ\text{C}$;
 $\rho_0 = 0,125 \frac{\text{kG sek}^2}{\text{m}^4}$

Oczywiście, tak wyskalowanym prędkościomierzem bez popelnienia błędu można posługiwać się tylko dla w.w. parametrów powietrza, to jest na poziomie morza według AW. Na innych wysokościach należy uwzględnić zmiany tychże parametrów, co ujmuje odpowiedni wzór, którego przytaczać tu nie ma potrzeby, gdyż w praktyce korzysta się z przygotowanego uprzednio nomogramu. Nomogram taki — w formie klasycznej — daje tzw. poprawki na ściśliwość prędkościomierza δV_{sc} w funkcji prędkości równoważnej V_0 oraz wysokości barometrycznej h_b . Jego odmianą jest nomogram pozwalający na przechodzenie wprost i odwrotnie z prędkości równoważnej V_0 na prędkość równoważną poprawioną V_i . Należy sobie jednak zdawać sprawę, że w zasadzie ściśliwość została już uwzględniona w zależności [2] skalowania prędkościomierza, natomiast nomogram uwzględnia tylko poprawkę zależną od zmiany barometrycznego ciśnienia powietrza z wysokością. Z tego widać, że poprawka otrzymana z w.w. nomogramu posiada niezbyt fortunną nazwę: „poprawki na ściśliwość”, gdyż stanowi jedynie tylko jej część.

Tyle o prędkościach poddźwiękowych. Jak się to zagadnienie przedstawia dla $M_\infty > 1$. Otóż przy $M_\infty \cong 1$ przed rurką Pitota tworzy się odsunięta fala uderzeniowa, która ze wzrostem liczby M_∞ przechodzi w skośną związaną falę uderzeniową. Jak to było już powiedziane — w środkowej swej części fala odsunięta jest zbliżona do prostopadłej. W obszarze otworu sondującego ciśnienie całkowite, falę uderzeniową dla $M_\infty > 1$ można również traktować jako falę prostopadłą. Z tego względu przyjmuje się do określenia ciśnienia spiętrzenia w otworze ciśnienia całkowitego zależność wyprowadzoną dla prostopadłej fali uderzeniowej. Aby to założenie prostopadłości fali uderzeniowej było słuszne, kształtuje się odpowiednio wlot rurki, jak również w pewnych wypadkach stosuje się inne środki. O powstaniu fali prostopadłej należy się starać dlatego, że umożliwiała ona przyjęcie dla całego zakresu prędkości naddźwięko-

wych jednej zależności analitycznej, wiążącej ciśnienie spiętrzenia za falą uderzeniową z parametrami przepływu niezakłóconego.

Wyżej wymieniona zależność jest inna niż dla prędkości poddźwiękowych ze względu na zmiany, jakie wprowadza istnienie fali uderzeniowej. Mianowicie, przemiany zachodzące przy przejściu przez falę uderzeniową są nieizentropowe na skutek nieodwracalnej przemiany energii mechanicznej w energię wewnętrzną. W związku z tym następuje zmniejszenie ciśnienia spiętrzenia za falą w stosunku do ciśnienia spiętrzenia przed falą. Ciśnienie spiętrzenia za falą maleje ze wzrostem intensywności fali uderzeniowej, kiedy to rośnie entropia przemiany. Obliczenia i doświadczenia wykazują, że ciśnienie spiętrzenia za dowolną falą uderzeniową (prostą, skośną, krzywoliniową) jest mniejsze od ciśnienia spiętrzenia przed falą. Zjawisko to dobrze ilustruje następujący wniosek: przy sprężeniu uderzeniowym ciepło uzyskane w wyniku zamiany na części energii mechanicznej nie może już być z powrotem całkowicie zamienione na energię kinetyczną bez dodatkowego wkładu pracy mechanicznej.



Rys. 3. Rurka Pitota ze sferycznym zakończeniem

Po tym wstępie można już przejść do omówienia równania skalowania prędkościomierza dla prędkości naddźwiękowych. Jeśli przed wlotem do rurki Pitota powstanie prostopadła fala uderzeniowa, to zależność między liczbą M_∞ przepływu niezakłóconego, a różnicą ciśnień całkowitego p'_c za falą i ciśnienia statycznego p_s , wyraża wzór Rayleigha:

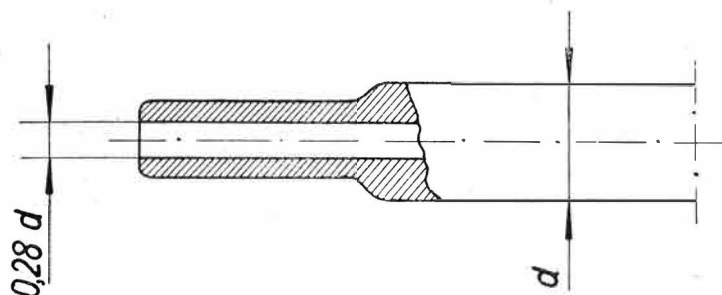
$$\frac{p'_c - p_s}{p_s} = \frac{k + 1}{2} M_\infty^2 \left[\frac{(k + 1)^2 M_\infty^2}{4k M_\infty^2 - 2(k - 1)} \right]^{\frac{1}{k-1}} - 1.$$

Po podstawieniu $k = 1,4$, przekształceniu i rozwinięciu na szereg, otrzymuje się ostatecznie:

$$p'_c - p_s = \frac{1}{2} \rho V^2 \left(1,8394 - \frac{0,7717}{M_\infty^2} + \frac{0,1642}{M_\infty^4} + \frac{0,0352}{M_\infty^6} + \frac{0,0069}{M_\infty^8} + \dots \right) \quad [3]$$

Dla prędkości poddźwiękowych stosuje się zależność [2], natomiast dla prędkości naddźwiękowych zależność [3]. Mimo że te dwie zależności są na pierwszy rzut oka zupełnie różne, krzywe

$$\frac{p'_c - p_s}{\frac{1}{2} \rho V^2} = f(M_\infty) \text{ dla } M_\infty < 1 \text{ i } \frac{p'_c - p_s}{\frac{1}{2} \rho V^2} = f(M_\infty) \text{ dla } M_\infty > 1 \text{ przy } M_\infty = 1 \text{ nie tylko dają wspól-}$$



Rys. 4. Rurka Pitota o zmodyfikowanym kształcie

nią wartość, ale w sposób ciągle przechodzą jedna w drugą, mając tu jedynie punkt przegięcia. Zależność [3] przy

$$M_\infty < 1 \text{ daje nie posiadające fizycznego sensu wartości } \frac{p'_c - p_s}{\frac{1}{2} \rho V^2}$$

odpowiadające zmniejszeniu entropii (jak wiadomo, zgodnie z II prawem termodynamiki zawsze $\Delta S \geq 0$), a zależność [2]

$$\text{daje przy } M_\infty > 1 \text{ posiadające sens fizyczny wartości } \frac{p'_c - p_s}{\frac{1}{2} \rho V^2},$$

ale wtedy, gdy przy wlocie do rurki Pitota nastąpiłoby izentropowe spiętrzenie powietrza. Jednak tego rodzaju odwracalnego spiętrzenia powietrza przy naddźwiękowych prędkościach w praktyce uzyskać nie można.

Dla prędkości naddźwiękowych, tak jak i dla prędkości poddźwiękowych, wprowadza się jeszcze tak zwaną „poprawkę na ściśliwość”, wynikającą z tych samych przyczyn, które były wymienione przy omawianiu prędkości poddźwiękowych. Jedyłą różnicę stanowi odmienną zależność analitycznych pozwalających obliczyć te poprawki. I tu znów stosuje się w praktyce nie wzór, a wspomniany już nomogram, na którym poprawki są naniesione zarówno dla prędkości poddźwiękowych, jak i naddźwiękowych.

Dobór kształtów sond ciśnienia całkowitego i statycznego

Rozkład ciśnień na powierzchni rurki Pitota, a w szczególności wokół otworów pobierających ciśnienie całkowite i statyczne, jest określony charakterem przepływu wokół rurki, to zaś z kolei zależy od parametrów geometrycznych (kąta odchylenia od kierunku strug, kształtu rurki i położenia otworów) oraz od kryterium podobieństwa — liczby Re i M_∞ przepływu. Oprócz tego duże błędy może spowodować wpływ elementów samolotu zaburzających strumień powietrza opływający rurkę. Ze względu na to, że liczby Re



Rys. 5. Rurka Pitota stosowana tylko przy prędkościach naddźwiękowych

dla rurek Pitota przy obecnych prędkościach lotu są dostatecznie duże, można zaniedbać wpływ tego parametru. Za to wpływ kąta odchylenia (kąta natarcia lub ślizgu) osi rurki od kierunku strug i liczby M_∞ jest znaczny i może powodować duże błędy. Z błędami tymi można walczyć uwzględniając je w formie poprawek, znalezionych na drodze doświadczałnej, albo dzięki zastosowaniu takich rurek, w których błędy byłyby sprowadzone do minimum.

