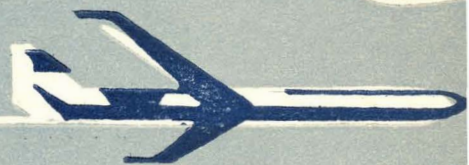


TECHNIKA LOTNICZA



10-11 1965

**WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT**

XV-lecie ZARZĄDU LOTNISKOWEGO WOJSK LOTNICZYCH

W październiku bieżącego roku mija 15 lat działalności Zarządu Lotniskowego Wojsk Lotniczych — naczelnego inwestora WL i koordynatora budownictwa lotniskowego w całym kraju. 15 lat pracy Zarządu Lotniskowego Wojsk Lotniczych oraz 20 lat pracy Służby Lotniskowej w Polsce Ludowej to okres wyjątkowej pracy ogromnego zespołu inżynierów i techników polskich nad rozbudową i przebudową krajowej sieci lotnisk na potrzeby współczesnego lotnictwa.


Chociaż całe społeczeństwo z dużą uwagą śledzi szybki rozwój konstrukcji samolotowych, ich parametry techniczne w zakresie osiągnięć, prędkości, ciężaru i ładunku użytecznego, nie wszyscy łączą te zmiany z ogromem pracy budowniczych lotnisk, którzy to przygotowują odpowiednie do nowych potrzeb bazy lotnicze.

W następnych miesiącach poświęcimy łamy naszego pisma omówieniu tych zagadnień. Zamieścimy szereg artykułów o budownictwie lotniskowym.

Z okazji jubileuszu Zarządu Lotniskowego Wojsk Lotniczych wszystkim pracownikom Służby Lotniskowej Wojsk Lotniczych oraz wszystkim tym budowniczym, którzy swą ofiarną pracą zapewnili działalność nowoczesnego lotnictwa wojskowego i komunikacji lotniczej w Odrodzonym Kraju serdeczne życzenia dalszej owocnej pracy składamy

Redakcja miesięcznika
TECHNIKA LOTNICZA

TREŚĆ ZESZYTU

	str.		str.
F. B. GUSTAFSON — Perspektywy rozwoju śmigłowców	249	M. MARCINIAK — Wpływ obróbki strumieniowo-ścierniej na dokładność kształtu i wymiarów oraz na chropowatość powierzchni dźwigara ze stopu lekkiego AWT-1	265
W. NARKIEWICZ — Profil krzywki zapewniający poprawną pracę rozrządu	252	Z. ŁOPATEK, J. SMOLEŃSKI — Projekt lotniska dalekiego zasięgu w rejonie m. Warszawy	272
W. CEGLIŃSKI — Lotnicze prądnice bezszczotkowe prądu zmiennego i stałego	258	T. RAJPERT — Zwalczanie hałasu wywołanego przez strumienie gazu spalinowego, cz. I	277
		Czy wiatrakowce mają przyszłość? — E. J.	285
Śmigłowiec z ciśnieniowym napędem wirnika		Nowości techniczne	287
		Przeglądamy patenty — S. M.	293
		Na półkach księgarskich	294
		Wiadomości SIMP	295
		Kronika	295
		Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej” — E. KOZLUK: Fyzyko-mechaniczne własności konstrukcyjnych tworzyw sztucznych, cz. I	III okł.



WYDAWNICTWA
CZASOPISM
TECHNICZNYCH NOT
Warszawa,
Czackiego 3/5

KOLEGIUM REDAKCYJNE

Redaktor naczelny mgr inż. S. SULIKOWSKI

Redaktorzy działowi: mgr inż. A. GOŁĘDZINOWSKI, mgr inż. W. KOPDZIŃSKI, mgr inż. S. LASSOTA, mgr inż. W. ZAREMBA

Sekretarz red. J. BERŻYŃSKA

Red. techniczny D. PIETRZYKOWSKA

RADA PROGRAMOWA

mgr inż. K. WÓJCICKI, mgr inż. J. GRZEGORZEWSKI, mgr inż. W. PIETRZAK, mgr inż. B. TRALA, mgr inż. W. JUNG, mgr inż. A. JAWORSKI, mgr inż. H. KRAJEWSKI, mgr inż. K. SZUMIELEWICZ, mgr inż. J. PA-CZOSKI, mgr inż. M. KWIATKOWSKI, inż. W. JANUSZ, inż. A. CKŁOWSKI, inż. R. MACHNOWSKI

REDAKCJA: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 27-25-53

Zakład Kolportażu WCT-NCT Warszawa, ul. Mazowiecka 12, tel. 26-80-16.

Wrocławska Drukarnia Dzielowa, Zam. 1471/A — O-6. Nakład 900 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g 61 × 86

Cena pojedynczego egz. zł 12.—

Prenumerata roczna zł 144.—



F. B. GUSTAFSON

629.135.45

Perspektywy rozwoju śmigłowców

Prócz samolotów, drugim typem silnikowych aparatów latających są śmigłowce. Są one użytkowane w określonych warunkach potrzeb tak w lotnictwie cywilnym — transportowym i sanitarnym, jak i w lotnictwie wojskowym. Mimo to możliwości ich eksploatacji są niedoceniane, czego powodem są niewystarczające własności użytkowe i osiągi. Mimo że szereg dotychczasowych braków zostało już rozwiązanych i opanowanych pod względem konstrukcyjnym i wykonawczym, w kilku krajach produkujących w wykonaniu śmigłowców prowadzone są dalsze intensywne prace rozwojowe. Jaki jest kierunek tych prac rozwojowych podano to w niniejszym krótkim przeglądzie zagadnień, które w niedalekiej przyszłości będą opanowane. Tłumaczenia dokonano z referatu A. Wołodki opublikowanego w *Ekspres-Informacji Awiastronje* nr 38 z dnia 14 października 1964 r. Oryginalna praca była publikowana w *SAE Preprints, s.a., nr 587A*.

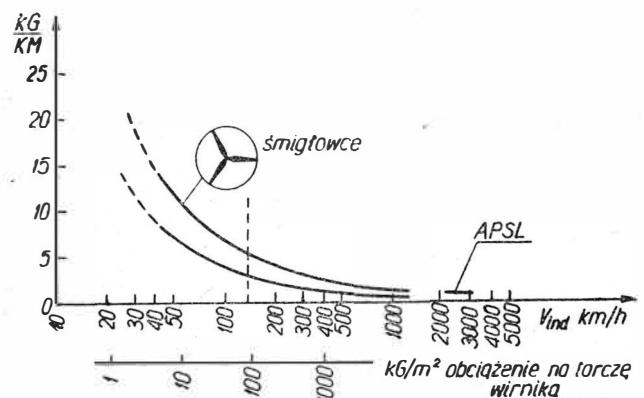
Specjalne miejsce śmigłowca wśród innych aparatów latających o pionowym starcie i lądowaniu jest wyraźnie określone skutecznością jego układu nośnego w fazie zawisu, jak wskazano na rysunku 1. Z rozpatrzenia tego rysunku wynika, że w przypadku wykonywania wskazanego stanu lotu śmigłowiec jest wyraźnie bardziej ekonomiczny od aparatów pionowego startu i lądowania z nośnymi silnikami odrzutowymi. Te własności, jako podstawowe, spowodowały szerokie zastosowanie i rozwój śmigłowców dla potrzeb wojskowych i cywilnych. Praktycznie jednak zwiększenie skuteczności układu nośnego nie jest bynajmniej jednoznacznie związane ze zmniejszeniem obciążenia powierzchni tarczy wirnika, jak może się to okazać na pierwsze spojrzenie przy rozpatrywaniu rysunku 1. W rzeczywistości bowiem zmniejszenie obciążenia powierzchni tarczy wirnika jest jednoznaczne ze zwiększeniem wymiarów wirnika nośnego, a to kolejno powoduje szybkie zwiększenie ciężaru układu nośnego przekładni i zespołu napędowego. Właśnie dlatego pierwsze śmigłowce doświadczalne, mające bardzo małe obciążenie powierzchni tarczy wirnika, prawie nie zabrały w tym czasie ciężaru użytecznego, to znaczy mogły podnieść w powietrze tylko same siebie. Dwa ostatnie dziesięciolecia intensywnego rozwoju śmigłowców przeszły na uporczywej walce specjalistów i konstruktorów o zwiększenie ciężaru użytecznego. W obecnym czasie sprawność ciężarowa ostatnich odmian śmigłowców typu „latający dźwig” zbliżyła się do wielkości rzędu 50%. Przewiduje się, że dalszy postęp budowy śmigłowców, a przede wszystkim optymalizacja parametrów śmigłowców, udoskonalenia zespołów silnikowych, nowe osiągnięcia technologiczne w wykonaniu zespołów układu nośnego i przekładni doprowadzą w najbliższych 10—20 latach do zwiększenia sprawności ciężarowej śmigłowców typu „latający dźwig” do 70%.

Drugim ważnym kierunkiem rozwoju śmigłowców jest zwiększenie prędkości ich lotu poziomego. Jako decydujący czynnik występuje tu dobrze znane zjawisko oderwania strugi na końcu cofającej się łopaty, powstające przy ukośnym opływie wirnika nośnego w locie poziomym, jak wskazano na rysunku 2a. Dla zmniejszenia szkodliwego wpływu tego zjawiska i zwiększenia odpowiednio prędkości lotu poziomego, mogą być przedstawione w skrajnym przypadku trzy następujące sposoby. Pierwszy z nich, opracowany w NRF, polega na znacznym rozstawieniu pionowych przegubów głowicy wirnika nośnego. Przy wahaniach łopat

w płaszczyźnie obrotu względem takich przegubów zachodzi dla poszczególnych azymutów wyrównywanie prędkości opływu łopat, powodujące zwiększenie prędkości opływu i zmniejszenie kątów natarcia łopaty poruszającej się w kierunku przeciwnym do przepływu strumienia (patrz rysunek 2b). Przy tym zmniejsza się szkodliwy wpływ oderwania strugi i ściśłości powietrza, co może zapewnić znaczny wzrost prędkości lotu poziomego. Zagadnienia jednak dynamicznej wytrzymałości wirnika nośnego i drgań śmigłowca podobnej konstrukcji wymagają jeszcze szczegółowych badań.

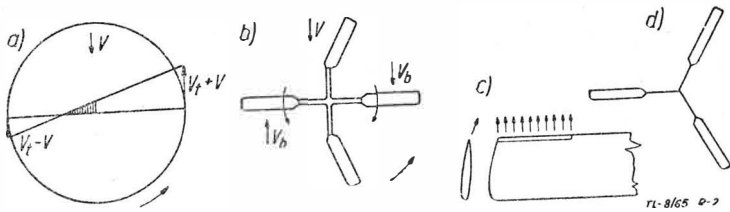
Drugi sposób zmniejszenia szkodliwego wpływu oderwania strugi polega na zdmuchiwaniu lub odsysaniu warstwy przyściennej w czasie ruchu łopaty w kierunku przepływu strumienia, na przykład za pomocą strumieniowej kłapy zakrzydłowej (patrz rysunek 2c).

W końcu, trzecim sposobem zwiększenia prędkości lotu poziomego jest zmniejszenie wypełnienia środkowej części powierzchni tarczy wirnika w wyniku usunięcia powierzchni nośnej łopat (patrz rysunek 2d). Teoretyczną podstawą takiego rozwiązania konstrukcyjnego jest to, że przy znacznie większych wartościach charakterystyki stanu pracy wirnika nośnego (stosunek prędkości lotu poziomego do obwodowej



Rys. 1

prędkości obrotu końców łopat), wirnik nośny może w ogóle nie dawać siły nośnej i jej składowej ciągu, nawet przy nieskończeniu dużej mocy dawanej przez silnik. Przyczyną tego zjawiska jest odwrotny wpływ profilu od krawędzi spływu, nasadowej części łopat nośnych, na skutek czego ta część łopat nośnych daje siłę nośną ujemną. Usunięcie powierzchni nośnej z nasadowej części łopat nośnych powo-



Rys. 2

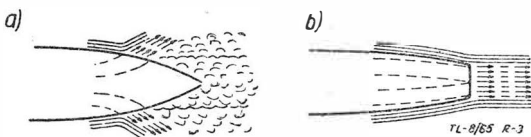
duże także zmniejszenie poziomu zmiennej części momentów gnących i skręcających oraz zwiększenie resursu śmigłowców.

Tendencje zwiększenia sprawności ciężarowej i prędkości lotu śmigłowców związane są między sobą następującymi zależnościami: przy prędkości lotu poziomego około 480 km/h należy spodziewać się, że ciężar użyteczny (ładunek) śmigłowca klasycznego nie zmienionego będzie równy zero nawet przy urzeczywistnieniu rozpatrzonych poprzednio sposobów zwiększenia prędkości lotu.

Z zagadnieniem zwiększenia prędkości lotu śmigłowców jest nieodłącznie związane zagadnienie zwiększenia ich zasięgu. Tu jednak otwierają się bardziej zachęcające perspektywy. Można mieć nadzieję, że w najbliższych 10—20 latach zasięg lotu transportowych i pasażerskich śmigłowców osiągnie 9000 km. Do tego niezbędne jest spełnienie następujących podstawowych warunków:

- a — jednostkowe zużycie paliwa silników turbinowych winno osiągnąć 0,15 kG/KM/h,
- b — start „samolotowy” z przeciążeniem (zwiększonym ładunkiem), którego 60% winien stanowić zapas paliwa,
- c — równoważna (porównawcza) doskonałość aerodynamiczna śmigłowca winna być nie mniejsza od 7.

Omówiony zostanie szczegółowiej ostatni z postawionych warunków. W obecnym czasie doskonałość aerodynamiczna śmigłowców z zasady jest mniejsza od 4. Można to wyjaśnić w głównym stopniu znacznym oporem czołowym nienośnych zespołów konstrukcji i ich szkodliwą interferencją między sobą i z zespołami układu nośnego. Na przykład, opór szkodliwy nie osłoniętej głowicy wirnika nośnego jest prawie tej samej wielkości jak opór szkodliwy całego kadłuba. Kolejno, większą część oparu kadłuba stanowią opary nie chowanego podwozia, drzwi, uchwyty i inne nieoprofilowane wystające części. Poglądowy przykład szkodliwej interferencji aerodynamicznej pokazany jest na rysunku 3a dla typowego układu śmigłowca z dwoma silnikami turbino-



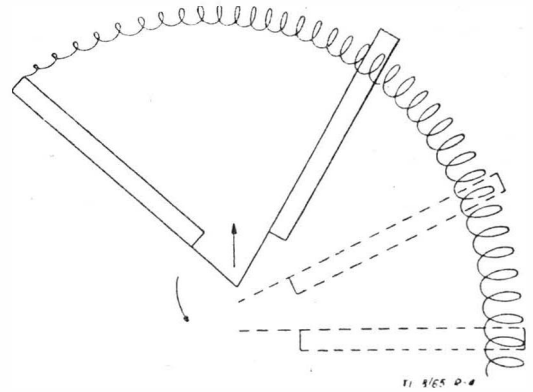
Rys. 3

wymi, umieszczonymi w gondoli nad kabiną pasażerską lub ładunkową. Strumień gazów wypływający pod kątem do kierunku przepływu powietrza wywołuje strefę intensywnej turbulencji i w następstwie zwiększenie oporu czołowego. Dlatego też o wiele bardziej skuteczny jest układ przedstawiony na rys. 3b, z rozpatrzenia którego widać, że strumienie wylotowe silników w tym przypadku nie tylko nie zwiększają oporów czołowych gondoli, lecz jeszcze zmniejszają je przez laminaryzację warstwy przyściennej na skutek działania zjawiska eżekcji.