Najpierw należy ustalić, jakie przedziały kątów natarcia są potrzebne dla obecnych rurek Pitota. Kąty natarcia skrzydła samolotu w locie na normalnych reżimach mogą zmieniać się od -5 do $+15^\circ$. Lokalny kąt natarcia rurki wysuniętej przed skrzydło, na skutek wpływu samolotu na opływ wokół niego, można z grubsza określić jako 1,5 raza większy od kątów natarcia skrzydła (przy dużych kątach natarcia). W następstwie tego, dobra rurka nie powinna wykazywać błędów w przedziale kątów natarcia od -5° do $+20^\circ$.

Wartość pomiaru ciśnień zależy od dokładności ustalenia się ciśnienia całkowitego i statycznego w odpowiednich otworach rurki.

Jak to wygląda w przypadku pomiaru ciśnienia całkowitego? Przy rurce ze sferycznym zakończeniem noska (rys. 3),

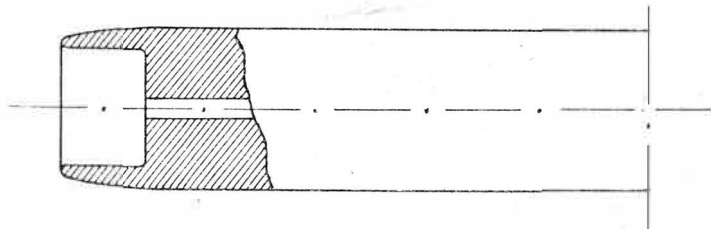
stosowanej dawniej do prędkości $V \leq 700 \frac{\text{km}}{\text{h}}$, zakres pra-

widłowej pracy otworu ciśnienia całkowitego zawierał się w granicach -5 do $+5^\circ$, co jest oczywiście obecnie nie do przyjęcia. Przy dużych liczbach Macha zakres ten jeszcze bardziej się zmniejsza. Ten mały zakres dobrej pracy otworu ciśnienia całkowitego spowodowany jest tym, że przy zwiększeniu kąta natarcia punkt spiętrzenia przemieszcza się w dół, aż w końcu znajdzie się poza otworem, w związku z czym mierzone ciśnienie spada.

Jeśli rurka ma kształt zmodyfikowany (rys. 4), zmniejszenie ciśnienia następuje dopiero przy kątach natarcia rzędu 12 do 14°. A zatem kształt ten zapewnia konieczny zakres kątów natarcia, przy których błędy pomiaru ciśnienia całkowitego można zaniedbać. Zakres ten można jeszcze bardziej powiększyć przez zmniejszenie grubości ścianek, które mają ten sam wpływ, co i ścianki półsferyczne (rys. 3).

Doświadczenia wykazują, że przy zmniejszeniu grubości ścianki zakres boczny kątów natarcia zwiększa się i tego rodzaju rurki z dostateczną dokładnością zabezpieczają prawidłowy pomiar ciśnienia całkowitego dla prędkości poddźwiękowych w całym zakresie użytkowanych kątów natarcia. Dla odmiany jednak, przy prędkościach naddźwiękowych dla uzyskania prostopadłej fali uderzeniowej na przestrzeni pomiarowej, korzystna jest rurka o kształcie jak na rys. 5.

Otwór wlotowy ma znacznie mniejszą średnicę od średnicy zewnętrznej rurki, a to dla uzyskania nieskażonego pomiaru ciśnienia całkowitego, to jest w miejscu, gdzie krzy-



Rys. 6. Próba kompromisowego kształtu rurki Pitota dla prędkości pod- i naddźwiękowych

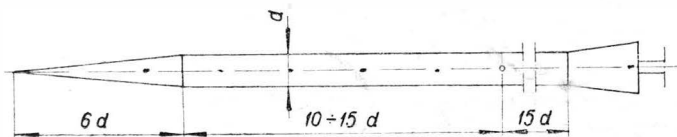
woliniowa fala uderzeniowa jeszcze się nie zakrzywiła i można ją uważać za prostopadłą. Jednakże kształt ten jest nieodpowiedni z powodu dużej czułości na zmianę kąta natarcia.

Stosuje się także kształt rurki pokazany na rys. 6, ale i w tym przypadku nie da się wyeliminować wpływu kąta natarcia na wskazania.

Z tych względów konieczny jest jakiś kompromis — z jednej strony możliwie mała czułość na zmianę kąta natarcia, z drugiej strony zaś — kształt zapewniający utworzenie się prostopadłej fali uderzeniowej w obszarze otworu pomiarowego.

Przed przystąpieniem do omówienia takiego kompromisowego rozwiązania warto jeszcze rozpatrzyć pomiar ciśnienia statycznego.

Otóż oczywiście jest, że położenie bocznych otworów ciśnienia statycznego ma duży wpływ na dokładność pomiaru tego ciśnienia. Przy zwiększeniu kąta natarcia, na dolnej powierzchni powstaje nadciśnienie, a na górnej i bocznych powierzchniach wytwarza się podciśnienie. Taki charakter opływu jest potwierdzony danymi doświadczalnymi. Wskazywane ciśnienie ze wzrostem kąta natarcia otrzymuje się



Rys. 7. Sonda statyczna (długa)

przy umieszczeniu dwóch otworów po bokach rurki coraz niższe, przy dwóch otworach: dolnym i górnym — coraz wyższe, a przy pierścieniowej szczelinie na całym obwodzie — o charakterze pośrednim. Oczywiście, przez odpowiednie dobranie kątowych położenia otworów w płaszczyźnie przekroju rurki możemy uzyskać wskazania praktycznie niezależne od kąta natarcia.

Oprócz rurek Pitota, mierzących ciśnienie całkowite i statyczne, stosuje się oddzielne sondy do pomiaru ciśnienia całkowitego i oddzielne do pomiaru ciśnienia statycznego. Oddzielne sondy są często zalecane ze względu na dokładniejszy pomiar ciśnienia statycznego — łatwiej jest wtedy odpowiednio ukształtować przednią część sondy tak, aby błędy były jak najmniejsze. Między innymi na samolotach szybkich ciśnienie statyczne mierzy się sondami długimi, ostro zakończonymi (rys. 7).

Jak widać na rys. 7, odległość od początku części cylindrycznej do otworów ciśnienia statycznego wynosi 10 do 15

średnic, a do otworów do zgrubienia zamocowania — 15 średnic. Sonda statyczna o narzuconych, nieco innych parametrach geometrycznych jest pokazana na rys. 8.

Otwory do pomiaru ciśnienia są tu umieszczone na cylindrycznej części sondy, na końcach dwóch wzajemnie prostopadłych średnic. Jeżeli kąt wierzchołkowy stożka jest mały ($\leq 8-10^\circ$) i otwory są umieszczone daleko od jego nasady (6 do 10 średnic), to mierzone ciśnienie na części cylindrycznej praktycznie będzie odpowiadać ciśnieniu statycznemu niezaburzonego strumienia, mimo istniejących fal uderzeniowych. Ponieważ nadajnik ten jest nieczuły na niewielkie zmiany kąta natarcia, dokładna znajomość kierunku strug nie jest konieczna. Odległość między wierzchołkiem stożka i otworami powinna być duża oraz prędkość w tym obszarze powinna się zmieniać niewiele (fale uderzeniowe o małej intensywności). Dlatego należy stosować sondy o małej średnicy i małym kącie wierzchołkowym stożka.

Inne kształty sond ciśnienia statycznego — na przykład typu klinowego, nie są wskazane ze względu na bardzo dużą czułość na zmiany kąta natarcia.

Ciśnienie mierzone także z dobrym wynikiem otworami umieszczonymi na bocznej powierzchni cylindrycznej części rakiety, z dala od części nosowej, przy $M_\infty = 1,56$ do 3,24.

Należy jeszcze omówić wpływ krzysu falowego na pomiar ciśnienia statycznego, związany z kształtem i dokładnością wykonania krawędzi otworów ciśnienia statycznego. Przy złym kształcie lub złym wykonaniu krawędzi otworów mogą na nich powstać, przy dużych prędkościach, lokalne fale uderzeniowe i wskazania będą wtedy nieprawidłowe. Wydaje się, że z prostych form otworów najlepsze są otwory kołowe — prostokątne dają znaczne błędy.

Łącząc optymalne formy sondy ciśnienia całkowitego i statycznego można uzyskać rurkę Pitota mierzącą oba ciśnienia z zadowalającymi rezultatami w całym zakresie prędkości. Przy czym najlepszą formą jest okrągła rurka z okrągłymi otworami ciśnienia statycznego, rozstawionymi na części górnego i dolnego obwodu rurki. Ku przodowi



Rys. 8. Sonda statyczna

rurka powinna przechodzić w sposób łagodny z większej średnicy na mniejszą. Taka rurka będzie zabezpieczać prawidłowość wskazań w żądanym zakresie kątów natarcia i tylko w nieznacznym stopniu będzie narażona na wpływ krzysu falowego przy dużych prędkościach. Dla poparcia powyższej tezy w aspekcie wpływu kątów natarcia na wskazania ciśnienia niech posłużą rys. 16. Jak się okazuje standartowa rurka Pitota stosunkowo mało reaguje na odchylenie osi rurki od kierunku strug. Na w.w. wykresie jest pokazane odchylenie wskazań ciśnienia całkowitego, statycznego i dynamicznego od wartości początkowej — mierzonej dla $\alpha = 0^\circ$ — w zależności od kąta odchylenia α osi rurki od kierunku strug. Wszystkie wielkości wyrażone są w procentach ciśnienia dynamicznego odpowiadającego kątowi $\alpha = 0^\circ$.