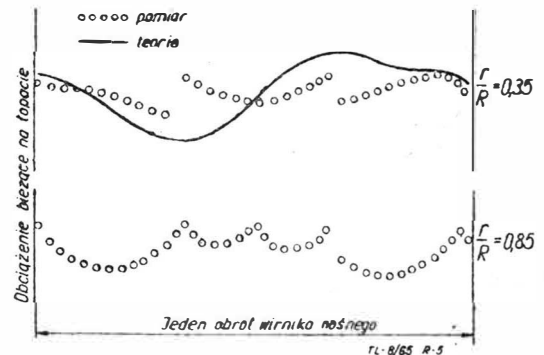
W ten sposób dla ulepszenia aerodynamicznych kształtów śmigłowca istnieje bardzo dużo możliwości. Biorąc pod uwagę, że aerodynamiczna doskonałość wirnika nośnego może

być doprowadzona do wielkości 11, doskonałość śmigłowca równa 7 jest całkowicie możliwa do uzyskania.

Z punktu widzenia naukowego i inżynierskiego specyfika śmigłowca polega przede wszystkim na aerodynamice i dynamice jego wirnika nośnego w locie poziomym. Ostatnie badania wykazały jedną z ważnych przyczyn znacznych zmiennych obciążeń aerodynamicznych na łopatach wirnika nośnego, powodujących obniżenie resursu łopat i zwiększających poziom drgań śmigłowca. Chodzi o sprawę wpływu wiązek wirowych schodzących z końca jednej łopaty i przecinających następujące za nią łopaty (rys. 4). Doświadczalnie ustalono nagłe przegięcia w wykresie cyrkulacji, odpowiadające przecięciu się końcowych wirowych wiązek z rozpatrywanym przekrojem łopaty (rys. 5). Przy tym, jak widać na górnej części rysunku 5, występuje charakterystyczna niezgodność doświadczalnych danych z wynikami obliczeń teoretycznymi według klasycznej teorii wirnika nośnego. Dlatego też wysiłki specjalistów w różnych krajach skierowane są na znaczne udoskonalenie teorii wirnika nośnego.



Rys. 4



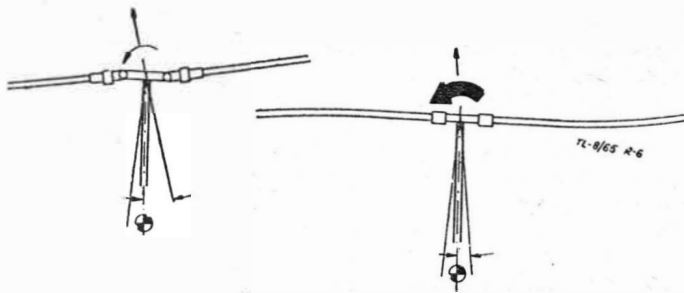
Rys. 5

W obniżeniu poziomu drgań śmigłowca ma także duże znaczenie konstrukcyjny układ kadłuba. Dla zmniejszenia wpływu niesymetrycznych form drgań należy starać się uzyskać możliwie pełną symetrię kadłuba. Na przykład, jeśli na jednej stronie kadłuba są drzwi, takie same drzwi należy wykonać w analogicznym miejscu i na drugiej stronie kadłuba.

W ostatnim czasie znaczną uwagę zaczyna zwracać na siebie śmigłowiec ze sztywnym lub inaczej bezprzegubowym zamocowaniem łopat wirnika nośnego do głowicy (obrót osiowy jest przy tym zachowany). Różnice w wykonaniu konstrukcyjnym i zasadzie okresowego sterowania wirnika nośnego przegubowego i bezprzegubowego pokazano na rysunku 6. Podstawowymi zaletami bezprzegubowego wirnika nośnego są — prosta konstrukcja, a stąd zwiększenie niezawodności, obniżenie ciężaru i szkodliwego oporu aerodynamicznego, zmniejszenie dynamicznych obciążeń na łopatach, znaczne zwiększenie siły sterowania. Ostatnia właściwość bezprzegubowego wirnika nośnego wpływa dodatnio na polepszenie charakterystyki stateczności i sterowności śmigłowca. Właściwość tę przedstawiono na rysunku 7, gdzie podany jest wykres zależności tłumienia dla poszczególnych kątowych prędkości obrotu śmigłowca od siły sterowania dla wirnika nośnego zwykłego i bezprzegubowego. Na wy-

kresie tym z lewej strony i w dole od linii krzywej znajdują się niedopuszczalne wielkości tych parametrów, a strzałką wskazany jest zakres ich optymalnych wielkości, osiągalnych tylko przez wirniki nośne bezprzegubowe.

Oczywiście ostateczny sąd o perspektywach zastosowania na śmigłowcach wirnika nośnego bezprzegubowego można

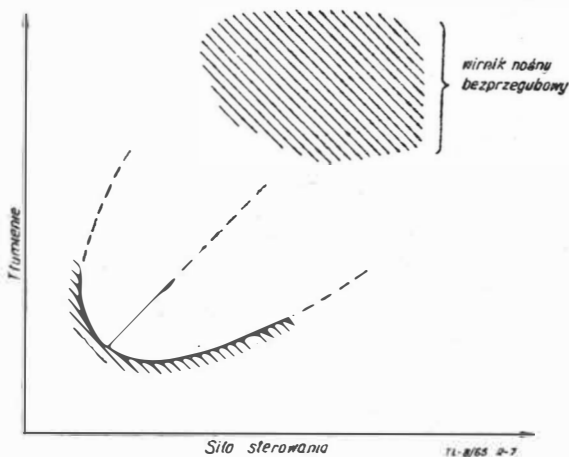


Rys. 6

będzie ustalić tylko po przeprowadzeniu istotnie dużej ilości badań teoretycznych i doświadczalnych.

Jednym z ważniejszych wymagań stawianym lotno-technicznym własnościom śmigłowców jest konieczność pionowego startu i lądowania po torze podobnym do przedstawionego na rysunku 8, w trudnych warunkach meteorologicznych i przy braku wzrokowej widzialności Ziemi. Jedną z możliwych dróg w tym kierunku może być zbudowanie takich śmigłowców, których charakterystyki stateczności i sterowności będzie można zmieniać w sposób sztuczny w szerokim zakresie stanów lotu. W tym celu mogą być zastosowane układy elektroniczne automatycznej stabilizacji, jeśli tylko aparatura taka będzie miała mniejszy ciężar i dużą niezawodność działania w warunkach drgań na śmigłowcach.

Ważnym zagadnieniem jest także zmniejszenie poziomu hałasu. Właściwe rozwiązanie tego zagadnienia będzie miało



Rys. 7

duże znaczenie tak dla śmigłowców wojskowych, jak i cywilnych.

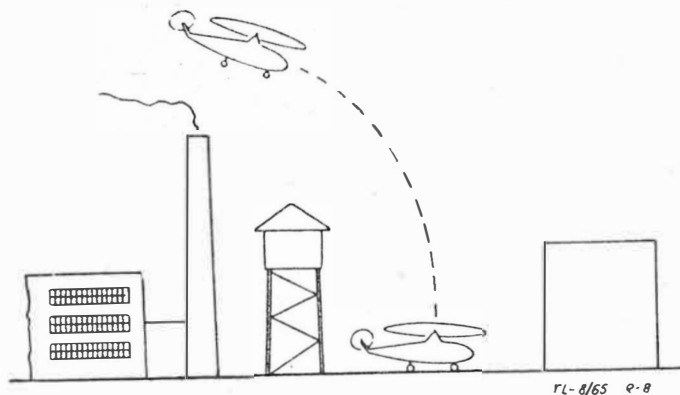
W końcu pozostaje aktualne zagadnienie zapewnienia bezpieczeństwa lotu. Podstawowym wymaganiem stawianym pod tym względem śmigłowcom jest konieczność wyposażenia ich nie mniej jak w dwa silniki.

W uzupełnieniu rozpatrzonych i opisanych kierunków rozwoju śmigłowców oraz sposobów i możliwości pokonania szeregu istniejących trudności należy rozpatrzeć jeszcze kilka niżej podanych zagadnień.

Pracami rozwojowymi śmigłowców zajmuje się szereg poważnych zakładów i instytutów badawczych. Prace te skierowane są głównie w kierunku polepszenia osiągnięć śmigłowców, a w związku z tym ich własności aerodynamicznych — głównie wirnika nośnego i kadłuba wraz z pozostałymi zespołami, udoskonalenie lub zmiany istotne kinematyki układu napędowego, pracy wirnika nośnego i układu sterującego, jak również rozwiązania szeregu zagadnień produkcyjno-technologicznych i eksploatacyjnych.

Przy opracowaniach nowych układów wirników nośnych dąży się do wzrostu podstawowego parametru wirników — obciążenia tarczy wirnika, przy zastosowaniu lekkich silników turbinowych, dla zmniejszenia wymiarów i ciężaru wirników nośnych.

Dla uzyskania prędkości lotu do 550 km/h dąży się do polepszenia charakterystyki wirnika nośnego przez zwiększe-



Rys. 8

nie zwężenia geometrycznego łopatek i zwiększenie współczynnika wypełnienia tarczy wirnika oraz wprowadzenie okresowego sterowania łopatkami wirnika nośnego według drugiej harmonicznej względem liczby obrotów.

Przeprowadzane są próby zastosowania na wirniku nośnym profilu z kłapą za profilem, z napędem odrzutowym strumieniem gazu przepływającego od piasty przez łopatkę i wypływającego krawędzią spływu łopaty na ustawiającą się odpowiednio kłapę za profilem.

Dla uzyskania dużej prędkości lotu poziomego śmigłowców prowadzi się prace w kierunku zwiększenia doskonałości aerodynamicznej śmigłowców z 4...5 do 8...9 przez doskonałe opracowanie kształtów kadłubów i pozostałych zespołów. Z przeprowadzonych dotychczas prób wynika, że przy prędkości poziomej 320 km/h może być jeszcze doskonałość rzędu 6, natomiast dla uzyskania prędkości 550 km/h wymagana już jest doskonałość co najmniej 10.

Wprowadzane są unowocześnione i udoskonalone metody technologiczne wykonania przekładni zębatych oraz uzyskano lekkość i doskonałość zespołów przekładni napędowych, a w związku z tym znaczne zwiększenie ich rezerw pracy. Także łopaty i piasty wirników oraz obudowy reduktorów mają obecnie w dużym stopniu zwiększoną trwałość, a międzyremontowe okresy uzyskują 1000—2000 godzin, co odpowiada 1 rocznej intensywnej eksploatacji.

CZYTAJCIE I PRENUMERUJCIE PRASĘ TECHNICZNĄ

Profil krzywki zapewniający poprawną pracę rozrządu

Częstotliwość własna drgań układu rozrządu w silnikach tłokowych powinna być uwzględniona przy projektowaniu profilu krzywki w celu osiągnięcia poprawnej pracy zaworów w projektowanym zakresie prędkości obrotowych. Pod tym kątem widzenia omówiono metodę półdoświadczalną projektowania krzywki, która daje dobre rezultaty i nie jest zbyt pracochłonna. Nieco szerzej omówiono błędy wykonawcze profilu, ich wpływ na pracę rozrządu i metody kontrolnych pomiarów profilu, w szczególności nowy, uproszczony sposób bezpośredniego pomiaru przyspieszeń geometrycznych.

1. WSTĘP

Przy próbach prototypów silników tłokowych zdarzają się dosyć często — mimo prawidłowo zaprojektowanych zgodnie z elementarną teorią mechanizmów krzywkowych krzywek rozrządu — niespodziewane nieprawidłowości pracy rozrządu, jak: hałaśliwa praca, pękanie sprężyn zaworowych, wybijanie się gniazd zaworowych itp.; kłopoty te są dobrze znane konstruktorom i czasami są trudne do opanowania. W większości przypadków tego rodzaju trudności są spowodowane nieuwzględnieniem częstotliwości drgań własnych układu rozrządu przy projektowaniu profilu krzywki.

Nieprawidłowość pracy rozrządu z powodu drgań własnych układu szczególnie jaskrawo uwydatnia się przy stosowaniu popychaczy z hydraulicznym kasowaniem luzów, powodując „puchnięcie” popychacza lub jego „chudnięcie”. Parę słów wyjaśnienia o tym zachowaniu się popychaczy hydraulicznych, w terminologii angielskiej zwanym „pump up” lub „pump down”.

Jak wiadomo, popychacz hydrauliczny posiada hydrauliczne urządzenie do kasowania luzów zaworowych, które w miarę potrzeby wydłuża się lub skraca utrzymując tak zwany zerowy luz zaworowy. Przy nieprawidłowej pracy rozrządu popychacz hydrauliczny może nagle zacząć wydłużać się w sposób niekontrolowany, powodując niedomykanie się zaworu lub w krańcowych przypadkach zniszczenie układu rozrządu. Stąd obrazowa nazwa „puchnięcie”. Przy niektórych konstrukcjach popychaczy hydraulicznych może nastąpić zjawisko niekontrolowanego skracania się urządzenia hydraulicznego i stąd nazwa „chudnięcie”.

W braku odpowiedniej nazwy w terminologii polskiej zastosowano w artykule te obrazowe określenia bez pretensji do ich poprawności czy trafności.

2. WIADOMOŚCI OGÓLNE

Każdy układ rozrządu ma pewną sprężystość i masę i z tego tytułu ma określoną częstotliwość drgań własnych. Jeżeli układ rozrządu będzie wzbudzany z częstotliwością odpowiadającą częstotliwości drgań własnych, to nastąpią drgania rezonansowe układu, kończące się zazwyczaj zniszczeniem elementów rozrządu.

W przeciętnych rozwiązaniach konstrukcyjnych szybkoobrotowych silników samochodowych, w przypadku górnych zaworów sterowanych dźwawkami popychaczy, częstotliwość

drgań własnych układu rozrządu wynosi zazwyczaj 600—800 Hz. Z drugiej strony częstotliwość wzbudzania układu rozrządu przez krzywkę, nawet w bardzo szybkoobrotowych silnikach, zazwyczaj nie przekracza 50 Hz i z tej strony nie można się spodziewać trudności związanych z rezonansem.

Jednakże w nowych konstrukcjach występowały trudności związane z pracą rozrządu i wytwórnie radziły sobie dobierając doświadczalnie profil krzywki, dokładność wykonania, opracowując empiryczne wzory itp. Umiejętność dobrania właściwego profilu krzywki była dawniej jedną z najbardziej strzeżonych tajemnic prototypowni wytwórni szybkoobrotowych silników tłokowych.

Ułożenie dokładnego modelu ideowego układu rozrządu ze wszystkimi masami, sztywnościami i tłumieniami nie przedstawia trudności. Ułożenie równania ruchu tego układu wzdłuż dowolnego profilu krzywki jest sprawą trudniejszą i wymaga zazwyczaj pewnych uproszczeń.

Rozwiązanie numeryczne takiego równania jest bardzo pracochłonne nawet przy daleko idących uproszczeniach i dla jednego wariantu profilu może trwać wiele miesięcy przy ręcznym rachunku. Należy zazwyczaj przerechnować kilka lub kilkanaście wariantów profili, poza tym z powodu wprowadzonych uproszczeń zachodzi konieczność sprawdzenia wyników na pracujących modelach. Przypuszczalnie powyższe trudności zmusiły wytwórnie do wybrania stosunkowo krótszej drogi eksperymentalnego doboru krzywek w oparciu o swe poprzednie doświadczenia i praktykę.

Wprowadzenie do użytku elektronicznych maszyn matematycznych, skracających wielomiesięczną pracę wytrawnego matematyka do kilku godzin pracy maszyny, pozwoliło na dogłębną analizę całego zagadnienia. Prace naukowców i praktyków [lit. 1, 2, 3, 4, 5, 7, 8, 9] omawiają dokładnie całość zagadnienia drgań układu rozrządu przy współpracy z krzywką o dowolnym profilu.

Nie jest celowe omawianie nawet w wielkim skrócie wyników tych prac, ponieważ większość z nich jest opracowana tak treściwie i dokładnie, że każdy skrót byłby ze szkodą dla jasności. Można natomiast z całokształtu tych prac wyciągnąć kilka uogólnień i wskazówek ważnych dla konstruktora.

Stwierdzono matematycznie i potwierdzono praktycznie, że najbardziej istotnym czynnikiem kontrolującym nadmierne drgania układu rozrządu w czasie pracy jest zależność pomiędzy częstotliwością drgań własnych układu rozrządu a czasem trwania i kształtem krzywej dodatnich przyspieszeń na części wznoszącej profilu krzywki.

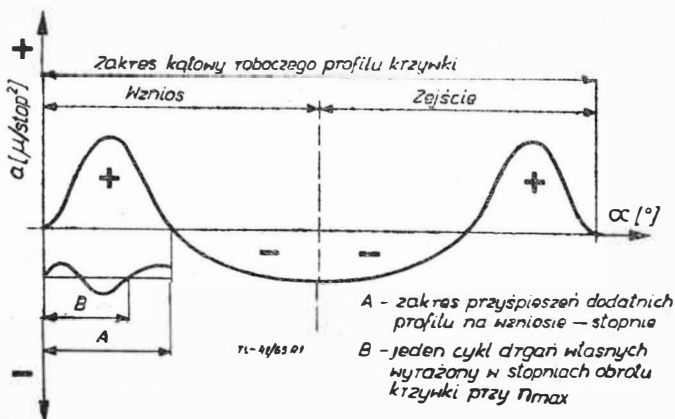
Dla przykładu na rys. 1 podano wykres przyspieszeń krzywki szybkoobrotowego silnika górnazaworowego z dźwawkami popychaczy. Przy przedstawionym charakterze krzywej przyspieszeń warunkiem niezbędnym dla poprawnej pracy rozrządu przy maksymalnej prędkości silnika jest zależność

$$\frac{A}{B} \geq 1,4 \text{ i dla nadobrotów } \frac{A}{B} \geq 1,2.$$

Oznaczając częstotliwość drgań własnych rozrządu przez f_r w Hz i zachowując oznaczenia A jak na rys. 1, można tę zależność zapisać w wygodnej postaci:

$$n_{\max} \leq \frac{A \cdot f_r}{4,2} \text{ [obr/min]} \quad [1]$$

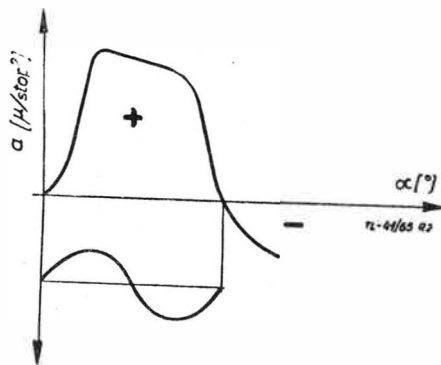
$$n_{\text{nad}} \leq \frac{A \cdot f_r}{3,6} \text{ [obr/min]} \quad [2]$$



Rys. 1

gdzie n_{max} i n_{nad} oznaczają odpowiednio założoną maksymalną prędkość obrotową silnika i nadobrotę. W nowoczesnych silnikach A powinno wynosić $27^\circ \div 30^\circ$, co dosyć rozciąga cały wykres. Silniki dolnozaworowe i szczególnie silniki z górnym wałkiem rozrządczym mają znacznie wyższą częstotliwość drgań własnych rozrządu i dzięki temu warunki [1] i [2] jest łatwo spełnić bez nadmiernego rozciągania wykresu.

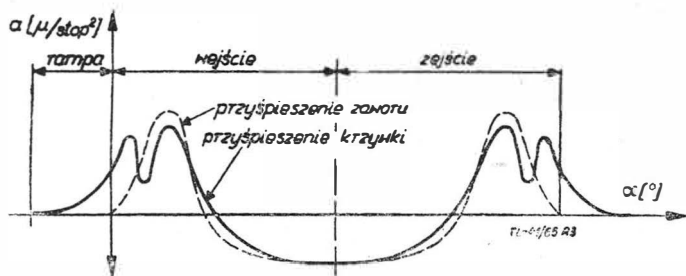
Każda nieciągłość krzywej przyspieszeń jest szkodliwa, gdyż powiększa amplitudę drgań rozrządu. Na przykład



Rys. 2

popularna krzywka harmoniczna, która teoretycznie pozwala osiągać najniższe wartości liczbowe przyspieszeń, nie jest zalecana ze względu na charakterystyczne nieciągłości wykresu przyspieszeń powodujące drgania rozrządu z amplitudą przyspieszeń blisko dwukrotnie większą w stosunku do pierwotnie obliczonych.

W praktyce [lit. 1] cieszy się uznaniem wykres przyspieszeń o łagodnym przebiegu zmian, jak na rys. 1, zbliżony do wykresu sinusoidy i praktycznie wykreślany „od ręki”. Dla tego rodzaju wykresu obowiązują zależności [1].



Rys. 3

Oczywiście są możliwe różne inne krzywe przyspieszeń. Na przykład w silniku Lincoln zastosowano krzywkę z wykresem przyspieszeń dodatnich zbliżonym do wykresu krzywki harmonicznej (rys. 2). Dla tego rodzaju wykresu obowiązuje inna zależność między A i B (oznaczenia z rysunku 1). Według danych z [lit. 4] $A = B$ dla n_{max} .

Dotychczas była mowa o przyspieszeniach profilu krzywki przy milczącym założeniu, że przy prawidłowo pracującym układzie rozrządu taki sam przebieg przyspieszeń będzie miał również zawór. W rzeczywistości pomiędzy krzywką a zaworem jest cały szereg sprężystych elementów mechanizmu rozrządu, a w szczególności drążek popychacza w popularnych rozwiązaniach silników górnoszaworowych. Powoduje to odmienny ruch zaworu od założonego według profilu krzywki. Przy przyspieszeniach dodatnich zawór „spóźnia” się w swym ruchu, a przy przyspieszeniach ujemnych „wyprzedza” profil krzywki. W szczególności przy zamykaniu zaworu powstaje wyraźne uderzenie w gniazdo. Żeby temu zaradzić, zakłada się wymagany ruch zaworu i uwzględniając sprężystość wszystkich członów mechanizmu rozrządu, oblicza się krzywą przyspieszeń profilu krzywki i odpowiadający jej profil krzywki, nazwany przez twórców tej metody [lit. 8] profilem polidynamicznym o bardzo charakterystycznym przebiegu przyspieszeń, pokazanym przykładowo na rys. 3.

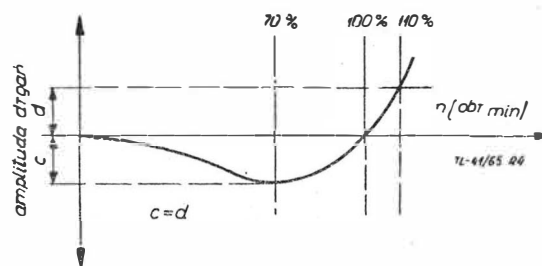
Obliczenie gwarantuje bardzo spokojną i bezdrganiową pracę rozrządu tylko dla jednej założonej prędkości obro-

towej silnika. Przy innych prędkościach obrotowych powstają drgania rozrządu. Przy mniejszych prędkościach drgania nie są duże, ale przy przekroczeniu założonej prędkości drgania rosną bardzo szybko i praktycznie uniemożliwiają przekroczenie 110% prędkości założonej.

Wykres na rys. 4 obrazuje zmienność amplitudy drgań rozrządu w zależności od prędkości obrotowej.

Została również opracowana metoda optymalizacji profilu polidynamicznego przy wykorzystaniu elektronicznych maszyn matematycznych [lit. 7] w celu otrzymania możliwie maksymalnego czasoprzekroju otwarcia zaworu dla danego zakresu kąтового krzywki i dla danego wzniosu. Nie ulega wątpliwości, że profil polidynamiczny jest bardzo korzystny dla mechanizmów krzywkowych pracujących przy stałej prędkości obrotowej, jak na przykład w przypadku silników okrętowych, zespołów prądotwórczych itp.

Z powodu bardzo poważnej pracochłonności obliczeń profilu polidynamicznego ten typ krzywki nie znalazł dotychczas powszechnego zastosowania. Ponadto specjaliści budowy samochodów mają zastrzeżenia co do cichobieżności tego profilu przy prędkościach podróży samochodu i obawiają się zniszczenia rozrządu w przypadku użycia silnika na niskim biegu jako hamulca przy długich i stromych zjazdach. Niezależnie od wszystkiego, profil polidynamiczny stanowi istotny postęp w dziedzinie rozrządu i zasługuje na zwrócenie nań baczniejszej uwagi. Zagadnienie to omawiają w sposób wyczerpujący prace podstawowe [lit. 7 i 8].



Rys. 4

Należy jeszcze parę słów poświęcić rampie przejściowej.

Przy projektowaniu rampy zazwyczaj ma się na uwadze zapewnienie małej prędkości siadania zaworu na gniazdo i możliwie łagodny początek zetknięcia się popychacza z profilem krzywki. Dobrze jest również zwrócić uwagę na przebieg przyspieszeń rampy, gdzie również niekorzystne są nieciągłości.

Łagodna i długa rampa jest korzystna dla dynamiki rozrządu, ale nie jest korzystna dla dokładnego określenia początku i końca otwarcia zaworu przy różnych stanach termicznych silnika, co wpływa ujemnie na stabilność pracy na małych obciążeniach i biegu luzem.

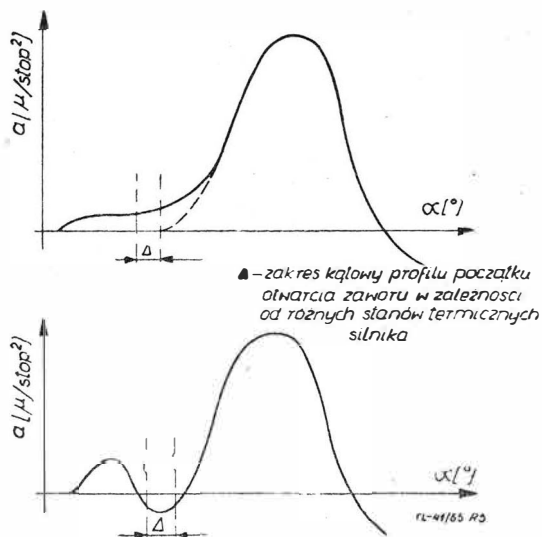
Jeżeli luzy zaworowe nie są zbyt duże, to udaje się wkomponować przyspieszenia rampy do zasadniczych przyspieszeń profilu bez przekroczenia przyjętych prędkości zaworu dla początku i końca ruchu. Ten rodzaj rampy ma tę zaletę, że jest stosunkowo krótki i ma dosyć wyraźnie określone punkty rozpoczęcia i końca pracy zaworu przy różnych stanach termicznych silnika. Na rys. 5 pokazano dwa charakterystyczne przebiegi przyspieszeń tego rodzaju ramp na początku profilu.

Przy prawidłowej krzywce, dobranej eksperymentalnie lub zaprojektowanej z uwzględnieniem sprężystości członów układu rozrządu, całość pracuje spokojnie i cicho w zakresie użytkowych prędkości obrotowych silnika. Nie oznacza to bynajmniej, że rozrząd pracuje bez drgań, tylko że drgania są małe, dalekie od rezonansu i normalnie stosowany zapas siły sprężyny zaworowej skutecznie utrzymuje w kontakcie wszystkie człony rozrządu. Na rys. 6 pokazano wykres tensometrowania dźwigni zaworu przy małej i dużej prędkości obrotowej silnika. Szczególnie przy małych prędkościach obrotowych widać bardzo wyraźne drgania własne układu, których częstotliwość można łatwo obliczyć wprowadzając do wykresu skalę czasu. Na obu wykresach widać zapas siły sprężyny, zmniejszający się w miarę wzrostu prędkości obrotowej.

Przy nieodpowiednim profilu krzywki zapas siły sprężyny zanika jeszcze w zakresie obrotów użytkowych prędkości obrotowych, co początkowo objawia się głośną pracą rozrządu. Oczywiście, można go uciszyć „na siłę”, dając mocniejszą sprężynę, jeżeli jest na to dosyć miejsca. Metoda ta

może być skuteczna tylko w małym zakresie i ma dużo ujemnych stron, przede wszystkim dla trwałości rozrządu. Z dwojga złego, niektórzy praktycy wolą pozostać przy niewielkim hałasie rozrządu, niż uciszać go „na siłę”.

W tym miejscu warto jeszcze raz wspomnieć o dosyć specyficznym zachowaniu się popychaczy z hydraulicznym kasowaniem luzów przy niewłaściwej pracy rozrządu. Spotyka się mniemanie, że hałaśliwej pracy rozrządu można uniknąć stosując popychacze hydrauliczne. Niewątpliwie jest to słuszne, jeżeli hałas jest spowodowany dużym luzem zaworowym w niektórych zakresach termicznego obciążenia silnika. Jeżeli natomiast hałas jest spowodowany drganiami rozrządu, to hydraulika popychacza będzie kasowała



Rys. 5

każdy podskok popychacza, powodując jego typowe „puchnięcie” i sztucznie przedłużając profil krzywki, co wywołuje poważne zakłócenia w pracy silnika, przepalanie się zaworów itp. Przy intensywnym „puchnięciu” zawór w ogóle nie zamyka się i w krańcowych przypadkach popychacz tak długo „puchnie”, aż spowoduje zniszczenie rozrządu. Niewątpliwie, hydrauliczne kasowanie luzów jest w pewnym stopniu tłumikiem drgań, ale w szybkobieżnych silnikach nie można sobie pozwolić z tego tytułu na rozluźnienie rygorów w stosunku do profilu krzywki.

W niektórych konstrukcjach popychaczy hydraulicznych gwałtowne zmiany przyspieszeń w czasie drgań rozrządu mogą spowodować niekontrolowane otwieranie się zaworka hydrauliki i „chudnięcie” popychacza, co również jest szkodliwe dla pracy rozrządu i osiągow silnika.

Ogólnie mówiąc, popychacz hydrauliczny, pracujący poprawnie, stanowi istotny postęp w konstrukcji rozrządu i jest bardzo atrakcyjny dla użytkowników, ale należy pamiętać, że ten typ popychacza jest znacznie bardziej wymagający w stosunku do profilu krzywki.

Szerokie rozpowszechnienie popychaczy hydraulicznych na rynku amerykańskim zmusiło w latach powojennych duże koncerny samochodowe do wnikliwej analizy właściwości tych popychaczy i drgań rozrządu. W tym okresie zaczęły znajdować zastosowanie elektroniczne maszyny matematyczne, co umożliwiło w rozsądnym okresie czasu i równocześnie w kilku ośrodkach naukowo-badawczych przeprowadzić szczegółową analizę matematyczną całego zagadnienia. Jako ciekawostkę można podać opinię specjalisty od tych obliczeń [lit. 7], że opracowanie jednego profilu krzywki polidynamicznej przy ręcznym rachunku zajęłoby około 15 000 roboczogodzin pracy wytrawnego matematyka i rachmistrza. Oczywiście, tak wielki nakład pracy i odległy termin są zupełnie nie do przyjęcia dla zastosowań praktycznych.