Jak widać, mierzone ciśnienie całkowite i ciśnienie statyczne, przy zwiększeniu kąta α zmniejsza się, jednak ciśnienie dynamiczne w przedziale kątów $\pm 20^\circ$ praktycznie pozostaje nie zmienione. Należy jednak jeszcze raz podkreślić, że dla prędkości przy- i naddźwiękowych ten zakres kątów znacznie się zwęża. Wpływ liczby Macha na zwężenie się tego zakresu, oddzielnie dla ciśnienia całkowitego i statycznego, jest pokazany na rys. 15.

Uwagi na temat temperatury całkowitej

Celem niniejszego punktu jest uzasadnienie — wykorzystanego w dalszych rozważaniach — wniosku, że temperatura śpiętrzenia przy przejściu przez falę uderzeniową nieruchomą pozostaje nie zmieniona.

Na wlotach, stosowanych do nadajnika temperatury w obszarze przestrzeni pomiarowej przy prędkościach naddźwiękowych, tworzy się prostopadła fala uderzeniowa. Fala ta jest nieruchoma i powyższy wniosek jest słuszny. Jednakże w zakresie prędkości bliskich $M_\infty = 1$, kiedy od-

sunięta fala uderzeniowa dążąc do stanu fali uderzeniowej związanej znajduje się w ruchu, warunek nieruchomości fali nie jest spełniony i wtedy $T_{c1} \neq T_{c2}$. Praktycznie nie ma to jednak znaczenia, gdyż ten zakres prędkości nie należy do stanów lotów ustalonych i nie dokonuje się pomiaru temperatury powietrza otaczającego.

Dla uzasadnienia wygłoszonego na początku wniosku należy najpierw wyprowadzić analityczne wyrażenie na temperaturę spiętrzenia. Równanie zachowania energii można wyrazić w następujący sposób:

$$c_p T_c + A \frac{V_c^2}{2g} = c_p T + A \frac{V^2}{2g} = \text{const}$$

W punkcie spiętrzenia $V_c = 0$ i stąd temperatura spiętrzenia:

$$T_c = T + \frac{A V^2}{2g c_p}$$

lub w innej postaci:

$$c_p T_c = c_p T + \frac{A V^2}{2g}$$

W celu znalezienia zależności zachodzącej pomiędzy temperaturą spiętrzenia przed falą T_{c1} i temperaturą spiętrzenia za falą T_{c2} , trzeba jeszcze sformułować analityczne warunki, które muszą być spełnione przy przejściu przez falę uderzeniową, o tyle tylko uproszczone, że dotyczące prostopadłej fali uderzeniowej związanej.

Zasada zachowania masy:

$$m = \rho_1 V_1 = \rho_2 V_2$$

Zasada zachowania ilości ruchu:

$$\rho_1 V_1^2 - \rho_2 V_2^2 = p_2 - p_1$$

Zasada zachowania energii:

$$\rho_1 V_1 \left(\frac{1}{2} V_1^2 + u_1 \right) + p_1 V_1 = \rho_2 V_2 \left(\frac{1}{2} V_2^2 + u_2 \right) + p_2 V_2$$

Wiedząc ponadto, że entalpia:

$$i = \frac{g}{A} c_p T = u + \frac{p}{\rho}$$

można dojść do równania:

$$c_p T_1 + A \frac{V_1^2}{2g} = c_p T_2 + A \frac{V_2^2}{2g}$$

Porównując otrzymane równanie z wyrażeniem na temperaturę spiętrzenia widać, że:

$$T_{c1} = T_{c2}$$

Pozwala to na stwierdzenie, że temperatury spiętrzenia przed i za prostopadłą falą uderzeniową nieruchomą są sobie równe.

dok. w nast. zeszytcie

Mgr inż. WŁODZIMIERZ AMANOWICZ

Kolektor szczotkowy ZM-4 do tensometrycznych pomiarów turbin gazowych

Ze znanych dwóch zasadniczych typów kolektorów: rtęciowych i szczotkowych, te pierwsze pracują dobrze przy wysokich prędkościach obrotowych. Istnieją krajowe konstrukcje, pracujące przy prędkościach wynoszących kilkanaście tys. obrotów na minutę. Jednakże nie mogą być stosowane przy podwyższonych temperaturach, ze względu na parowanie rtęci i zakłócenia spowodowane upływami i szybko zmieniającą się opornością przejścia z wirującego elementu kolektora na nieruchomy. Nieobojętna jest również sprawa działania par rtęci na metal samej konstrukcji oraz ich własności trujące. Z tych powodów zajęto się kolektorami szczotkowymi. Znane inne typy kolektorów nie mogły być stosowane z powodu występujących w nich dużych sił tarcia, a bezstykowe nadajniki (radiowe, transformatorowe) z powodu trudności, a nawet niemożliwości pomiarów wielopunktowych.

Zaprojektowano, wykonano i zbadano kolektor szczotkowy ZM-4 ze szczotkami dociskowymi przez sprężynę bezpośrednio. Omawiana konstrukcja jest przeznaczona do pomiarów częstości drgań i zmiennych naprężeń przy podwyższonych temperaturach i prędkościach obrotowych około 12 tys. obr. na minutę.

Prototyp ZM-4 jest udoskonalany.

Ogólny opis kolektora

Rysunek 1 przedstawia kolektor ZM-4 na stanowisku próbnym. Zdjęty kadłub leży po lewej stronie. W przedniej ścianie kadłuba (niewidocznej na zdjęciu) znajduje się koncentryczny otwór, przez który doprowadza się powietrze chłodzące do rurki rozdzielczej w kształcie litery U. Znajdująca się w osi kolektora dyszka kieruje strumień rozprężonego, a więc schłodzonego powietrza, na pracujące powierzchnie pierścieni i szczotek; dwa otwory u obu końców doprowadzają powietrze do obudowy łożysk kolektora. Pierścienie wykonane są ze srebra, szczotki

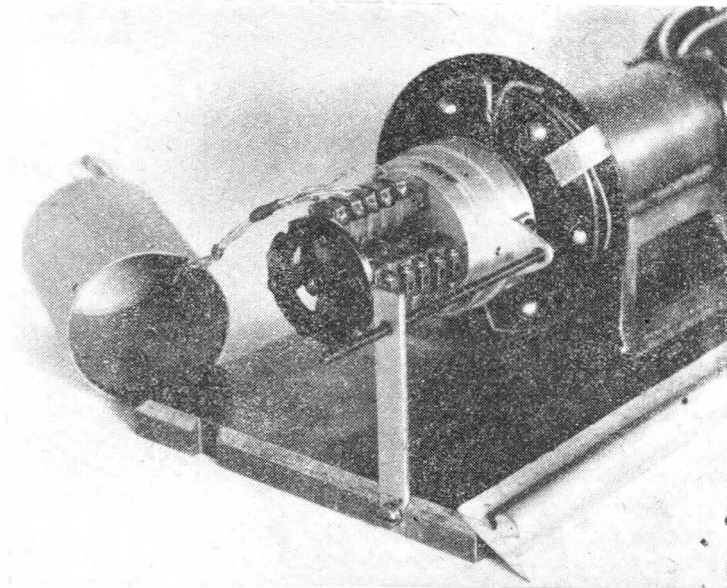
z mieszaniny srebrno-grafitowej S-2. W wywiercony w szczotce otwór wpuszczony jest nichromowy przewód.

Próby laboratoryjne kolektora

Kolektor badano w układzie mostkowym, włączając sekcję kolektora (pierścień i dwie szczotki) do jednej z gałęzi szeregowo ze stałym oporem (patrz rys. 2). Drugą gałąź stanowił dobrany odpowiednio opór, którego wartość nie ulegała zmianie w czasie pomiaru. Układ zeruje się przy pomocy precyzyjnych, wyrównawczych oporów wewnętrznych mostka. Do pomiaru używano angielskiego 24-kanalowego mostka na prąd stały, przeznaczonego do pomiarów dynamicznych f-my Savage Parsons LTD. Tej samej firmy: zasilacz (do wzmacniaczy) oraz wzmacniacze. Zapisu dokonywano na dziewięciopętlicowym oscylografie firmy Siemens przy użyciu pętlic typu MSU 8. Jednocześnie na tym samym oscylogramie są zarejestrowane wskazania znacznika czasu od zestawu aparatury tensometrycznej MPT 3 produkcji Politechniki Warszawskiej. Do znaczenia obrotów przy normalnych pomiarach przewiduje się w kolektorze jeden z pierścieni z odpowiednią przerwą na obwodzie. W czasie prób kolektora zastosowano wskaźnik obrotów doraźnej konstrukcji z blaszek mosiężnych, ślizgających się na wałku. Zasilano wskaźnik obrotów za pomocą zwykłej baterii od latarki kieszonej, a zapisu dokonywano za pośrednictwem pętlicy MSU 8.