3. PROJEKTOWANIE PROFILU KRZYWKI

Poniżej zostanie omówiony sposób projektowania profilu o łagodnym przebiegu przyspieszeń (patrz rys. 1) wzdłuż krzywej nie określonej geometrycznie. Do projektu niezbędne są następujące dane: zakres kątowy roboczego pro-

filu, maksymalna prędkość obrotowa silnika, wznios rampy luzów, maksymalne dopuszczalne przyspieszenia dodatnie i ujemne, wznios krzywki z dopuszczalną odchyłką kilku dziesiątych mm. Ponadto niezbędna jest informacja o częstotliwości drgań własnych projektowanego rozrządu.

Pomiar częstotliwości drgań własnych rozrządu

W silnikach samochodowych częstotliwość ta zazwyczaj waha się w granicach 600–800 Hz dla silników górnozaworowych z drążkiem popychacza i w granicach 5000–8000 Hz dla silników dolnozaworowych lub z górnym wałkiem.

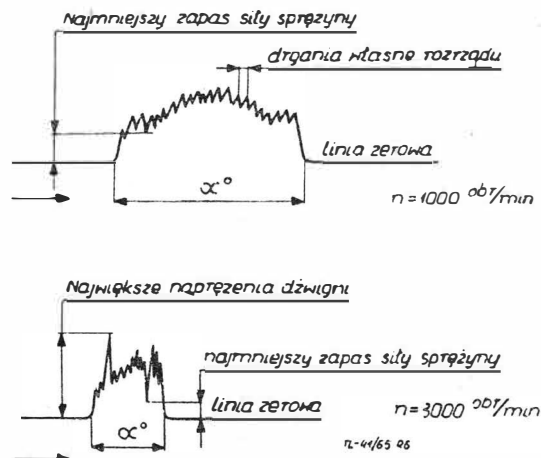
Konstruktor ma zwykle do dyspozycji dane porównawcze z poprzedniej konstrukcji, które pozwalają mu dosyć dokładnie oszacować częstotliwość drgań projektowanego układu rozrządu. W braku tych danych należy zmierzyć rzeczywistą częstotliwość drgań istniejącego rozrządu dostatecznie zbliżonego geometrycznie i masowo do projektowanego. Pomiar ten może być wykonany w różny sposób, w zależności od posiadanej aparatury.

Poniżej opisano prosty i dokładny sposób za pomocą tensometrów naklejonych na dźwigni zaworowej, jak do pomiaru naprężeń. Sposób postępowania jest następujący.

Przekręca się krzywkę tak, żeby zawór był otwarty na około połowę swego skoku. Pomiedzy trzonek zaworu a dźwignię wstawia się blaszkę grubości około 1,5 mm. Po wyszarpieniu blaszki w układzie rozrządu powstają drgania własne zapisane przez aparaturę rejestrującą, jako drgania naprężeń giętnych w dźwigni zaworu, przykładowo pokazane na rys. 8.

Należy uwzględnić tylko 3–4 pierwsze cykle o wyraźnie większej amplitudzie i przez porównanie ze znacznikiem czasu aparatury obliczyć mierzoną częstotliwość.

Ponieważ projektowany układ rozrządu zazwyczaj nieco różni się od układu, dla którego częstotliwość drgań jest znana, dobrze jest zdawać sobie sprawę z wpływu zmian sztywności i mas poszczególnych członów układu rozrządu na częstotliwość drgań własnych całości.



Rys. 6

Badania przeprowadzone dla rozrządu silnika Lincoln [lit. 4] wykazały charakterystyczne zależności. W czasie badań zmieniano kolejno poszczególne sztywności i masy o $\pm 20\%$ bez zmiany pozostałych członów. Powodowało to różną zmianę częstotliwości początkowej, która wynosiła 670 Hz. W tabeli zmienność ta podana jest w procentach częstotliwości początkowej.

$\pm 20\%$	K_1	K_2	K_3	K_4	M_1	M_2	M_3
$\pm \% f_r$	1,5	4,5	3,0	0	0	0,75	10

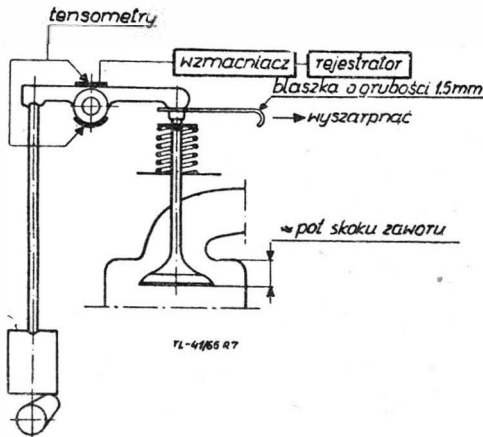
gdzie:

- K — sztywność,
- M — masa,
- K_1 — wałek rozrządu z łożyskowaniem,
- K_2 — drążek popychacza,
- K_3 — dźwignia zaworu i jej podparcie,
- K_4 — sprężyna zaworu,
- M_1 — popychacz + 1/2 drążka popychacza,
- M_2 — 1/2 drążka pop. + 1/2 dźwigni,
- M_3 — 1/2 dźwigni + 1/3 sprężyny + zawór.

Mając różne dane statystyczne, ewentualnie własne pomiary, można określić lub obliczyć z dostateczną dokładnością częstotliwość drgań projektowanego rozrządu, którą należy później po wykonaniu prototypu dokładnie zmierzyć dla każdego zaworu.

Omówienie toku projektowania profilu krzywki

Obliczenia przeprowadza się w mikronach: prędkość w mikronach na stopień i przyspieszenie w mikronach na stopień do kwadratu. Przy niewielkich wymiarach krzywki wystarczającą dokładność osiąga się przy podziale profilu na odcinki kątowe co jeden stopień. Wygodną skalą dla wykresu przyspieszeń jest $1 \mu/\text{stop}^2 = 10 \text{ mm}$ i $1^\circ = 5 \text{ mm}$. Wartość przyspieszeń należy obliczać z dokładnością do $0,1 \mu$ zachowując tę samą dokładność dla obliczanych



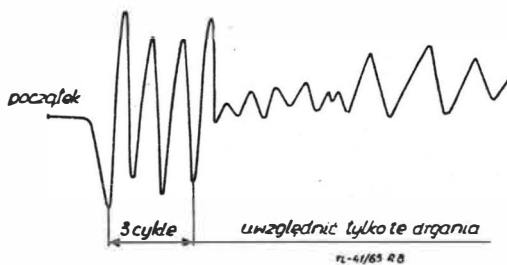
Rys. 7

prędkości i wzniosów. Dopiero ostateczna tabela wzniosów może być zaokrąglona do najbliższego całego mikrona. Podstawowym wykresem dla obliczeń jest wykres przyspieszeń profilu.

Zgodnie ze wzorem [1] oblicza się zakres kątowy α_1 , dla przyspieszeń dodatnich na wzniosie

$$\alpha_1 \geq \frac{n \cdot 4,2}{f_r} [^\circ]$$

gdzie $n = n_{max}$ — prędkość obrotowa silnika, f_r — częstotliwość drgań własnych rozrządu w Hz. Zakładając kształt



Rys. 8

rampy luzów zaworowych i jej rozciągłość i mając jej wznios, oblicza się przyspieszenia rampy w odstępach co 1° .

Na skali kątów przyjmuje się początek wykresu przyspieszeń rampy, początek roboczego profilu α_2 , obliczony zakres kątowy α_1 i ostatecznie oznacza się kątową pozycję wierzchołka profilu.

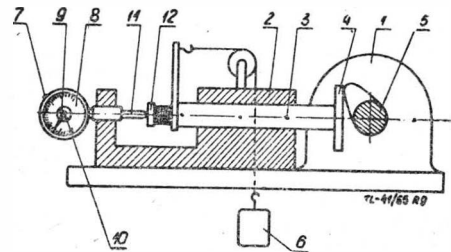
Na skali przyspieszeń zaznacza się górną granicę przyspieszeń dodatnich i ujemnych. W wyznaczonych w ten sposób granicach rysuje się od ręki łagodną krzywą przyspieszeń dla całego półprofilu łącznie z rampą. Krzywa powinna koniecznie przechodzić przez punkt α_1 . Oczywiście powierzchnie przyspieszeń dodatnich i ujemnych powinny być równe, co sprawdza się planimetrem i odpowiednio koryguje. Teraz należy wstępnie obliczyć, jaki otrzyma się

wznios krzywki z założonego wykresu przyspieszeń. Z wykresu odczytuje się wartość przyspieszenia dla każdego stopnia i wpisuje w pionową kolumnę. Kolejne dodawanie przyspieszeń daje prędkość dla każdego stopnia i następne dodawanie obliczonych prędkości daje wznios krzywki.

Pierwszy wynik zazwyczaj nie odpowiada założonemu wzniosowi. Przeciętnie trzeba wykonać dwie — trzy korekty krzywej przyspieszeń, żeby otrzymać w przybliżeniu żądany wznios krzywki. Powyższe obliczenia były tylko pierwszym przybliżeniem, nie wymagającym zbytej dokładności i mającym na celu otrzymanie poprawnego szkicu wykresu przyspieszeń.

Teraz należy uściślić wykres i obliczenia. Wzdłuż wstępnie ustalonych punktów przyspieszeń wykreśla się możliwie cienko i dokładnie ciągłą linię wykresu. Z wykresu tego wartości przyspieszeń odczytuje się z dokładnością do $0,1 \mu/\text{stop}^2$.

Spełnienie warunku ściślejszej równości sumy przyspieszeń dodatnich i sumy przyspieszeń ujemnych zwykle wymaga lekkiej korekty wykresu, którą należy wykonać, dbając o zachowanie ciągłości krzywej wykresu. Na podstawie dokładnie ustalonych wartości przyspieszeń oblicza się kolejno prędkości i wzniosy profilu, nie stosując żadnych zaokrążeń wyników. Dopiero po otrzymaniu całej tabeli wzniosów, obliczonych z dokładnością do $0,1 \mu$, można zaokrąglić dla potrzeb warsztatu wartości wzniosów do najbliższego całego mikrona. Wynik końcowy wzniosu będzie znowu trochę odmienny od wartości obliczonej wstępnie i dlatego zaleca się w założeniach podawać pożądaną wartość wzniosu i granice, w jakich można ostatecznie ustalić ten wznios bez szkody dla gazodynamiki silnika. Obliczanie profilu powyższą metodą dla ściśle założonej wartości wzniosu jest bardzo żmudne i nieekonomiczne, a z drugiej strony wartość założonego wzniosu opiera się na tyłu uproszczeniach i przybliżeniach z punktu widzenia przepływu gazu, że różnica kilku dziesiątych mm nie może mieć istotnego



Rys. 9

znaczenia na tym etapie projektu rozrządu. Jeżeli druga połowa profilu jest symetryczna, to rachunek profilu jest zakończony. Jeżeli nie ma całkowitej symetrii, to znacznie ułatwi dalszy rachunek przynajmniej częściowa symetria.

Opisana metoda projektowania krzywki jest prymitywna i stosunkowo pracochłonna. Z drugiej strony ma tę zaletę, że daje dobre wyniki przy użyciu jedynie ołówka i papieru. Oczywiście, arytmometr jest bardzo pomocny. Po nabyciu pewnego doświadczenia i wprawy, zaprojektowanie profilu krzywki tą metodą wymaga około 30 roboczo godzin. Nie ulega wątpliwości, że wprawny matematyk, wykorzystując nowoczesne pomoce matematyczne, potrafi opracować bardziej racjonalny tok obliczeń i wykonać zadanie w znacznie krótszym czasie.

4. DOKŁADNOŚĆ WYKONANIA I KONTROLA PROFILU KRZYWKI

Na temat niezbędnej dokładności wykonania i jej kontroli istnieje znaczna różnica poglądów u różnych autorów i praktyków. Pod jednym względem są jednakże wszyscy zgodni, że potrzebna jest możliwie największa dokładność wykonania, osiągalna w praktyce produkcyjnej. Oczywiście, wszyscy zdają sobie sprawę, że ta wysoka dokładność wykonania jest potrzebna, żeby nie dopuścić do nadmiernych odchyłek od założonego przebiegu przyspieszeń profilu. Z drugiej strony wiadomo, że pełna i wiarygodna analiza przyspieszeń wykonanej krzywki jest sprawą kłopotliwą i długotrwałą.

O ile można i trzeba przeprowadzić taką analizę dla krzywki wzorcowej, o tyle trudno wymagać stosowania

jej w produkcji. Z tego powodu rysunek wykonawczy krzywki przewiduje zazwyczaj bardzo ostre tolerancje wymiarów profilu, na przykład $\pm 15 \mu$ na określonych odcinkach profilu, co w pewnym stopniu zabezpiecza prawidłową pracę krzywki i zarazem umożliwia przeprowadzenie wyrywkowej kontroli w stosunkowo krótkim czasie.

Przy tak ostrych wymaganiach i sumiennej kontroli musi powstać stosunkowo duży procent braków, przy czym należy uwzględnić okoliczność, że jedna zła krzywka powoduje zbrakowanie całego gotowego wałka rozrządu.

Funkcjonalne znaczenie błędów profilu

W przypadku krzywek samochodowych nominalna wartość maksymalnych przyspieszeń dodatnich wynosi zazwyczaj $15 \div 20 \mu/\text{stop.}^2$ a ujemnych $5 \div 7 \mu/\text{stop.}^2$. W przypadku rzeczywistego błędu profilu 15μ na odcinku 1° powstanie również błąd przyspieszeń $15 \mu/\text{stop.}^2$, co dyskwalifikuje profil. Nawet jeżeli przy krańcowo ostrych tolerancjach $\pm 5 \mu$ błąd przyspieszenia $\pm 5 \mu/\text{stop.}^2$ zaistnieje w okolicy profilu, gdzie przyspieszenie powinno wynosić $3 \div 5 \mu/\text{stop.}^2$, to również oznacza to dyskwalifikację krzywki.

Widać więc, że nawet najbardziej ostre, praktycznie nierealne tolerowanie wymiarów profilu może dać bardzo zły przebieg przyspieszeń i wadliwą pracę krzywki przy maksymalnej prędkości obrotowej silnika.

Z drugiej strony warto przynajmniej szacunkowo zdać sobie sprawę, jakie może mieć praktyczne znaczenie nawet poważne odstępstwo od wymiarów nominalnych profilu, jeżeli błąd narasta stopniowo. W praktyce WSK-Okęcie zdarzył się przypadek konieczności przeliczenia współrzędnych biegunowych profilu kopiału krzywki przy dosyć skomplikowanych założeniach geometrycznych. Z powodu szeregu uproszczeń w obliczeniach popełniano systematycznie błąd proporcjonalny do geometrycznej prędkości profilu. Krzywka wykonana z tego kopiału była „chudsza” na flankach o około 200μ od wymiarów nominalnych, przy dokładnie zachowanym wzniosie krzywki. Według kryteriów tolerowania współrzędnych profilu taka krzywka powinna być bezwzględnie odrzucona. Jednakże przebieg przyspieszeń tej krzywki bardzo niewiele odbiegał od założonej krzywej i podział kątowy przyspieszeń dodatnich był zupełnie prawidłowy. Wobec powyższego zdecydowano wypróbować ten wadliwy profil na sześciocyndrowym silniku. Praca rozrządu była zupełnie poprawna w całym zakresie roboczych prędkości i nadobrotów oraz nie stwierdzono wymierzalnej różnicy osiągniętych w stosunku do prawidłowej krzywki. Z powyższego można wyciągnąć kilka oczywistych wniosków:

- zaprojektowany profil krzywki wcale nie jest optymalny dla danego układu rozrządu silnika i jego maksymalnej prędkości obrotowej;
- można dopuścić w produkcji nawet znaczne odstępstwa od wymiarów nominalnych profilu, pod warunkiem zachowania prawidłowego przebiegu przyspieszeń geometrycznych wykonanej krzywki.

Ostatni wniosek należy rozumieć w ten sposób, że poważne odstępstwa od wymiarów nominalnych profilu mogą być nieszkodliwe dla poprawnej pracy rozrządu z punktu widzenia drgań układu, mogą jednak mieć ujemny wpływ na gazodynamikę obiegu.

W ramach niniejszych rozważań o pożądanej dokładności profilu krzywki można ograniczyć się do zagadnienia zapewnienia właściwego przebiegu krzywej przyspieszeń geometrycznych profilu.

Pomiar przyspieszeń geometrycznych

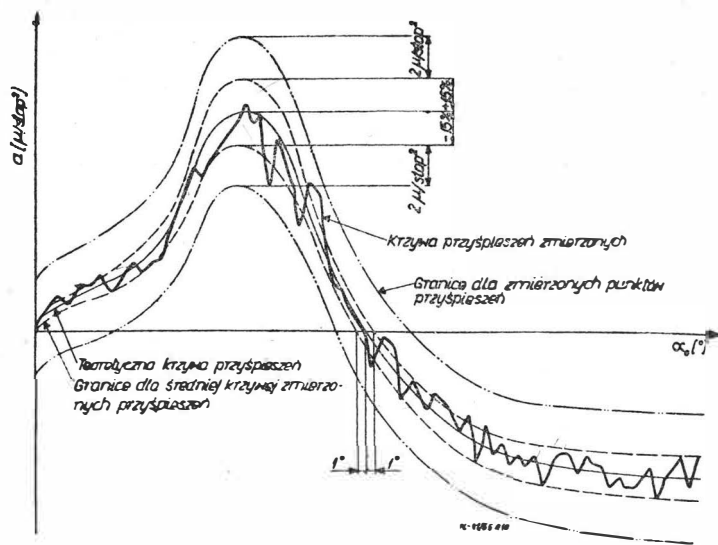
Zgodnie z praktyką przemysłu samochodowego używa się wymiaru na przyspieszenia geometryczne $a[\mu/\text{stop.}^2]$. Z tego wymiaru można łatwo przejść do wymiaru $j[\text{m}/\text{sek}^2]$ według równości (dla krzywki obracającej się z połową prędkości wału korbowego)

$$j = 9 n^2 10^{-6} a$$

gdzie:

- j [m/sek²] — przyspieszenie liniowe,
- n [obr/min] — prędkość obrotowa silnika,
- a [$\mu/\text{stop.}^2$] — przyspieszenie geometryczne.

Zazwyczaj otrzymuje się dostateczną dokładność wykresu przy podziale profilu na odcinki kątowe co 1° . Przy dużych wymiarach krzywki odcinki kątowe należy zmniejszyć do $0,5^\circ$ lub $0,25^\circ$.



Rys. 10

Klasyczny sposób pomiaru przyspieszeń geometrycznych polega na dokładnym zmierzeniu wzniosów krzywki w odstępach co 1° i następnie podwójnym różniczkowaniu „krokami” wartości zmierzonych wzniosów. Wobec stosunkowo niedużych wartości tych przyspieszeń, wynoszących zazwyczaj $1 \div 15 \mu/\text{stop.}^2$, należy zapewnić sobie dokładność pomiaru co najmniej do 1μ , a pożądana jest do $0,5 \mu$. W szczególności wymagana jest duża dokładność ustawiania odcinków kątowych 1° . W miejscach bardzo istotnych dla przebiegu krzywej przyspieszeń wartości prędkości geometrycznych (różnice wzniosów) wynoszą $200 \div 250 \mu/\text{stop.}$ Pomyłka ustawienia kąta o 1 minutę powoduje zmianę wzniosu o 4μ , czyli dla wykorzystania możliwości odczytu wzniosów z dokładnością do 1μ , należy zapewnić dokładność ustawienia odcinków kątowych co najmniej do 15 sek.

Szereg czynników obiektywnych i subiektywnych wpływa na to, że wyniki pomiaru wzniosów na klasycznym urządzeniu pomiarowym są obciążone pewnym błędem, wprawdzie znikomym w stosunku do mierzonej wielkości, ale bardzo wyraźnym po podwójnym różniczkowaniu. Zazwyczaj otrzymamy w ten sposób wykres przyspieszeń przebiega tak bardzo „skokowo”, że nawet trudno jest go ocenić. Z tego powodu często zachodzi potrzeba matematycznego wygładzenia wykresu w oparciu o teorię prawdopodobieństwa, na przykład metodą J. Oderfelda. Tak wygładzony wykres nadaje się do analizy rzeczywistych przyspieszeń profilu i przy pomiarze kilku nominalnie jednakowych krzywek i wygładzeniu obliczonych przyspieszeń zyskuje się zupełną pewność otrzymywanych rezultatów. Jednakże przy pomiarze pojedynczej krzywki i wygładzeniu obliczeń pozostaje niepewność, czy przypadkiem nie wygładziło się jednego lub kilku rzeczywistych dużych uskoków krzywej przyspieszeń.

Cała wyżej opisana procedura jest dosyć żmudna i pracochłonna. Wiarygodne opracowanie krzywki zajmuje $20 \div 30$ godzin rachmistrza i dlatego stosowanie jej przeważnie ogranicza się do analizy krzywek wzorcowych i prototypowych.

Poza tym ten sposób pomiaru przyspieszeń ma jedną istotną wadę charakteru metodologicznego. Ewentualny błąd ustawienia kąтового, błąd odczytu wzniosu lub rachunku może być ujawniony jako nieprawidłowość dopiero w końcowym etapie żmudnych obliczeń, co często zmusza do powtórzenia pomiarów w celu upewnienia się, że to jest rzeczywiście błąd, a nie wada profilu.

Uproszczony sposób pomiaru przyspieszeń

W celu uproszczenia i przyspieszenia tych pomiarów został opracowany sposób bezpośredniego pomiaru przyspieszeń geometrycznych profilu krzywki [lit. 11] za pomocą normalnego aparatu do pomiaru wzniosów profilu z dodaniem czujnika mikronowego, jak pokazano na rys. 9.

Badana krzywka 5 jest zamocowana obrotowo w aparacie 1 do dokładnego ustawienia odcinków kątowych. Rucho- ma karetką 3 przesuwa się w podstawie 2 i jest zakończona zderzakiem 4, ukształtowanym zgodnie z elementem rozrządu współpracującym z krzywką. Karetką 3 jest przyciskana do krzywki ze stałą siłą ciężarem 6. Na drugim końcu karetki jest zamocowany regulowany zderzak 12, będący stałe

w kontakcie z nóżką 11 czujnika mikronowego 7, osadzonego nieruchomo w podstawie aparatu. Jako czujnik do tych pomiarów może być użyty zwykły mikronowy czujnik warsztatowy z ruchomą tarczą 8 podziałki mikronowej, przy czym konieczna jest mała przeróbka, polegająca na dodaniu nieruchomej tarczy 9 z zerowym znakiem odniesienia 10 dla ustawienia wskazówki czujnika.

Pomiar można rozpocząć z dowolnego punktu profilu. Należy ustawić zderzakiem 12 wskazówkę czujnika na zerowy znak odniesienia 10 i przekręcić krzywkę o 1° . Wskazówka czujnika przesunie się o wielkość skoku na tym odcinku profilu. Następnie ustawia się zero ruchomej tarczy 8 na wskazówkę, a potem sprowadza zderzakiem 12 wskazówkę ponownie na nieruchomy znak odniesienia 10. Przekręca się krzywkę o następny odcinek kątowny 1° . Wskazówka znowu przesunie się o wielkość skoku w nowym odcinku profilu. Odczytuje się różnicę w mikronach pomiędzy zerem ruchomej tarczy a pozycją wskazówki — różnica ta jest przyspieszeniem na tym odcinku profilu. Ponownie ustawia się zero ruchomej tarczy na wskazówkę i sprowadza się ją zderzakiem 12 na zero odniesienia itd.

Zaletą tego sposobu jest możliwość zapisania przyspieszeń geometrycznych bezpośrednio z pomiarów, z pominięciem znużonych obliczeń według sposobu klasycznego przy pomiarze wzniosów. Przy kontroli krzywki znane są jej teoretyczne przyspieszenia geometryczne i w przypadku znaczniejszej rozbieżności między wynikiem pomiaru a wartością teoretyczną można natychmiast powtórzyć pomiar dla sprawdzenia, czy to był błąd pomiaru, czy rzeczywista wada mierzzonego profilu.

Te i inne czynniki wpływają na to, że w praktyce krzywa przyspieszeń z tych pomiarów jest znacznie mniej „skokowa” i nie wymaga wygładzenia matematycznego dla oceny dokładności profilu.

Warsztatowa dokładność wykonania krzywki

Ogólnie mówiąc dokładność wykonania profilu krzywki zależy od precyzji obrabiarek i kultury warsztatowej i te zagadnienia nie należą do tematu niniejszego artykułu. Należy omówić tylko dopuszczalne błędy geometryczne wykonanej krzywki.

Wynik pomiarów przyspieszeń geometrycznych profilu zawiera dwie wielkości, a mianowicie: rzeczywistą wielkość przyspieszenia geometrycznego profilu w danym punkcie i błąd pomiaru.

Przy znacznej ilości pomiarów tej samej krzywki otrzymuje się średnią wartość przyspieszeń, które są dostatecznie bliskie rzeczywistości. Wymagania produkcyjne nie pozwalają jednak na więcej niż jeden—dwa pomiary i jeżeli punkty pomiarowe nie są zbyt rozrzucone, to można przez nie przeprowadzić średnią linię przyspieszeń geometrycznych, umownie przyjętych za rzeczywiste przyspieszenia geometryczne profilu.

Przy klasycznym pomiarze profilu i po matematycznym wygładzeniu wyników można wykreślić wiarygodną średnią krzywą przyspieszeń. Przy bezpośrednim pomiarze przyspieszeń można zazwyczaj taką krzywą wykreślić bezpośrednio z wyników pomiaru.

Konstruktor określa dopuszczalną odchyłkę tak ujętych rzeczywistych przyspieszeń profilu od teoretycznych. W praktyce WSK — Okęcie przyjęto za dopuszczalną odchyłkę $\pm 15\%$, co na ogół jest wystarczające dla silników tłokowych o prędkości obrotowej 3000÷4500 obr/min. W wielu przypadkach granice te muszą być zmienione według oceny konstruktora.

Jak wiadomo, istotne znaczenie ma zachowanie zakresu kątownego odcinka przyspieszeń dodatnich według warunków (1) i (2). Tolerancja kątowna $\pm 1^\circ$ nie nastęrcza trudności wykonawczych i wydaje się wystarczająca dla poprawnej pracy rozrządu. Pozostałe wielkości kątowne profilu są ra-

czej uzależnione od ich wpływu na proces gazodynamiczny obiegu.

Pozostają jeszcze błędy pomiaru, na które składają się błędy spowodowane niedoskonałością aparatury pomiarowej, błędy odczytu i inne błędy przypadkowe, które zależą w dużym stopniu od doświadczenia mierzącego. Są to błędy o charakterze wyskoków od średniej krzywej przyspieszeń i są rozłożone dosyć równomiernie po obu jej stronach, przeważnie strefowo na krótszych lub dłuższych odcinkach. Z dotychczasowego doświadczenia prototypowni WSK—Okęcie wynika, że przy normalnym wyposażeniu warsztatowym dla tego rodzaju błędów można przyjąć granice $2 \mu/\text{stop.}^2$ liczone odpowiednio na plus lub na minus od linii ograniczających przebieg średniej krzywej zmierzonych przyspieszeń. Na rys. 10 pokazano schematycznie graficzne ujęcie rozmieszczenia błędów wykonania i ich dopuszczalne granice.

5. WNIOSKI KOŃCOWE

W artykule omówiono pobieżnie i w wielkim skrócie tylko pewien aspekt obszernego zagadnienia projektowania i dokładności wykonania krzywki rozrządu silnika tłokowego. Zagadnienie tolerancji wykonawczych profilu krzywki jest jak zwykle dyskusyjne i parę uwag na ten temat podanych w artykule należy traktować jako wynik pewnego doświadczenia w tej dziedzinie i wkład do stałej dyskusji między konstruktorem a warsztatem.

Przy dzisiejszym stanie wiedzy na temat zapewnienia poprawnej pracy rozrządu silników tłokowych zagadnienie można ująć w paru zdaniach:

1) dla silników pracujących przy stałej prędkości obrotowej optymalne wyniki daje dokładnie obliczony profil polidynamiczny;

2) dla silników pracujących przy różnych prędkościach obrotowych zupełnie dobre rezultaty otrzymuje się przy profilu krzywki zaprojektowanym metodą półdoświadczalną, z uwzględnieniem częstotliwości drgań własnych rozrządu;

3) dla poprawnej pracy rozrządu nie są istotne bezwzględne wymiary profilu, a ważny jest jedynie prawidłowy przebieg krzywej przyspieszeń;

4) uproszczony sposób bezpośredniego pomiaru przyspieszeń krzywki jest dostatecznie poręczny dla wrywkowej czy okresowej kontroli produkcji;

5) kontrola przebiegu przyspieszeń krzywki jest istotnym czynnikiem podniesienia jakości wyrobu i zarazem pozwala na znaczne rozszerzenie tolerancji wymiarów bezwzględnych profilu, co wpływa na zmniejszenie ilości braków produkcyjnych.

LITERATURA

1. V. P. Mathews, J. D. Turlay — New Buick V-8 engine offers many advantages, SAE Transactions, Volume 61, 1953, str. 478÷502
2. Ralph P. Horan — Overhead valve gear problems, SAE Tr. Vol. 61, 1953, str. 678÷686.
3. Philip Barkan — Calculation of high speed valve motion with a flexible overhead linkage, SAE Tr. Vol 61, 1953, str. 687÷700
4. R. A. Roggenbuck — Designing the cam profile for low vibrations at high speeds, SAE. Tr. Vol 61, 1953, str. 701÷705
5. M. C. Turkish — Relationship of valve spring design to valve gear dynamics and hydraulic lifter pump up, SAE. Tr. Vol 61, 1953, str. 706÷716
6. Mgr inż. Zdzisław Skakuj — Pewne problemy dynamiki mechanizmu napędu zaworów silników spalinowych średniej i dużej mocy, Silniki Spalinowe Okrętowe i Kolejowe, nr 1/1964, str. 26÷34
7. J. H. Nourse, R. C. Dennis, W. M. Wood — Recent developments in cam design, SAE. Tr. Vol 69, 1961, str. 585÷613 (optymalizacja polydynny).
8. T. R. Thoren, H. H. Engemann, D. A. Stoddart — Cam design as related to valve train dynamics, SAE. Tr. Vol. 6, nr 1 January, 1952 (praca podstawowa)
9. Hardd A. Rothbart — Cams, design, dynamics and accuracy, London. Chapman and Halt
10. Jan Oderfeld — Wstęp do mechanicznej teorii maszyn, WNT, Warszawa
11. Patent Polski nr 49104 kl. 420,17 — Sposób bezpośredniego pomiaru przyspieszeń geometrycznych krzywek obrotowych.