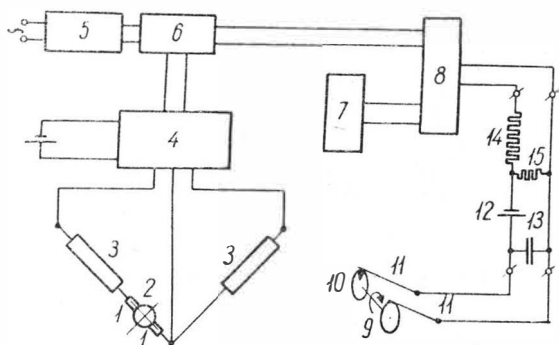
Do obwodu włączono układ oporników i kondensatora, ażeby zmniejszyć sygnały od zakłóceń (iskwienie itp.), wzmocnić właściwy sygnał znaczący obrót, nadając mu kształt długiego wąskiego ostrza, co ułatwia odczytywanie oscylogramów.

Podstawowym zagadnieniem jest współpraca zespołu szczotka-pierścień. Do pierwszej grupy wpływających na nie czynników należą drgania kolektora i ruchy szczotki w jej prowadnicach. Ani przyczyn, ani objawów nie da się



Rys. 1. Kolektor ZM-4

całkowicie usunąć, jednak są sposoby utrzymania ich w granicach dopuszczalnych dla pomiarów. Pierwszy sposób — to ograniczenie bicia pierścieni i wałka jako całości. Pierścienie osadzone są na materiale izolacyjnym, który zwykle z natury rzeczy nie może zapewnić odpowiednio niezmiennego i trwałego centrowania, i który dopiero z kolei sam jest osadzony na właściwym wałku kolektora. Powodowane tym bicie pochodzenia montażowego można częściowo wyrównać szlifowaniem całości wirnika kolektora. Ale wprowadzone przez montaż mimośrodowe przesunięcia masy są



Rys. 2. Blokowy schemat elektryczny prób kolektora; 1 — szczotki; 2 — pierścienie; 3 — tensometry 119; 4 — mostek, zasilacz = 5V; 5, 6 — zasilacz, wzmacniacz; zasilanie 220 V; 7 — znacznik czasu; 8 — oscylograf pętlicowy; 9, 10 — pierścienie zwykły i z przerywaczem; 11 — ślizgacz; 12 — zasilanie wskaźnika obrotów = 4,5 V; 13, 14, 15 — kondensator 25 μ F; opór 120 Ω ; opór 10 Ω

potęgowane przez nierównomiernie rozłożone wewnątrz przewierconego wałka przewody i powodują bicie (względem układu niewirującego) dynamiczne, wzrastające wraz z prędkością obrotową. Najczęściej warunki i zastosowania kolektorów wymagają, żeby jeden tylko koniec wałka kolektora był zamocowany, a drugi swobodny. To sprzyja znacznemu biciu dynamicznemu, które można zmniejszyć albo przez wyważenie, albo przez zmianę rozkładu masy i sztywności. Bicie montażowe powinno być mniejsze od 0,005 mm. Drugi sposób to odpowiednia siła sprężyny dociskająca szczotkę. Zapobiega nie tylko skutkom bicia, ale i innych sił wymuszających, mających swe źródło we wspomnianym sztywnym mocowaniu kolektora na końcu wału badanej maszyny, przez co narażony jest na drgania maszyny jako całości. Napięcie wstępne sprężyny musi być takie, żeby nie zostało zredukowane do zera lub przewyższone przez wymuszające siły oraz żeby zapobiegło niedopuszczalnym wahaniom nacisków powierzchniowych szczotka-pierścieni, wpływającym na zmianę oporu kontaktu. Ogranicza je zużycie szczotki i ilość wydzielanego ciepła tarcia. Po trzeciej, częstość drgań własnych układu szczotka-element dociskający powinna być wyższa od częstości wymuszających w zakresie pomiarowym, dla uniknięcia

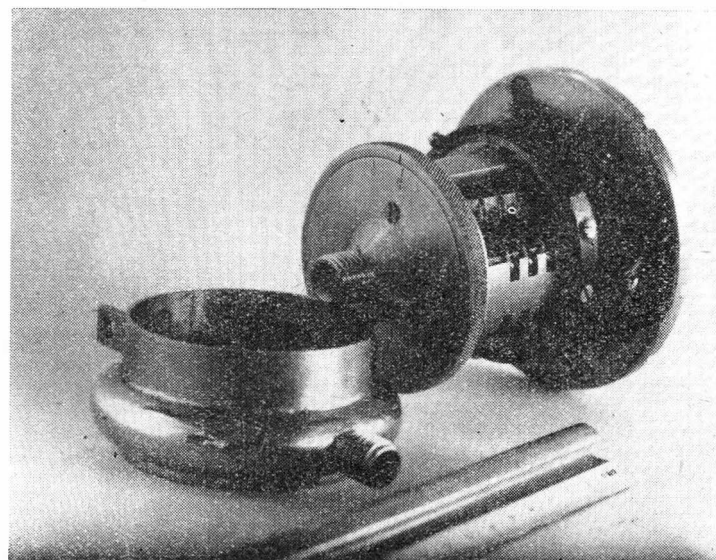
rezonansu. Z tego powodu do większych prędkości obrotowych mogą być stosowane kolektory podobne do ZM-4, gdzie lekka szczotka dociskana jest bezpośrednio sprężyną. W innych typach częstość własną wydatnie obniżają duże masy dźwigni. Wykonana z lekkiego metalografitu szczotka o wymiarach $0,28 \times 0,28 \times 0,5$ cm, ważąca 0,00023 kG, zawieszona na sprężynie o stałej $0,9 \text{ kG} \cdot \text{cm}^{-1}$, posiada częstość własną około 312 Hz, co odpowiada prędkości obrotowej 18 700 obr. na minutę.

Po czwarte, szczotka musi mieć w swoich przewodnicach zapewnioną odpowiednią swobodę ruchów. Musi być więc dobrane odpowiednie pasowanie i gładkość powierzchni. Ale nie tylko. Złe zakończone sprężyny, które zakleszczają się między szczotką i przewodnicą, zaczepiają ostrymi końcami, wykluczają całkowicie pomiar. W jednym z doświadczeń przewody odprowadzające sygnał od pary szczotek zaizolowano okręcając je cienką nitką azbestową, pokrytą następnie powłoką kleju bakelitowego. Nić wraz z pokryciem na przewodach tworzyła nierówności rzędu 0,1—0,2 mm. Te nierówności powodowały zaczepianie o fragmenty konstrukcji szczotkotrzymaczy i nawet przy stosunkowo niewielkich prędkościach obrotowych kolektora zmiany oporności kontaktu były doskonale widoczne na zwykłym ommierzu. Ta sama para szczotek z gładką izolacją pracowała zadowalająco do około 10 tys. obr. na min. przy pozostałych warunkach takich samych. Na koniec nieobojętne jest także, jak przebiega oś przewodnicy szczotki względem osi obrotu pierścienia. Oś przewodnicy powinna mieć lekko oś obrotu po stronie zgodnej z kierunkiem obrotu lub co najwyżej przecinać oś obrotu. Nie powinna mieć osi obrotu po stronie przeciwnej do kierunku obrotów, gdyż w tym przypadku przy pewnym doborze parametrów geometrycznych i kątów tarcia może wystąpić zakleszczanie i wykruszanie szczotki lub wzbudzenie drgań.

Druga grupa czynników wpływających na współpracę szczotka-pierścieni, to zjawiska zachodzące w procesie ślizgania się szczotki po pierścieniu: ścieranie, wykruszanie, ciepło tarcia, zakłócenia; są to funkcje siły, o której była mowa w poprzednim ustępie, dociskającej sprężynę. Dobrana na szczotki we wstępnych, uproszczonych próbach srebrno-grafitowa mieszanina S-2 pracuje zadowalająco przy stosowanych obecnie naciskach około 4 kG/cm^2 oraz prędkości poślizgu około 7,5 m.sek.¹ w zakresie postawionych w pierwszej kolejności zadań, do których kolektor ZM-4 został wykonany. W ogóle naciski i zakłócenia przy ślizganiu pozostają kwestią otwartą, gdyż badania dokładności kolektora nie zostały ukończone.

Zakłócenia ocenia się obecnie na 2 do 4%. Ale schemat według rys. 2 nie jest przydatny do dokładnego określenia zakłóceń, gdyż choć pomnaża je około 2- do 4-krotnie w stosunku do tych, które występują w eksploatacyjnym schemacie pomiarowym, to nie wiadomo ile ten stosunek wynosi rzeczywiście.

Inny rodzaj zagadnień to łączenie przewodów ze szczotkami oraz dobór materiałów izolacyjnych. Muszą one zachowywać odpowiednie własności mechaniczne i fizyczne również i w podwyższonych temperaturach, a także posiadać odpowiednie własności technologiczne. Najbardziej kłó-



Rys. 3. Kolektor ze szczotkami dociskanymi przez dźwignie

potliwa jest sprawa izolacji przewodów. Dostępne w kraju handlowe koszulki izolacyjne do przewodników na ogół nie mogą pracować przy podwyższonych temperaturach lub nie mają zbyt dużych średnic zewnętrznych. Szczególne trudności nastęrczają te odcinki przewodów, które muszą pozostać giętkie, gdyż nie da się tam stosować tzw. cementów jako zbyt kruchych. Stwierdzono, że w tym przypadku stosunkowo najlepiej zachowują się termoutwardzalne kleje typu bakelitowego, oczywiście przy stosunkowo niewysokich temperaturach. Bardzo trudno jednak jest nałożyć je tak, by uzyskać cienką równomierną warstwę na przewodzie. Ze względów technologicznych drut wpuszczony jest w otwór w szczołce z luzem na stosunkowo znacznej długości i drgając w nim powoduje zakłócenia. Na tej długości konieczne jest zapewnienie albo całkowitej izolacji, albo trwałego kontaktu. Na ogół łatwiej zapewnić stały kontakt przez wsypanie bardzo drobnego proszku, np. ze srebra. Trudniej wprowadzić ciekłą masę plastyczną lub klej jako izolację, gdyż posiadają zbyt duże napięcia powierzchniowe, a otwór jest mały. Masą izolującą przewód zabezpiecza się proszkiem przed wysypywaniem.

Zakończenie

Kolektor w czasie prób napędzony był turbiną powietrzną lub silnikiem elektrycznym. Napęd nastęrcza pewne trud-

ności z powodu zapotrzebowania nadspodziewanie dużych mocy przy dużych prędkościach obrotowych; np. do jednej pary szczołek — około 70 watów przy 12 tys. obr. na min., to głównie wpłynęło na niepełne wykonanie prób. Obecnie kolektor nadaje się do pracy przy prędkościach obrotowych 9 tys. obr. na min. przy temperaturze 200 °C. Jeżeli w miejscu zamontowania jest wyższa temperatura i opisane wyżej chłodzenie nie wystarcza, na kolektor nakłada się izolowaną cieplnie osłonę z komorą chłodzoną powietrzem. Pomiary z omówioną wyżej dokładnością wystarczają do wyznaczania częstości drgań. Przy pomiarze np. łopatek błędy pomiaru amplitudy z powodu zakłóceń kolektora często są znacznie mniejsze niż rozbieżności wynikające stąd, że tensometr wykazuje średnie odkształcenia rozciągnięte na dość znaczny obszar, nie wyjawiając ich rzeczywistego rozkładu. Niemniej prace nad zmniejszeniem zakłóceń są kontynuowane, jak również nad osiągnięciem wyższych prędkości obrotowych i przystosowaniem do wyższych temperatur.

Nadmienia się, że oprócz kolektora ZM-4, wykonano kolektor ze szczołkami dociskowymi za pośrednictwem dźwigni, przeznaczony do prędkości obrotowych 3 tys. obr. na minutę (rys. 3).

KRONIKA

◆ Ikarus, felietonista „Skrzydlatej Polski”, zestawia na łamach świątecznego numeru tego popularnego periodyku ludzi lotnictwa, których działalność w 1964 r. zasługuje na wyróżnienie. Solidaryzując się z opinią Ikarusa — przytaczamy niektóre znane nam nazwiska.

Inż. A. Abiamowicz — ustanowił na samolocie TS.11 międzynarodowy rekord prędkości lotu w obwodzie zamkniętym 100 km — 715,691 km/h.

A. Dankowska — ustanowiła na „Foce” międzynarodowy rekord szybowcowy w przelocie docelowym długości 630 km.

K. Długoszewski — nestor pilotów komunikacyjnych po 40 latach służby cywilnej i wojennej przeszedł na emeryturę, posiadając na swym koncie 4 miliony km.

St. Kasperek — zdobył po raz piąty tytuł mistrza Polski w akrobacji samolotowej.

F. Kępka — zdobył tytuł szybowcowego mistrza Polski na międzynarodowych zawodach z udziałem mistrzów i wicemistrzów świata.

St. Kluk — ustanowił na szybowcu „Bocian” międzynarodowy rekord prędkości lotu w obwodzie zamkniętym 100 km — 107,78 km/h.

Inż. L. Natkaniec — ustanowił na samolocie TS.11 trzy międzynarodowe rekordy: odległość lotu w obwodzie zamkniętym — 510,194 km, prędkości lotu na bazie — 15/25 km — 839 km/h oraz prędkości lotu w obwodzie zamkniętym 500 km — 730,701 km/h.

St. Płonczyński — nestor pilotów komunikacyjnych, słynny zwycięzca „challenge’ów”, po 40 latach służby w PLL „Lot” i wojennej — pożegnał pracę w lotnictwie.

Pplk. J. Świątek — jako przewodniczący Kom. Spadochronowej APRL — ożywił tę dyscyplinę sportu, czego wynikiem było ustanowienie przez spadochroniarzy 27 rekordów krajowych.

I. Tokarczyk — po 40 latach ofiarnej służby w barwach PLL „Lot” pożegnał lotnictwo, przechodząc na emeryturę.

Wymienimy jeszcze za Ikarusem zespoły ludzi lotnictwa, zasłużone w 1964 r.

Grupa 26 pilotów wojskowych wykazała mistrzowskie opanowanie pilotażu na samolotach odrzutowych, formując podczas obchodów dwudziestolecia PRL cyfrę XX.

Komisja Organizacji Muzeum Lotnictwa i Budowy Domu Lotnika działająca przy Klubie Seniorów Lotnictwa wykazała wiele owocnej inicjatywy przy organizacji Muzeum i Wystawy Lotniczej w Krakowie.

Aeroklub Krakowski wykazał się rzetelną działalnością, organizując opiekę nad lotniczym sprzętem muzealnym oraz wystawę na lotnisku w Rakowicach.

◆ W 1964 r. ustanowiono 7 indywidualnych oraz 20 grupowych spadochronowych rekordów polskich; wśród nich osiągnięto rekordy nocne: 4 — indywidualne i 4 — grupowe. Wykonano 18 500 skoków.

◆ Komisja Spadochronowa APRL powołała z tej dyscypliny kadre narodową na 1965 r.: 10 mężczyzn i 4 kobiety. Po raz pierwszy powołano kadre juniorów, złożoną z 5 osób. Komisja powzięła też ważne uchwały stanowiące podwalinę dla ruchu w sporcie spadochronowym: zdecydowano wprowadzić imienny przydział odzieży i wyposażenia, przyznać dodatkowy rezsurs samolotowy i zapewnić 2-tgodniowy obóz kondycyjny.

◆ Aeroklub Warszawski zapisał na swym koncie w 1964 r. — treningi i szkolenie: 222 pilotów na szybowcach (w tym 15 kobiet), 119 pilotów na samolotach (10 kobiet), 66 skoczków spadochronowych (7 kobiet). W A.W. trenują na szybowcach: wicemistrz Polski A. Kmiołek oraz członkowie kadry narodowej Adamek, Królikowski i Majewska; na samolotach — Dudzik, Adamkiewicz i Łącki.

◆ W ub. roku samolot wielozadaniowy „Wilga C” z silnikiem Continental 0-470-13A o mocy 225 KM — ustalił krajowy rekord wysokości 6836 m w klasie samolotów o ciężarze do 1000 kg.

„Wilga C”, dysponująca 4 miejscami, może być produkowana w 5 odmianach. „Wilga CP” — to wersja pasażerska, przeznaczona do lotów dyspozycyjnych. „Wilga CD” — wersja pasażerska dwusterowa przeznaczona do szkolenia. „Wilga CA” jest to odmiana aeroklubowa, przeznaczona do holowania lub skoków spadochronowych. „Wilga CR” — to wersja rolnicza. „Wilga C” może też być przystosowana do fotografii lotniczej, badań geofizycznych lub lotów patrolowych.

◆ Przedstawiciele amerykańskiej Federalnej Agencji Aeronautycznej przybyli do Polski, aby zapoznać się z konstrukcją i produkcją szybowców. Eksperti paryskiego oddziału FAA zwiedzili szybowcowy Zakład Doświadczalny w Bielsku-Białej, bardzo pozytywnie oceniając jego dorobek i działalność.

◆ Tadeusz Więckowski, który w ub.r. zwiedził wystawę sprzętu lotniczego zorganizowaną w Jugosławii z okazji targów w Zagrzebiu — wzywa na łamach „Skrzydlatej Polski” do zorganizowania szkoły pilotażu śmigłowego. Argumentem przemawiającym za tą koncepcją jest fakt, że Polska należy do nielicznych krajów produkujących śmigłowce, a taka szkoła wzmocniłaby nasz eksport sprzętu i usług. Pomysł na pewno wart jest rozważenia.

◆ Na posiedzeniu Sejmowej Komisji Komunikacji i Łączności — przy okazji omawiania planu Ministerstwa Komunikacji — stwierdzono, że nasza komunikacja lotnicza jest zacofana w porównaniu z jej stanem w innych krajach. Komisja zgłosiła szereg dezyderatów zmierzających do poprawy zasięgu i poziomu usług PLL „Lot”.

◆ Delegacja PLL „Lot” omówiła w Moskwie sprawę zakupu samolotów AN-24, które mają uzupełnić park „Lotu”. Samoloty te ukażą się w bieżącym roku na liniach krajowych (zastępując wysłużone Li.2) oraz wzmocnią pewne połączenia zagraniczne.

◆ Nowy rozkład lotów przyniesie połączenie Warszawy z Helsinkami przez Sztokholm (raz na tydzień), z Rzymem przez Zagrzeb (j. w.) i z Sofią przez Budapeszt (2 razy na tydzień). Na liniach tych latać będą Il-18.