Lotnicze prądnice bezszczotkowe prądu zmiennego i stałego

Wstęp

W związku z dużym postępem prac w dziedzinie budowy samolotów o szybkości ponaddźwiękowej, odbywających loty na dużych wysokościach — powstała konieczność opracowania nowych konstrukcji maszyn elektrycznych eliminujących styki ruchome (np. styk między szczotką a komutatorem w maszynach prądu stałego, styk między szczotką a pierścieniami uzwojenia wzbudzającego w maszynach synchronicznych). Jak wiadomo zużycie szczotek znacznie wzrasta na dużych wysokościach — jest to spowodowane zmniejszeniem się wilgotności powietrza ze wzrostem wysokości lotu. Przykładowo: przy ciśnieniu pary wodnej reszdu 0,1 mm Hg (co odpowiada wysokości 8—9 km) zużycie szczotek jest 30 razy większe niż na powierzchni ziemi. Zwiększenie trwałości szczotek pracujących na dużych wysokościach lotu jest możliwe jedynie dzięki zastosowaniu specjalnych materiałów. Opracowano metody impregnowania szczotek węglowych różnymi syciwami, z których pewne przyczyniły się do zmniejszenia zużycia szczotek. W ostatnich latach w szczotkach węglowych zastosowano mały dodatek oczyszczonego dwusiarczku molibdenu w postaci proszku. Sposób ten jest ostatnio wprowadzany w Anglii i Stanach Zjednoczonych AP. Mimo zastosowania tych środków zwiększających trwałość szczotek elektrycznych — z trudem osiąga się 1000 godzin pracy szczotek na samolocie przy wysokościach lotu do 12 km.

Drugim elementem następczym dużej trudności w maszynach prądu stałego jest komutator. Dla zapewnienia dobrej komutacji — w ciężkich warunkach eksploatacyjnych (zmiany temperatur od -40°C do $+180^{\circ}\text{C}$, duże prędkości

obrotowe, silne wstrząsy) — konieczna jest konstrukcja gwarantująca dobry styk między szczotką a komutatorem oraz właściwy dobór materiałów konstrukcyjnych. Wyżej wymienione wady styków ruchomych w maszynach elektrycznych skłoniły do podjęcia prac w kierunku opracowania projektów prądnic bezszczotkowych — pod kątem widzenia zastosowania ich w konstrukcjach samolotów przyszłościowych.

Konstrukcje prądnic bezszczotkowych można podzielić na trzy zasadnicze grupy:

- 1) prądnice magnetoelektryczne,
- 2) prądnice indukcyjne,
- 3) prądnice z wirującymi prostownikami.

I. PRĄDNICE MAGNETOELEKTRYCZNE (Z MAGNESAMI TRWAŁYMI)

Są to maszyny elektryczne, w których przepływ wzbudzący wytwarzany jest przy pomocy magnesów trwałych. W ciągu ostatnich 30 lat nastąpił duży rozwój w dziedzinie produkcji materiałów magnetycznych. Zwiększono znacznie stabilność magnesów w odniesieniu do czasu pracy, zmian temperatury, obciążeń udarowych i wibracyjnych i wpływu obcych pól magnetycznych. Stosowanie materiałów magnetycznych o dużej energii pola umożliwia budowę generatorów magnetoelektrycznych o mocach do 100 kVA. Jako magnety trwałe używamy materiały magnetyczne twarde, posiadające dużą siłę koercji (tj. przepływ rozmagnesowujący potrzebny do zlikwidowania magnetyzmu szczotkowego).

Jako typowe materiały magnetyczne na magnesy trwałe są stosowane:

- 1) stal kobaltowa — zawierająca do 40% kobaltu i posiadająca następujące własności magnetyczne: natężenie koercyjne $H_c = 250$ Oe, pozostałość magnetyczna $B_r = 11\ 500$ Gs;
- 2) stop alni — stop: żelazo — nikiel — aluminium $H_c = 600$ Oe, $B_r = 7000$ Gs.

Stop alni posiada w przybliżeniu 3-krotnie większą energię magnetyczną niż stal kobaltowa. Jedną z wad tego stopu jest jego duża twardość mechaniczna i kruchość, w związku z tym występują duże trudności przy obróbce mechanicznej (można tylko szlifować). Dalsze prace nad stopem alni doprowadziły do opracowania stopów z dodatkiem kobaltu alnico i dodatkiem krzemu alnisi. Omówione wyżej materiały magnetyczne twarde są materiałami izotropowymi, tzn. materiałami, których własności magnetyczne nie zależą od kierunku działania pola magnetycznego.

W latach trzydziestych odkryto, że jeżeli stopy alni i alnico ochładza się w silnym polu magnetycznym, wytworzonym przez prąd stały ($H = 1500$ Oe) od temperatury wyższej niż punkt Curie (1300°C), to materiały te stają się magnetycznie anizotropowymi. W materiałach anizotropowych — po obróbce magnetyczno-cieplnej — indukcja szczytkowa wzrasta około 2 razy.

Najlepsze rezultaty otrzymujemy przy obróbce magnetyczno-cieplnej stopów o strukturze: Fe — Al — Ni — Co — C₁₁ — Ti, gdzie otrzymujemy energię magnetyczną rzędu 5.5×10^6 erg/cm³, co przewyższa 3—4 razy energię magnetyczną materiałów izotropowych (alni i alnico). Ważną cechą zapewniającą stałość strumienia magnetycznego magnesu trwałego jest jego stabilność przy zmianach różnych parametrów pracy (temperatura itp.). Magnes trwały może zmienić swoje pierwotne właściwości na skutek zmian wewnętrznych (strukturalnych) lub zmian zewnętrznych.

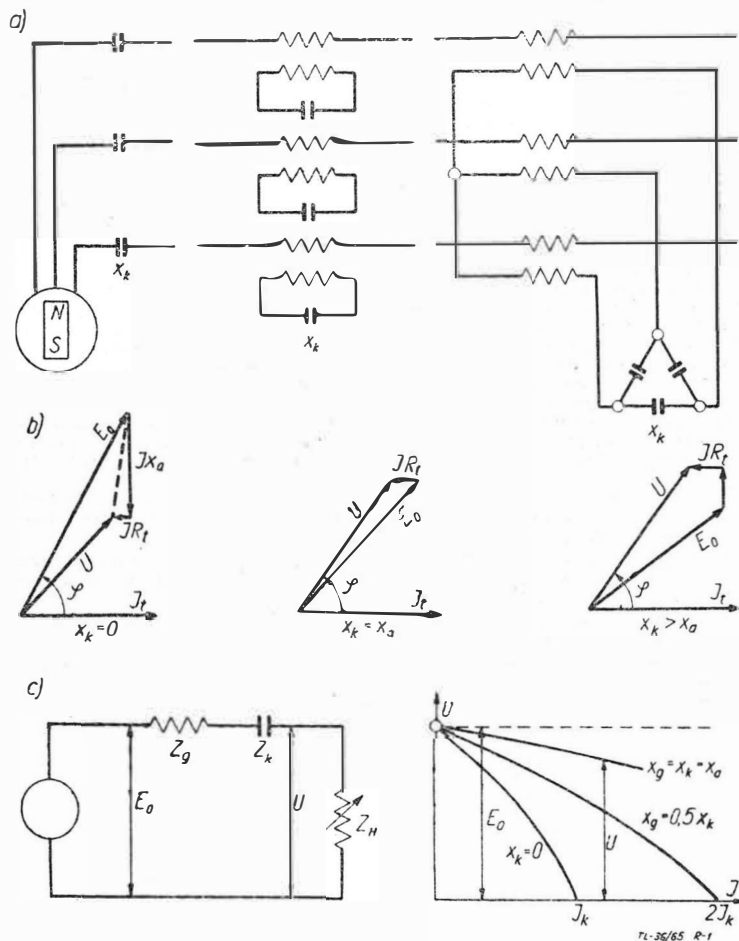
Na zmianę właściwości magnetycznych magnesu trwałego ma wpływ:

- a) temperatura,
- b) wstrząsy mechaniczne,
- c) wpływ obcych pól magnetycznych stałych i zmiennych,
- d) wpływ zmiany oporności magnetycznej w obwodzie magnetycznym magnesu trwałego.

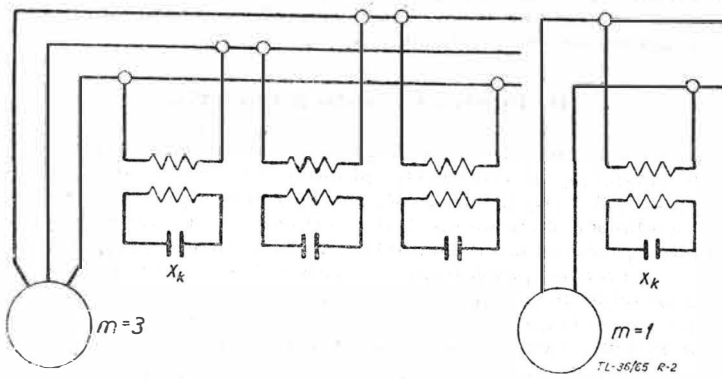
W celu uzyskania dużej stabilności magnesów trwałych poddaje się je procesom stabilizacji.

Stabilizacja może być przeprowadzana przy użyciu:

- a) rozmagnesowujących pól stałych lub zmiennych,



Rys. 1. Stabilizacja napięcia za pomocą kondensatorów włączonych szeregowo do obwodu twornika. a) różne sposoby włączania kondensatorów, b) wykresy wektorowe dla różnych wartości stosunku $x_k : x_a$, c) schemat zastępczy układu generatora z włączonymi kondensatorami i charakterystyki zewnętrzne generatora



Rys. 2. Stabilizacja napięcia za pomocą kondensatorów włączonych równolegle do obwodu twornika

b) rozmagnesowaniem w powietrzu (stabilizacja przy pomocy otwierania obwodu magnetycznego).

Jedną z wad generatorów magnetoelektrycznych jest trudność regulacji napięcia przy zmianach obciążenia i obrotów.

Niżej omówiono kilka sposobów regulacji i stabilizacji napięcia prądnic magnetoelektrycznych.

1. Zmniejszenie wielkości spadku napięcia w prądnicach.

Spadek napięcia w prądnicach przy przejściu od pracy jałowej do pełnego obciążenia (przy niezmiennych obrotach i temperaturze) jest spowodowany dwiema przyczynami: 1) spadkiem napięcia w obwodzie twornika, 2) zmianą wielkości strumienia magnetycznego w szczelinie na skutek rozmagnesowującej reakcji twornika. Dla zmniejszenia spadku napięcia w obwodzie twornika konieczne jest zmniejszenie oporności uzwojenia twornika (większy przekrój drutów itp.).

Dla zmniejszenia przepływu rozmagnesowującego podłużnego reakcji twornika konieczne jest zmniejszenie okładu prądowego twornika (zmniejszenie ilości zwojów w fazie przy tym samym prądzie). Wszystkie te sposoby prowadzą jednak do powiększenia wymiarów maszyny.

2. Stabilizacja napięcia przez włączenie kondensatorów w obwód twornika:

a. Kondensatory włączone szeregowo.

Kondensatory te służą do kompensacji oporności biernej podłużnej oddziaływania twornika.

Na rysunku 1 pokazane są różne sposoby włączania kondensatorów, a mianowicie:

- bezpośrednie włączenie kondensatorów w obwód twornika (dla generatorów małej mocy i o dużym napięciu),
- włączenie kondensatorów za pośrednictwem nienasyconych transformatorów prądowych (co ma na celu obniżenie wielkości pojemności kondensatora potrzebnej do kompensacji),
- włączenie za pośrednictwem nienasyconych transformatorów prądowych, których obwody wtórne włączone są na grupy kondensatorów połączonych w trójkąt.

Zasada działania tych układów polega na tym, że spadek napięcia spowodowany wpływem reakcji twornika i strumienia rozproszenia jest kompensowany przez szeregowo włączoną pojemność kondensatora. Dobierając pojemność kondensatora w ten sposób, ażeby jego oporność bierna X_K była równa oporności synchronicznej generatora X_G uzyska się to, że spadek napięcia będzie tylko uzależniony od oporności czynnej uzwojenia twornika.

Szeregowo włączenie kondensatorów pozwala na stabilizację napięcia przy zmianie obciążenia od zera do nominalnego przy stałym $\cos \varphi \leq 0,8$ z dokładnością do 2%. Wadą tej metody jest między innymi zależność regulacji napięcia od charakteru obciążenia ($\cos \varphi$) oraz znaczne gabaryty kondensatorów potrzebnych do kompensacji.

b. Kondensatory włączone równolegle.

Na rysunku 2 przedstawiony jest schemat włączenia kondensatorów równolegle do obwodu twornika. Zasada działania tego układu oparta jest na ferrezonansie prądów. Pojemność kondensatora i indukcyjność nasyconego transformatora powinny być takie, ażeby przy biegu jałowym i napięciu znamionowym w obwodzie stabilizatora następował rezonans. Przy tej metodzie stabilizacji do obwodu twornika w zależności od charakteru odchyłki napięcia od napięcia znamionowego — płynie prąd indukcyjny lub pojemnościowy. Stabilizator reaguje bezpośrednio na wielkość odchyłki i tym samym wpływa na obwód twornika. Dokładność tego typu stabilizatora jest rzędu 1÷2% przy

$\cos \varphi = 1$, przy stosunkowo niskim $\cos \varphi$ dokładność regulacji obniża się do wartości 3÷5%.

Wadą tego typu stabilizatora jest dodatkowa moc, jaką pobiera z generatora, a w związku z tym moc generatora musi być większa, co wiąże się ze wzrostem jego wymiarów.

3. Regulacja napięcia za pomocą boczników magnetycznych umieszczonych między biegunami.

Jeśli między biegunami magnesu trwałego umieścimy boczniki, to znaczna część strumienia oddziaływania twornika zamknie się przez bocznik i w rezultacie znacznie zmniejszy się ta część strumienia magnetycznego oddziaływania twornika, która w osi podłużnej jest przeciwnie skierowana do strumienia wzbudającego. Metoda ta daje dobre rezultaty przy $\cos \varphi = 1$, gdyż wtedy strumień oddziaływania twornika zamyka się w poprzek osi biegunów przez bocznik.

Sposób ten nie znalazł szerszego zastosowania przy regulacji napięcia prądnic magnetoelektrycznych.

4. Regulacja napięcia przez zmianę częstotliwości.

W przetwornicach prądu stałego na prąd zmienny napięcie po stronie prądu zmiennego możemy regulować za pomocą zmiany prędkości silnika napędowego. Przy tej metodzie możliwe jest utrzymanie stałości napięcia w przedziałach $\pm 4\%$ przy zmianie obciążenia od 0,3 I_{zn} do obciążenia znamionowego i przy zmianach temperatur od -50°C do $+60^\circ\text{C}$ i stałym $\cos \varphi = 0,9$ (częstotliwość zmienia się w przedziałach $\pm 10\%$).