◆ W naszej lotniczej komunikacji nastąpił w 1964 r. wzrost przewozów o 25%. Na liniach zagranicznych przewieziono 115 tys. pasażerów, przy czym największą frekwencję (22% ruchu międzynarodowego) odnotowano na liniach: moskiewskiej i paryskiej.

NOTATKI ZE ŚWIATA

● W końcu ub.r. odbyła się w Czechosłowacji międzynarodowa konferencja dziennikarzy lotniczych. Wzięli w niej udział naczelni redaktorzy czasopism lotniczych krajów socjalistycznych. Prasę polską reprezentował mgr J. R. Konieczny ze „Skrzydlatej Polski”. Redaktorzy omówili formy współpracy, wymienili doświadczenia oraz przedyskutowali możliwość podjęcia organizacji międzynarodowych rajdów lotniczych. Na koniec odbyła się demonstracja lotniczego sprzętu czechosłowackiego.

● W Addis Abebie odbyła się konferencja lotnicza poświęcona problemom lotnictwa cywilnego w krajach Afryki. Przedyskutowana została sprawa utworzenia (związanego z agendą ONZ) stałego komitetu, który zajmowałby się wszystkimi zagadnieniami, związanymi z transportem lotniczym kontynentem afrykańskim.

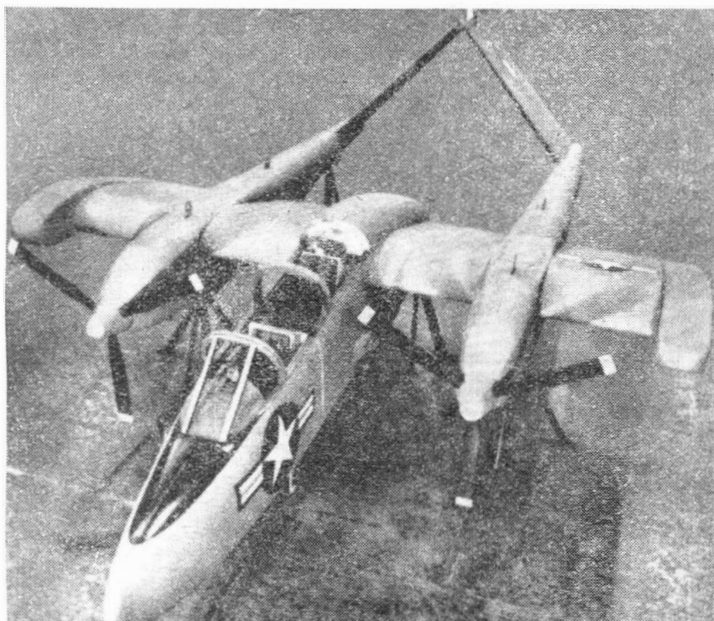
● Centralny Zarząd Cywilnej Floty Powietrznej przy Radzie Ministrów ZSRR (GU GNF) przekształcony został w Ministerstwo Lotnictwa Cywilnego.

● Royal Canadian Air Force skreśliły z uzbrojenia ostatnie trzy samoloty Avro Lancaster po 19 latach czynnej służby. W czasie II wojny światowej wyprodukowano ich 7374 (z tego 430 szt. w Toronto). Te nocne bombowce zatrudnione były ostatnio w obronie przeciw łodziom podwodnym oraz w morskim lotnictwie ratowniczym.

KONKURS NA WIELOZADANIOWY SAMOŁOT BOJOWY

Mimo stale wzrastającej specjalizacji środków walki, amerykańskie ministerstwo obrony podjęło zamiar budowy prostego i taniego samolotu bojowego, który mógłby wykonywać szereg różnorodnych zadań. Jakkolwiek projekt ten — noszący oznaczenie COIN (COunter INsurgency) — wydaje się pozornie łatwiejszy niż np. program F-111, w rzeczywistości jest on jednak jednym z najpoważniejszych zadań podjętych przez Pentagon w ostatnich latach. Samolot COIN powinien mianowicie być przystosowany nie tylko do wsparcia naziemnego, lecz również do rozpoznania wizualnego i fotograficznego, do osłony śmigłowców, do obserwacji artyleryjskiej, do desantów spadochronowych i do transportu zaopatrzenia do strefy przyfrontowej.

Zakłada się budowę lekkiego samolotu z dwoma turbiniowymi silnikami śmigłowymi i z dwumiejscową kabiną załogi w układzie „tandem”. Od samolotu wymaga się możliwości startu z lotnisk pomocniczych, ze zwykłych dróg i z pokładów małych lotniskowców bez użycia katarpult i urządzeń skracających dobieg. Prędkość maksymalna samolotu przy ziemi, bez zewnętrznych podwiesz, powinna wynosić 510 km/h, długość startu na 15 m przeszkodę z uzbrojeniem o ciężarze 590 kG (m. in. cztery karabiny maszynowe 7,62 mm i cztery bomby) nie powinna przekraczać 240 m. Zapas paliwa ma wystarczać na dwugodzinną patrol nad celem. W przypadku przeprowadzania



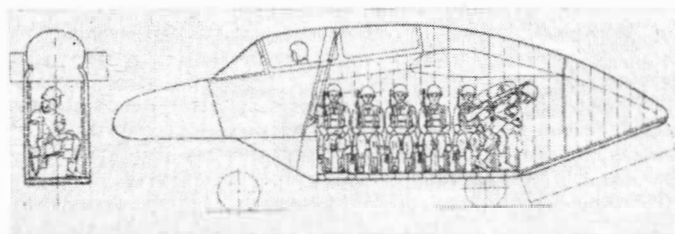
wsparcia naziemnego samolot będzie zabierał uzbrojenie o ciężarze 1000 kG przy ograniczonym zapasie paliwa. Ze zwiększonym zapasem paliwa i przy płaskim starcie samolot powinien dokonywać przelotów na odległość 2200 km. Wymaga się poza tym, aby w przypadku płaskiego startu samolot mógł zabierać 4—6 uzbrojonych spadochroniarzy lub wyrzucane ładunki o ciężarze 1400—1800 kG. Obsługa powinna być prosta i możliwa do przeprowadzenia bez dodatkowych urządzeń. W skład pokładowego wyposażenia

elektronowego ma wchodzić m. in. urządzenie TACAN, urządzenie „swój-obcy” i urządzenie telewizyjne do rozpoznawania w nocy.

Do konkursu na samolot COIN przystąpiły w 1963 roku 22 wytwórnie, wstępne projekty złożyło w 1964 roku 9 firm: Beech, Douglas, General Dynamics/Convair, Goodyear, Helio, Hiller, Lockheed, Martin i North American.

Poniżej zamieszczono fotografie samolotu Martin, który odznacza się oryginalnym układem usterzenia i jest wyposażony w dwa silniki United Aircraft of Canada T74 (PT6) o mocy na wale 650 KM (ciąg szczytowy 23 kG).

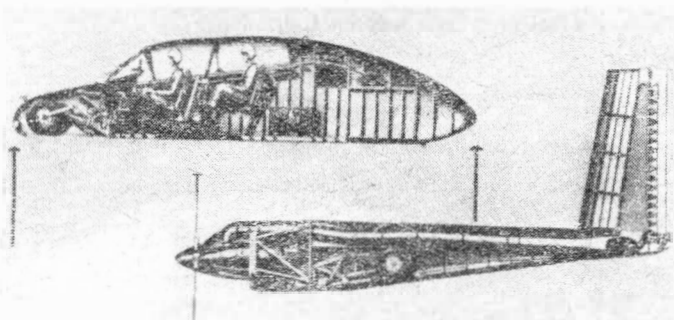
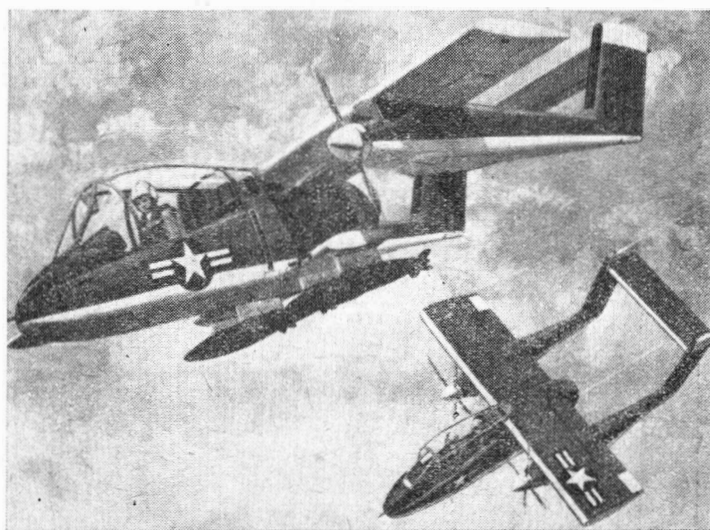
Według ostatnich informacji konkurs został rozstrzygnięty na korzyść firmy North American, która zaprojektowała samolot NA-300, pokazany na ostatnim zdjęciu. Samolot ma być napędzany przez silniki Garret/AiResearch T76 lub United Aircraft of Canada T74. W lecie 1965 roku ma się odbyć pierwszy lot prototypu.



Dane samolotu NA-300

Rozpiętość	9,14 m
Długość	11,73 m
Wysokość	4,57 m
Ciężar samolotu pustego	2220 kG
Ciężar startowy	
normalny	3460 kG
maksymalny	4050 kG
Maksymalny ciężar do lądowania	2710 kG
Ciężar zewnętrzny	
normalny	1080 kG
maksymalny	1430 kG
Zapasa paliwa (w zbiornikach wewnętrznych)	790 l
Prędkość maksymalna (bez zewn. ładunku)	490 km/h
Długość rozbiegu	110 m
Długość startu	
na 15 m przeszkodę	224 m
Długość lądowania	
z wysokości 15 m	241 m
Długość dobiegu	110 m
Zasięg z dodatkowym zapasem paliwa 570 l	2350 km.

W. K.



Verbesserung der Wirtschaftlichkeit von Gasturbinen durch Zwischenverbrennung innerhalb der Turbine und Versuche zu ihrer Verwirklichung; Prof. Dr Ing. Karl Leist, Dipl. Ing. Dieter Stojek, Dipl. Ing. Manfred Pötke, Forschungsberichte des Landes Nordrhein — Westfalen nr 949, Westdeutscher Verlag (Köln und Opladen), 1961 r., str. 80.

Jest to jedno z opracowań Instytutu Maszyn Przepływowych Wyższej Szkoły Technicznej w Aachen, w którym omówiono poprawę ekonomiczności turbin gazowych przez dodatkowe spalanie w przestrzeniach międzywieńcowych w turbinie.

W części pierwszej — teoretycznej, przedstawiono ogólnie możliwości poprawienia sprawności obiegu cieplnego stacjonarnej turbiny gazowej przez zastosowanie regeneracji ciepła, chłodzenia i podgrzewania międzystopniowego — odpowiednio w sprężarce i w turbinie. W rozważaniach uwzględniono wpływ sprężu, maksymalnej temperatury obiegu, strat ciśnienia, niepełnej regeneracji oraz liczby podgrzewań w turbinie na sprawność rzeczywistego obiegu cieplnego. Z uwagi na wzrost temperatury czynnika, wskutek dodatkowego spalania w szczelinach międzywieńcowych turbiny, konieczne okazało się chłodzenie łopatek. Przeanalizowano efektywność chłodzenia przez paliwo używane do wtórnego spalania.

W następnym etapie pracy przeprowadzi się analizę powyższego zagadnienia w odniesieniu do silnika turbinowo-odrzutowego.

W części drugiej — doświadczalnej niniejszej pracy, opisano wyniki badań nad zapewnieniem statecznego procesu spalania za palisadą łopatek kierownicy. Eksperyment przeprowadzony na płaskiej palisadzie wykazał stateczne spalanie przy stosunkowo wysokich temperaturach przed kierownicą turbiny, rzędu 900 °C. Badania specjalnej konstrukcji łopatek kierownicy (perforowana część wylotowa) w obecności wirnika turbiny wskazały na możliwość otrzymania krótkiego i statecznego płomienia przy znacznie niższych temperaturach, na przykład 600 °C. Praca miała na celu wyjaśnienie istoty zjawiska, dla potrzeb praktycznych konieczne będą dalsze badania.

Z. L.

Aerodynamische Messtechnik, Wissenschaftliche Gesellschaft für Luftfahrt — Bericht nr 5/1962, Köln, str. 219.

Praca stanowi zbiór referatów wygłoszonych na konferencji naukowej poświęconej problemom techniki pomiarów w aerody-

namice, odbytej w kwietniu 1962 r. w Wyższej Szkole Technicznej w Aachen.

Wśród ośmiu artykułów kilka zasługuje na większą uwagę. W artykule Dr Ing. A. Heysera omówiono obszernie pomiary ciśnienia w naddźwiękowych tunelach dokonane za pomocą elektronicznej aparatury. Autor zamieścił szeroką dyskusję różnych systemów pomiarowych oraz przedstawił przykłady rozwiązań konstrukcyjnych miniaturowych czujników pomiarowych.

Dr W. Wuest w artykule poświęconym sondom ciśnieniowym szczegółowo rozpatrzył sondy do pomiarów ciśnienia całkowitego, statycznego, ciśnienia dynamicznego i kierunku strumienia. W artykule zebrano wyniki badań różnych autorów, dając tym aktualny stan wiedzy w dziedzinie sond pneumatycznych. Rozpatrzono wpływ turbulencji, lepkości i wilgotności, liczby Macha, kierunku strumienia na wskazania sond. W zakończeniu podano bogatą, liczącą 83 pozycje, bibliografię.

Możliwości i metody dokładnego określania liczby Macha w przepływach naddźwiękowych zostały przedstawione w pracy Dipl. Ing. E. Stanewsky'ego. Przeanalizowano wpływ różnych parametrów: ciśnienia, gęstości, temperatury, prędkości, geometrii falowej — na dokładność określenia liczby Ma.

W referacie cand. ing. I. Rechenberga omówione zostały metody określenia napięć stycznych w warstwie przyściennej w przepływach turbulentnych. Autor rozpatrzył szczególnie dokładnie metodę pomiaru napięć za pomocą rurki Prestona, opartą na pomiarze ciśnienia dynamicznego przepływu.

Artykuł Dr F. v. Burger-Scheidina dotyczył sond kierunkowych, używanych do pomiarów przepływów w komorach spalania, badanych na gorąco. Przedstawiono między innymi wyniki pomiarów profiliów prędkości dokonane sondą kierunkową, chłodzoną wodą, pracującą w temperaturze 1600÷1650 °C.

Poza wymienionymi, w pracy zamieszczono artykuły Dr Ing. H. Fabiana — Urządzenia do pomiarów w poddźwiękowych tunelach, Dr A. Ehrismanna — Pomiary rozkładów ciśnień przy badaniach wlotów, Dipl. Phys. R. Ramshorna — O pewnym sposobie pomiaru wektorów prędkości.

Z. L.

POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

c.d. Tab. 4

Grupa	Rodzaj polimeru i wypełniacza	Nazwa handlowa	Technika formowania	Zastosowanie
polimery winylowe	Zmięczony polichlorek winylu	Rurki izolacyjne (węże) z miękkiego polichloroku winylu	wytłaczanie	Rurki izolacyjne stosuje się w urządzeniach elektrycznych jak elementy izolacyjne w zakresie temperatur od -40 do +60 °C, osłony do linek giętkich w przemyśle motoryzacyjnym
	Spieniony polichlorek winylu w postaci płyt twardych (typ T) miękkich (typ M)	Polecel (pianovin)	formowanie	Typ T stosuje się jako wypełniacz w konstrukcjach sandwichowych i przekładkowych — przemysł lotniczy oraz do izolacji cieplnej w budownictwie i przemyśle okrętowym
	Prasowanie kilku warstw twardej folii z polichloroku winylu	Płyty prasowane z twardego polichloroku winylu. Winidur	prasowanie	Stosuje się jako wykładzinę antykorozyjną, do wyrobu armatury antykorozyjnej
	Powlekanie tkaniny stylonowej (J-753) uplastycznionym polichlorkiem winylu z dodatkiem wypełniaczy i pigmentów	Stylon powlekany TT-1694	powlekanie	Stylon powlekany stosuje się do wyrobu konfekcji o dużej wytrzymałości fizykochemicznej i w lotnictwie, jako lekki materiał na fotele
	Policzterofluoroetylen	Teflon — amerykański Hostaflon TF — niemiecki Fluon — angielski	tłoczenie na zimno, subtelnie sproszkowany granulowany polimer	Policzterofluoroetylen o bardzo dobrej odporności chemicznej na wszystkie agresywne środowiska w zakresie temp. od -200 do +280 °C, nadaje się do wyrobu różnorodnych uszczelnień, do konstrukcji pomp, tulej łożyskowych, węzłownic, rur itp.