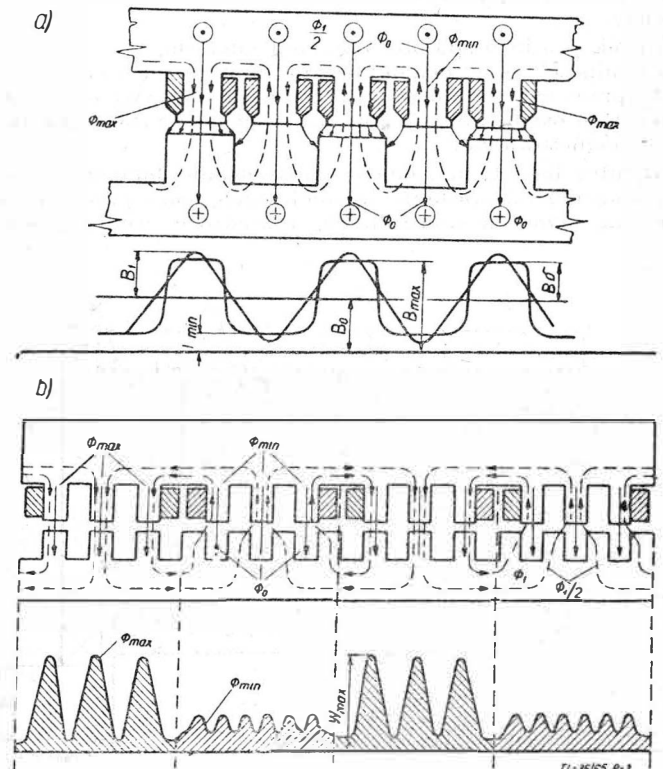
5. Regulacja napięcia przy pomocy dławików nasyconych.

Dławiki włączone są w obwód twornika i dobrane są w ten sposób, że przy obciążeniu znamionowym są nasycone, a w związku z tym oporność bierna dławika jest najmniejsza, przy odciążeniu generatora prąd magnesujący płynący przez dławik zmniejsza się i oporność bierna dławika rośnie co nie dopuszcza do nadmiernego wzrostu napięcia przy zdjęciu obciążenia.

6. Regulacja napięcia przez zmianę oporności obwodu magnetycznego maszyny.

Jest to sposób regulacji napięcia przez zmianę wielkości strumienia wzbudającego. Zmianę tę uzyskuje się przez założenie dodatkowego uzwojenia podmagnesowującego, które zmienia oporność magnetyczną jarzma twornika.

Dodatkowe uzwojenie umieszczone jest w żłobkach i na zewnętrznej powierzchni jarzma. Zasada działania tego układu jest następująca: przy biegu jałowym maszyny strumień magnetyczny jest największy, ponieważ nie istnieje przepływ rozmagnesowujący oddziaływania twornika i przepływ magnesów idzie tylko na pokrycie spadków magne-



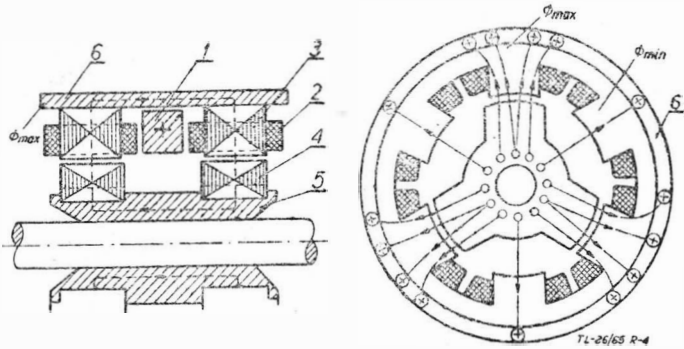
Rys. 3. Obraz pola magnetycznego w szczelinie powietrznej generatora indukcyjnego. a) typ klasyczny, b) typ grzebleniowy

tycznych w obwodzie maszyny. Przy tym rodzaju pracy przepływ uzwojenia podmagnesowującego jest maksymalny, co ma na celu zwiększenie oporności magnetycznej jarzma twornika w takim stopniu, aby to odpowiadało działaniu składowej podłużnej oddziaływania twornika (zmniejszenie strumienia). Przy pracy znamionowej istnieje podłużna składowa oddziaływania twornika, zmniejszająca strumień maszyny, ale w tym wypadku przepływ podmagnesowujący jest najmniejszy, co odpowiada zmniejszeniu oporności magnetycznej jarzma, a w konsekwencji powoduje zwiększenie strumienia wzbudzającego. Dokładność regulacji napięcia przy tej metodzie wynosi $\pm 3\%$ przy zmianie obciążenia od $0 \div 100\%$, zmianie temperatury od -50°C do $+60^\circ\text{C}$ i $\cos \varphi = 0,6 \div 1,0$.

Podsumowując nasze rozważania na temat generatorów magnetoelektrycznych — podano poniżej ich zalety i wady:

Generatory tego typu charakteryzują się:

- 1) wysoką pewnością pracy,
- 2) prostą konstrukcją,
- 3) mniejszym stopniem nagrzewania się maszyny i wyższym współczynnikiem sprawności, co spowodowane jest



Rys. 4. Prądnica indukcyjna jednofazowa o jednakowej biegunowości, dwupakietowa

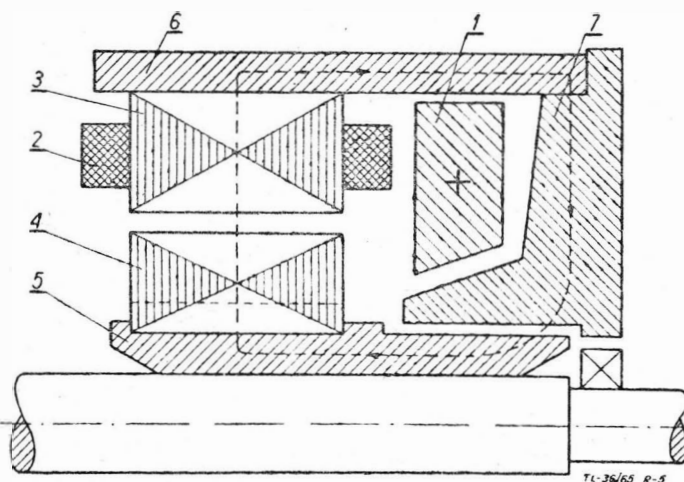
brakiem styków ruchomych i uzwojenia wzbudzenia, a co za tym idzie — wyeliminowaniem strat elektrycznych występujących w nich,

- 4) niezależnością źródeł prądu stałego,
- 5) brakiem czynników zakłócających odbiór radiowy (brak iskrzących styków),
- 6) mniejszymi wymiarami i ciężarem dla maszyn średniej mocy i dużej częstotliwości.

Wady:

- 1) brak prostego sposobu regulacji napięcia,
- 2) trudności przy demontażu prądnic magnetoelektrycznych (przez wyjęcie magnesu trwałego z maszyny może nastąpić jego osłabienie i w konsekwencji konieczność ponownego magnesowania).

Prądnice tego typu znalazły zastosowanie jako wzbudnice pomocnicze do prądnic samolotowych, jako prądnice do zasilania urządzeń kontrolnych, rezerwowe źródła prądu,



Rys. 5. Prądnica indukcyjna jednofazowa o jednakowej biegunowości, jednopakietowa

wzbudnice pilotujące w prądnicach bezszczotkowych z wirującymi magnesami oraz jako prądnice prądu zmiennego w przetwornicach prądu stałego na zmienny.

II. PRĄDNICE INDUKTOROWE

Są to prądnice, w których główny strumień magnetyczny (wzbudzający), w dowolnym punkcie szczeliny powietrznej zmienia tylko swoją wielkość, a nie zmienia kierunku. Zmiany wielkości strumienia magnetycznego są spowodowane zmianą przewodności magnetycznej na drodze: ząb statora — szczelina powietrzna — ząb rotora. Pozwala to na umieszczenie uzwojenia wzbudzającego i uzwojenia twornika na nieruchomej części prądnicy, co jest dużą zaletą tego typu prądnic (wyeliminowanie styku ruchomego).

Klasyfikacja maszyn indukcyjnych jest następująca:

1. Ze względu na rozmieszczenie uzwojeń wzbudzających:
a) o jednakowej biegunowości: prądnice te posiadają jedno uzwojenie wzbudzające, oś którego pokrywa się z osią maszyny, tj. uzwojenie wzbudzenia obejmuje oś wirnika

W tym rozwiązaniu strumień w zębach wirnika nie zmienia swego znaku i wirnik może być wykonany jako maszynny.

b) o różnej biegunowości: prądnice tego typu posiadają 2 P_w uzwojeń wzbudzających, których osie są prostopadłe do osi maszyny, a więc nie obejmują osi wirnika.

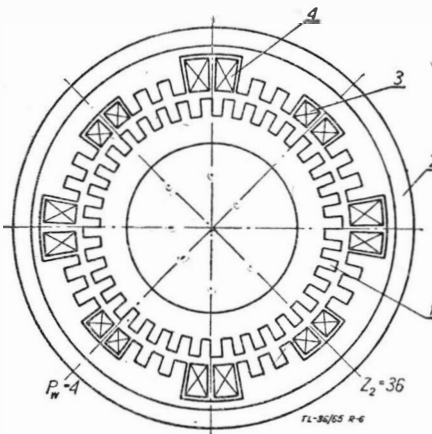
Rozwiązanie to pod względem systemu wzbudzenia jest zbliżone do konstrukcji maszyn prądu stałego. Strumień magnetyczny w zębach wirnika zmienia swój znak z czę-

stotliwością $f_w = \frac{P_w \cdot n}{60}$ i dlatego wirnik powinien być wykonany z blach.

2. Ze względu na przebieg strumienia:

a) typ klasyczny, w którym podziałka zębowa wirnika t — jest równa podwójnej podziałce zębowej statora pomnożonej przez liczbę faz

$$t_2 = 2 m t_1 \quad \text{i} \quad Z_1 = 2 m z_2$$



Rys. 6. Schemat generatora indukcyjnego jednofazowego o różnej biegunowości typu grzebieniowego. 1 — wirnik, 2 — stojan, 3 — uzwojenie twornika, 4 — uzwojenie wzbudzające

b) typ grzebieniowy, w którym podziałka zębowa wirnika jest równa podziałce zębowej statora pomnożonej przez liczbę faz:

$$t_2 = m t_1 \quad \text{i} \quad Z_1 = m z_2$$

c) typ z pulsującym strumieniem w zębach wirnika, w którym podziałka zębowa wirnika jest w przybliżeniu równa podziałce zębowej statora.

Ten typ maszyny nie znalazł zastosowania w konstrukcjach maszyn lotniczych. Maszyny o jednakowej biegunowości mogą być wykonane jako jedno- lub dwupakietowe. Obraz pola magnetycznego w szczeliny powietrznej generatora indukcyjnego podany jest na rys. 3.

Na rysunku 3 przedstawiono obraz pola magnetycznego w szczeliny powietrznej dla maszyn indukcyjnych o jednakowej biegunowości dla typu klasycznego i grzebieniowego.

Do głównych zalet prądnic indukcyjnych należy zaliczyć:

- 1) brak wirujących uzwojeń, a w związku z tym można je wykonywać na większą liczbę obrotów nawet przy większych mocach (siły odśrodkowe) i prędkościach obrotowych do 100 m/sek,
- 2) brak styków ruchomych,

- 3) prosta i pewna regulacja napięcia (regulacja prądu wzbudzenia w nieruchomym uzwojeniu wzbudzącym),
 4) przy liczbie zębów wirnika równej Z_2 , odpowiadającej liczbie biegunów maszyny synchronicznej, można otrzymać podwójną częstotliwość przy tych samych obrotach, gdyż

$$f = \frac{Z_2 n}{60} \text{ (Hz)} \quad Z_2 \text{ — odpowiada } p, \text{ a nie } 2p.$$

Wady:

- 1) niewysoki stopień wykorzystania maszyny ze względu na zmianę strumienia magnetycznego w granicach od Φ_{zmax} , do Φ_{zmin} , a nie jak normalnie od $+\Phi$ do $-\Phi$.
 2) zależność kształtu krzywej SEM od wielkości i charakteru obciążenia.

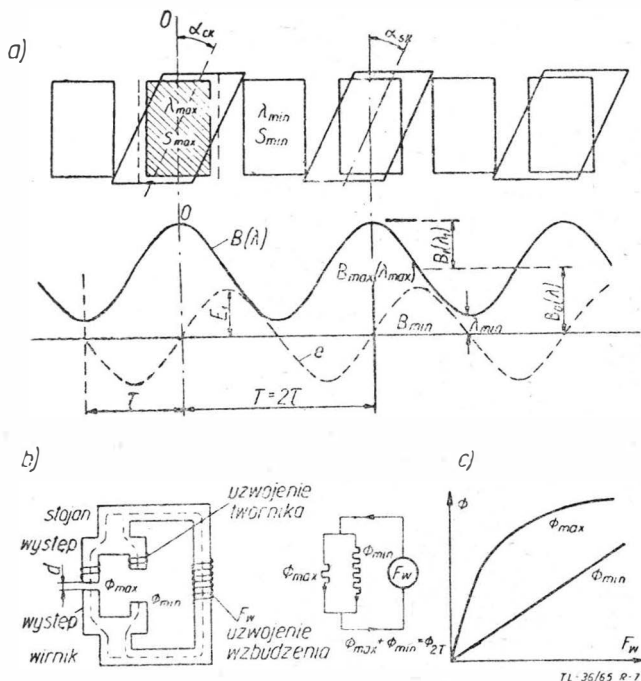
Na rysunkach 4 i 5 podane są rozwiązania konstrukcyjne prądnic indukcyjnych.

Na rysunku 6 przedstawiony jest schemat generatora indukcyjnego o różnej biegunowości ze strefą aktywną typu grzebieniowego (liczba zębów wirnika $Z_2 = 36$), $n = 10\,000$ obr/min. Cztery bieguny wzbudzące, cztery cewki

$$\text{uzwojenia twornika, } f = \frac{Z_2 n}{60} = 6000 \text{ Hz.}$$

Główny strumień magnetyczny w maszynach typu indukcyjnego wytwarzany jest przez uzwojenie wzbudzące, umieszczone we wszystkich typach maszyn indukcyjnych na nieruchomej części maszyny. Uzwojenie wzbudzenia zasilane jest prądem stałym. Uzwojenie twornika umieszczone jest również na nieruchomej części maszyny. Dla maszyn o jednakowej biegunowości zęby i rdzeń wirnika mogą być wykonane jako „masywne”, a dla maszyn o różnej biegunowości ze stali o grubości $0,35 \div 0,2$ mm w zależności od częstotliwości.

Zasada działania tego typu maszyn jest następująca: strumień magnetyczny w szczelinie powietrznej, jak już wspomniano wyżej, jest wytworzony przez uzwojenie wzbudzące zasilane prądem stałym. Kierunek drogi strumienia pokazany jest na rysunkach podanych wyżej. Przy konstrukcji dwupakietowej jeden pakiet posiada tylko bieguny północne, a drugi południowe. Przy obracaniu wirnika przewodność magnetyczna szczeliny powietrznej zmienia się periodycznie tak, jak ilość biegunów (zębów) statora i 2 m lub 2 razy więcej niż ilość biegunów rotora. W takt zmian przewodności magnetycznej zmienia się wielkość strumień w szczelinie powietrznej od Φ_{zmax} — kiedy osie zębów wirnika i statora pokrywają się, do Φ_{zmin} — kiedy osie zębów wirnika i statora są przesunięte o kąt 180° .



Rys. 7. Zasada działania generatorów indukcyjnych. a) krzywa pola i SEM, b) schemat zastępczy maszyny indukcyjnej, c) zależność strumienia Φ_{max} i Φ_{min} od przepływu wzbudającego F_w

Strumień magnetyczny w szczelinie powietrznej zawiera składową stałą i zmienną.