Tabela 3

Grupa	T y p		Nazwa handlowa	Technika formowania	Zastosowanie
	Symbol typ	Krótką charakterystyką tworzywa (rodzaj żywicy i wypełniacza)			
1	2	3	4	5	6
E p o k s y d y	E-1	Epidian 1 otrzymuje się przez kondensację dianu z epichlorohydryną. E-1 + utwardzacz daje kompozycje kleju lub spoiwa	Epidian 1	formowanie klejenie	Stosuje się do sporządzania klejów epoksydowych 100 i 101 do łączenia metalu z metalem na gorąco, spoiw do laminatów utwardzonych na gorąco
	E-2	Epidian 2 otrzymuje się przez kondensację dianu z epichlorohydryną w środowisku alkalicznym. E-2 + utwardzacz daje kompozycje	Epidian 2	formowanie na gorąco w formach metalowych, szklanych na zimno w formach chemicznych, szklanych	Stosuje się głównie do elektrolizacyjnej kompozycji lanej (zalewanie urządzeń elektrycznych) utwardzanej na gorąco. W postaci roztworu może służyć do powlekania lub impregnacji drewna, papieru i innych materiałów porowatych
	E-3	Epidian 3 z utwardzaczem i rozpuszczalnikami aktywnymi daje kompozycje do zalewania	Epidian 3	zalewanie impregnacja	Stosuje się głównie do celów elektroizolacyjnych, do sporządzania kompresji klejów na zimno oraz do impregnacji na zimno i na gorąco do wyrobu laminatów epoksydowych
	E-4	Epidian 4 z utwardzaczem z napełniaczami nieorganicznymi i organicznymi daje kompozycje nadające się do odlewania	Epidian 4	formowanie, szpachlowanie, odlewanie na zimno w formach drewnianych gipsowych	Stosuje się do sporządzania masy szpachlowej służącej do wykonywania metalowych powierzchni, produkcji form odlewniczych
	E-5	Epidian 5 żywica epoksydowa z utwardzaczem. Postać handlowa ciekła o niskiej lepkości	Epidian 5	formowanie klejenie	Służy do wyrobu kompozycji impregacyjnych klejowych, spoiw laminatów z włóknem szklanym, utwardzanych na zimno i na gorąco
	E-100	Mieszanina żywicy — Epidian 100 z utwardzaczem. Postać handlowa — stała krucha substancja	Epidian 100	klejenie	Do klejenia na gorąco metali, ceramiki oraz niektórych tworzyw sztucznych odbornych na podwyższone temp. Utwardza się w temperaturze 130 do 200 °C. Utwardzona warstwa kleju jest odporna na wilgoć, wpływ atmosferyczny, wiele rozpuszczalników organicznych, kwasów i alkaliów. Wytrzymałość spoiny klejowej (dural z durallem) 250 kG/cm ²
	E-121	Mieszanina żywicy epoksydowej Epidian 1 z bezwodnikiem ftalowym. Postać handlowa — proszek	Epidian 121	formowanie metodą wieżową	Stosuje się do produkcji materiałów twardych używanych w przemyśle elektrotechnicznym
	E-410	Mieszanina żywicy E-4 pyłu aluminiowego alkoholu benzylowego i ftalanu dwubutylu	Epidian 410	szpachlowanie	Pasta tiksotropowa do szpachlowania nierówności wadliwie wykonanych odlewów, repesji zbiorników, w przemyśle samochodowym zamiast stopu ołowio-cynowego
P o l i e s t r y		Żywica poliestrowa z katalizatorem i aktywatorem daje syciwo nadające się do laminowania lub na odlewy	Polimal 100 102 103 109	formowanie w przypadku formowania laminatów na gorąco, prasowanie	Żywice polimal 100, 102, 103 i 109 stosuje się głównie do produkcji laminatów z włókna lub tkaniny szklanej, używanego jako materiału konstrukcyjnego w przemyśle lotniczym (konstrukcje szybowcowe, niektóre elementy w płatowcach i osprzęcie), okrętowym, budowlanym. R _p laminatu ~ 2500 kG/cm ²
		Mieszanina żywicy poliestrowej z krzemionką koloidalną i naftenianem kobaltu	Polimal 140	rozprowadzanie ręcznie pędzlem	Do produkcji laminatów (na pierwsze warstwy przed położeniem tkaniny wzmacniającej — nośnika laminatu), do wyrównywania laminowanych powierzchni oraz do produkcji lakierów
		Polimal 150 żywica poliestrowa, charakteryzująca się dużą sprężystością i elastycznością	Polimal 150 151	formowanie	Stosuje się do odlewania dużych bloków, zalewania elementów urządzeń elektrycznych, do uelastycznienia innych typów żywic poliestrowych oraz do produkcji elementów, od których wymagana jest duża giętkość i sprężystość
		Żywica z nośnikiem, tkanina szklana	Polimal 160 162	formowanie na zimno, na gorąco pasowanie	Do wyrobu laminatów używanych w budownictwie (wykładziny pomieszczeń z materiałami łatwopalnymi, w lotnictwie przewody do odprowadzenia ciepłych gazów spalinowych)
		Mieszanina żywicy poliestrowej z katalizatorem i aktywatorem	Polimal 164 165	zalewanie	Stosuje się do produkcji trudno zapalnych odlewów elektrotechnicznych, pracujących w środowisku wymagającym bezpieczeństwa przeciwpożarowego

Tabela 4

Grupa	Rodzaj polimeru i wypełniacza	Nazwa handlowa	Technika formowania	Zastosowanie
	Celuloid produkowany jest z nitrocelulozy i kamfory z dodatkiem zmiękczaczy, wypełniaczy i barwników	Celuloid	formowanie na gorąco w temp. 70°C	Celuloid produkuje się w arkuszach, płytach, rurach i prętach. Stosuje się go między innymi do wyrobu różnych kształtek technicznych
	Kazenit otrzymuje się przez kondensację kazeiny z formaldehydem, produkowany w całej gamie kolorów, postaciami handlową są płyty o grubościach od 2-6 mm	Kazenit (galalit)	prasowanie na gorąco w formach metalowych	Stosowany jest do produkcji drobnej galanterii i kształtek technicznych, ręczki uchwytów, pokręta
polimery winylowe	Nieplastyczny ester metylowy kwasu metakrylowego. Postacią handlową są płyty Plastyfikowany metakrylan metylu. Postacią handlową są płyty	Metapleks bezbarwny typ N (szkło organiczne) — typ N Metapleks bezbarwny typ — P (szkło organiczne typ-P)	przedmioty proste przez obróbkę mechaniczną. Steryczne kształtowanie w temp. podwyższonej metodą dociskową, metodą obciążania, metodą próżniową	Przemysł lotniczy do wyrobu kopulek osłon, wiatrochronów, w przemyśle motoryzacyjnym i optycznym
	Modyfikowany polistyren elektrotechniczny o podwyższonej odporności termicznej	Styropol SC (polistyren niskoudarowy)	metodą wtryskową, żyłki elektrotechniczne metodą wytłaczania	Produkują się skrzynki na baterie i akumulatory, żyłki elektrotechniczne
	Modyfikowany polistyren elektrotechniczny o podwyższonym punkcie mięknienia	Styropol SF (polistyren niskoudarowy)	metodą wtryskową	Stosuje się do wyrobu artykułów elektrotechnicznych np. korpusy i wsporniki cewek i rozmaita galanteria elektrotechniczna
	Jednorodna mieszanina polistyrenu z kauczukiem butadienowo-styrenowym	Styropol KT (polistyren wysokoudarowy)	metodą wtryskową, prasowanie	Stosuje się do wyrobu obudowy silników elektrycznych, artykułów elektrotechnicznych w przemyśle motoryzacyjnym
	Polistyren (kopolimery)	Polistyrol 51 (przezroczysty) barwiony Polistyrol EH kryty nieprzezroczysty C 11 - Styrol (RDM 4511)	metodą wtryskową	Wyroby techniczne — elektrotechnika, przemysł precyzyjny, radiotechnika. Charakteryzuje się dobrymi własnościami elektrycznymi, dobrą wytrzymałością mechaniczną (w zależności od typu odporne na benzynę, na gotowanie, ładna powierzchnia)
	Octan celulozy (zmiękczony) niemiecki amerykański	Trolit W Trolit WH Trolit HH Cellidor AM Cellidor AN Cellidor SM Cellidor SW Tenite I	metodą wtryskową	Radiotechnika, artykuły przemysłowe, tworzywo odporne na benzynę, dobre własności mechaniczne
Octano-maślan celulozy (zmiękczony) niemiecki amerykański	Cellidor BH Cellidor BH Cellidor BW Tenite II	metodą wtryskową	Do wyrobu artykułów przemysłowych, radiotechnika, przemysł motoryzacyjny. Tworzywo o dobrej wytrzymałości na rozciąganie, odporne na działanie atmosfery, odporne na mróz, dobra trwałość kształtu, ładna powierzchnia	
polimery winylowe	Poliuretany — niemieckie	Durethan H ₂₀ Durethan U ₀	metodą wtryskową	Do wyrobu łożysk kół zębatach, przemysł maszynowy, budowa aparatów, przemysł precyzyjny, części wodomierzy. Tworzywo cechuje duża wytrzymałość mechaniczna, niska ścieralność, odporność na organiczne rozpuszczalniki.
	Poliwęglany (tworzywo przezroczyste lub barwione)	Makrolen S Makrolen E (niemieckie)	metodą wtryskową	Stosuje się do wyrobu artykułów elektrotechnicznych, części maszyn, tworzywo charakteryzuje się wysoką wytrzymałością mechaniczną, wysoką wytrzymałością cieplną, dobrymi własnościami elektrycznymi, odporne na mróz
polimery winylowe	Pollamidy (przezroczyste i barwione)	Tropamid Ultramid Durethan Akulon (niemieckie) Rilsan	metodą wtryskową	Do wyrobu łożysk kół zębatach, budowy aparatów, części maszyn, w przemyśle elektrotechnicznym. Tworzywo cechują bardzo dobre własności mechaniczne, niska ścieralność
	Plastyfikowany polichlorek winylu (bezbarny lub zabarwiony)	Polwinil	wytłaczanie	Stosuje się do: E1w — izolacji, kabli, przewodów, S1 — produkcji powłok, S0 — izolacji o bardzo wysokiej jakości S0 _t — produkcji powłok szczególnie odpornych na niskie temperatury Ponadto do produkcji różnych wyrobów technicznych
	Miękki polichlorek winylu	Płyty prasowane z miękkiego polichloru winylu	prasowanie	Jako wykładzina w aparaturze chemicznej, do wyrobu podkładek i uszczeliek