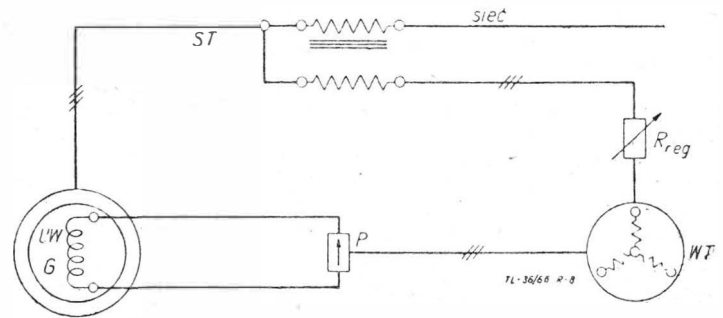
Srednia wartość strumienia wynosi: $\Phi_n = 0,5 (\Phi_{max} + \Phi_{min})$, a wartość składowej zmiennej: $\Phi_1 = 0,5 (\Phi_{max} - \Phi_{min})$. Wielkość strumienia Φ_{zmin} wynosi $(0,1 + 0,4) \Phi_{zmax}$. Pulsujący strumień magnetyczny, przecinając uzwojenie twornika, wytwarza w nim zmienną siłę elektromotoryczną.

Prądnice bezszczotkowe prądu zmiennego i stałego z wirującymi prostownikami

Prądnice te wykonywane są jako jawnobiegunowe i konstrukcja ich jest zbliżona do klasycznych maszyn synchronicznych. Różnica polega na tym, że eliminuje się styki ruchome (odpowiednik w maszynach synchronicznych — pierścienie ślizgowe, szczotki). Wyeliminowanie styków ruchomych pozwoliło na zwiększenie pułapu pracy samolotów, uprościło obsługę, obniżyło ciężar maszyny, zwiększyło czas i pewność pracy oraz w znacznym stopniu zlikwidowało zakłócenia odbioru radiowego.

W 1955 roku opublikowano patent francuski podający zasadę wzbudzenia maszyny synchronicznej bez przechodzenia z części nieruchomej maszyny na część wirującą. Schemat tego systemu wzbudzenia jest podany na rys. 8.

Działanie tego układu jest następujące: przy obrocie prądnicy, na skutek istnienia magnetyzmu szczątkowego powstaje napięcie zmienne, które zasila uzwojenie pierwotne nieruchomego wirującego transformatora. Napięcie wtórne wyprostowane przez układ prostowników P zasila uzwojenia prądnicy i cały przebieg wzbudzenia powtarza



Rys. 8. Schemat wzbudzenia „bezszytkowego” z zastosowaniem „wirującego transformatora”. UWG — uzwojenie wzbudzenia generatora, P — wirujące prostowniki, WT — wirujący transformator, Reg — regulator napięcia, ST — transformator stabilizacyjny

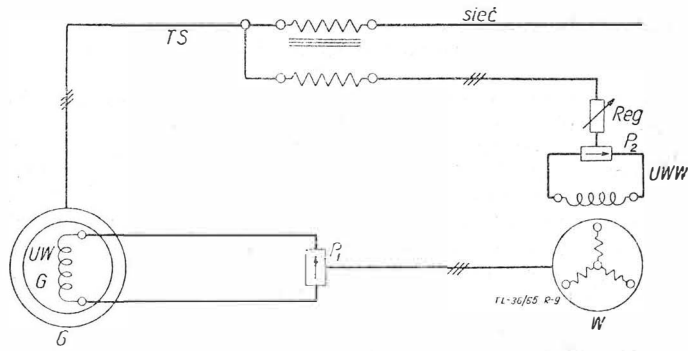
się analogicznie, aż do ustalenia się na zaciskach prądnicy określonego napięcia. Rozwiązanie to ma jednak pewne wady, a mianowicie: duża moc regulowana potrzebna do zasilania uzwojenia pierwotnego wirującego transformatora, trudności w samowzbudzeniu i założona konstrukcja.

Dążąc do zmniejszenia mocy regulowanej, a w związku z tym do zmniejszenia wielkości aparatów regulacyjnych, opracowano inny system wzbudzenia, w którym wirujący transformator zastąpiono wzbudnicą synchroniczną o wirującym twornikiem. Układ połączeń tego typu maszyny podany jest na rys. 9.

Działanie tego układu jest podobne do opisanego powyżej układu z wirującym transformatorem. W porównaniu jednak z poprzednim układem posiada pewne zalety, a mianowicie: moc regulowania napięcia jest mniejsza około 10 razy ze względu na to, że reguluje się moc wzbudzenia wzbudnicy synchronicznej, a nie moc wzbudzenia generatora.

W związku z tym znacznie zmniejszyły się wymiary regulatora napięcia i transformatora stabilizującego. Jednak i w tym układzie jednym z mankamentów są trudności przy samowzbudzeniu (związane z właściwościami charakterystyk prostowników). Aby usunąć te trudności i zwiększyć magnetyzm szczątkowy zastosowano dodatkowe bieguny z magnesów trwałych. Dodatkowe bieguny z magnesów trwałych umieszczone są pomiędzy biegunami głównymi wzbudnicy synchronicznej. Bieguny z magnesów trwałych umieszczone w stojanie wzbudnicy indukują napięcie w uzwojeniu wirnika wzbudnicy podczas ruchu maszyny. Napięcie to wytwarza prąd w uzwojeniu biegunów głównych prądnicy, w wyniku czego na zaciskach prądnicy

powstaje małe napięcie wyjściowe. Napięcie to z kolei powoduje przepływ prądu z regulatora napięcia do uzwojenia wzbudzenia wzbudnicy. Powoduje to wzrost napięcia w uzwojeniu wirnika wzbudnicy, które powoduje powiększenie przepływu wzbudzającego uzwojenia wzbudzenia wzbudnicy, a w rezultacie wzrost napięcia na zaciskach prądnicy. Cały proces samowzbudzenia powtarza się aż do



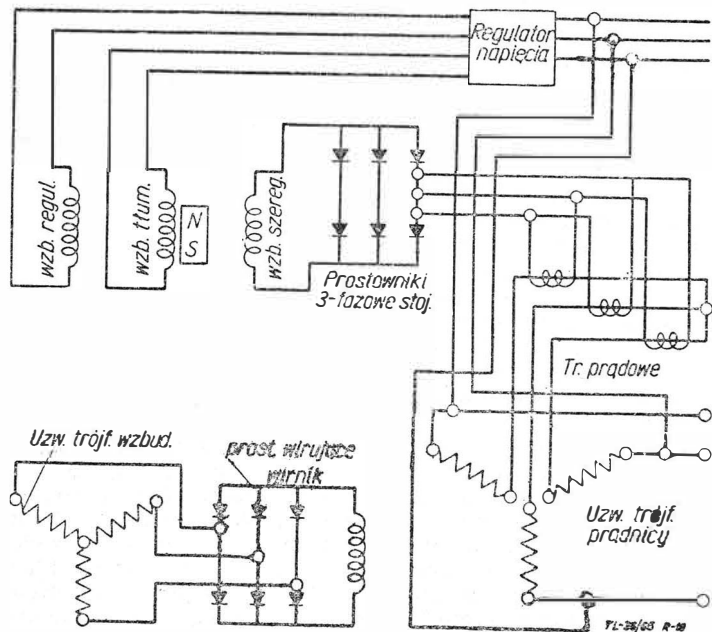
Rys. 9. Schemat wzbudzenia „bezsztokowego” z zastosowaniem wzbudnicy synchronicznej. G — generator, UWG — uzwojenie wzbudzenia generatora, P₁ — prostowniki wirujące (umieszczone na wale), W — wzbudnica synchroniczna, UWW — uzwojenie wzbudzenia wzbudnicy, P₂ — prostowniki umieszczone na stojanie wzbudnicy (nieruchome), Reg — regulator napięcia, TS — transformator stabilizacyjny

ustalenia się na zaciskach prądnicy określonego napięcia. Układ ten podany jest na rys. 10.

Innym rozwiązaniem, dzięki któremu eliminuje się trudności związane z samowzbudzeniem się prądnicy, jest układ, gdzie uzwojenie wzbudzenia wzbudnicy synchronicznej zasilane jest z prądnicy magnetoelektrycznej (z wirującym magnesem trwałym). Zastosowanie podwzbudnicy magnetoelektrycznej tylko w nieznacznym stopniu komplikuje konstrukcję generatora. Zaletą tego rozwiązania jest zmniejszenie wymiarów regulatora napięcia.

Układ połączeń tego rodzaju prądnicy podany jest na rys. 11. Rozwiązanie to jest zalecane do prądnic o dużej mocy i dużych prędkościach obrotowych.

Wszystkie wymienione wyżej rodzaje rozwiązań prądnic bezszczotkowych odnoszą się do prądnic prądu zmiennego. Chcąc uzyskać prąd stały, powszechnie stosowany w instalacjach samolotowych, należy zastosować dodatkowy układ prostowników umieszczony na stojanie prądnicy głównej.



Rys. 10. Schemat wzbudzenia „bezsztokowego” z zastosowaniem dodatkowych biegunów z magnesów trwałych, umieszczonych między biegunami głównymi wzbudnicy

Najczęściej stosuje się układy mostkowe prostowników (prostowanie dwupołówkowe).

Układ połączeń takiej prądnicy podany jest na rys. 12.

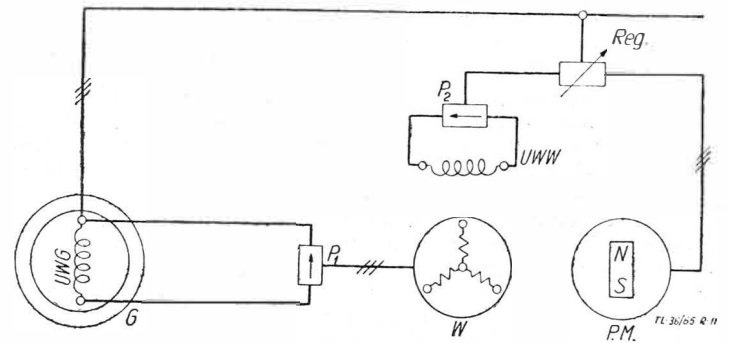
Elementy składowe prądnicy bezszczotkowych

1. Prostowniki

a. Dane ogólne

Prądnice z wirującymi prostownikami nie były praktycznie produkowane, aż do ukazania się prostowników krzemowych, których temperatura pracy dochodzi do 200 °C, i które wytrzymują duże przeciążenia mechaniczne (przyspieszenie do 15 000 g). Przykładowo podano dane znamionowe prostowników krzemowych zastosowanych w prądnicy bezszczotkowej o mocy 40 kVA.

- dioda warstwowa o średnicy około 25 mm,
- dopuszczalne obciążenie 20 A prądu stałego w temperaturze pokojowej i bez wymuszonego chłodzenia,
- każdy z prostowników podczas chłodzenia powietrzem powinien wytrzymywać przepływ prądu 170 A w ciągu 1 minuty,
- zespół prostowników zabudowanych w prądnicy dostarcza maksymalnie 120 A, gdy z prądnicy pobierane jest 300% prądu znamionowego w ciągu 15 sek,
- dozwolone napięcie wsteczne prostowników wynosi 200 V, maksymalna wartość napięcia wstecznego prądnicy wynosi 65 V,
- każdy z prostowników ma maksymalny prąd wsteczny 40 mA przy 150 V doprowadzonego napięcia wstecznego szczytowego w temperaturze otoczenia +180 °C,



Rys. 11. Schemat wzbudzenia „bezsztokowego” z zastosowaniem wzbudnicy synchronicznej i podwzbudnicy magnetoelektrycznej. G — generator, W — wzbudnica, PM — podwzbudnica magnetoelektryczna, UWG — uzwojenie wzbudzenia generatora, UWW — uzwojenie wzbudzenia wzbudnicy

g) każdy z prostowników ma spadek napięcia w kierunku przewodzącym 1 V przy prądzie 50 A w temperaturze pokojowej.

Nowe konstrukcje prostowników krzemowych pozwalają na pobór rzędu 200 W z każdego centymetra sześciennego objętości prostownika. Przykładowo, dla prądnicy o mocy rzędu 50–100 kVA należy zastosować prostowniki krzemowe o łącznej objętości ~ 10 cm³.

Prostowniki spełniają tę samą funkcję co komutator łączący ze szczotkami, a ponadto posiadają następujące zalety:

- są mniejsze i lżejsze,
- nie ma mechanicznych strat tarcia i wentylacyjnych,
- straty elektryczne mogą być mniejsze,
- jest mniej ograniczeń przy projektowaniu uzwojeń maszyny,
- odpada docieranie szczotek i sezonowanie komutatora,
- nie wytwarza się przewodzący pył szczotkowy,
- działanie prostowników nie jest uzależnione od warunków atmosferycznych panujących na dużych wysokościach.

Jedną z wad prostowania przy pomocy prostowników statycznych są wyższe szczytowe wahania napięcia niż wahania występujące przy prostowaniu za pomocą komutatora. Norma brytyjska 2G100 zezwala na wahania napięcia do 20% dla prostowania przy użyciu prostowników oraz 8% dla prostowania przy użyciu komutatora.

b. Układy prostownicze

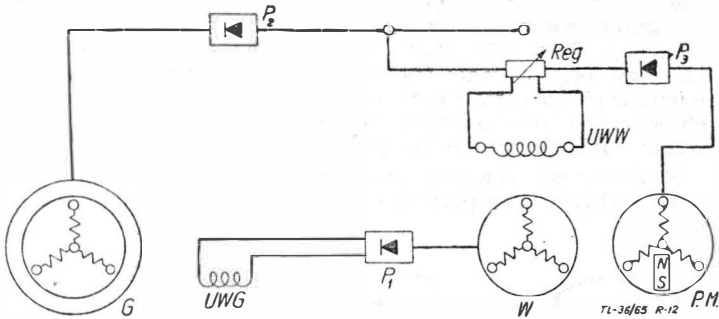
Najczęściej stosujemy układy prostownicze pełnookresowe i wielofazowe. Układy pełnookresowe wykorzystują obie po-

łównki sinusoidy, a zwiększenie liczby faz zmniejsza tętnienie wyprostowanego napięcia. Zwiększenie liczby faz wpływa jednak na konieczność zastosowania większej ilości prostowników, co pociąga za sobą zwiększenie przestrzeni zajętej przez prostowniki i skomplikowanie połączeń elektrycznych.

Najczęściej w praktycznych rozwiązaniach liczbę faz przyjmuje się między trzema a pięcioma.

Pulsacja napięcia zmiennego wynosi:

dla układu: 3-fazowego — $33\frac{1}{3}\%$
 „ 5-fazowego — $27\frac{1}{2}\%$



Rys. 12. Bezsztokowa prądnica prądu stałego. G — generator, W — wzbudnica synchroniczna, PM — podwzbudnica magnetoelktryczna, UWW — uzwojenie wzbudzenia generatora, UWW — uzwojenie wzbudzenia wzbudnicy, P₁ — prostowniki wirujące, P₂ — prostowniki umieszczone na stojanie prądnicy głównej, P₃ — prostowniki umieszczone na stojanie wzbudnicy, Reg — regulator napięcia

Na rysunku 13 podany jest układ prostowniczy trójfazowy w układzie mostkowym i prąd tętniący otrzymywany przy prostowaniu prądu trójfazowego w układzie mostkowym.

W układzie tym wykorzystuje się obydwie połówki każdej z trzech faz prądu zmiennego. Częstotliwość tętnienia wynosi 6 (6 „garbków” fali wyprostowanej na okres sinusoidy prądu zmiennego). Oznaczenia zależności między prądami i napięciami dla tego układu są następujące:

- U_2 — napięcie międzyprzewodowe układu zasilającego,
- I_2 — prąd w linii zasilającej,
- I_c — wartość prądu stałego (wyprostowanego) danego przez układ,
- U_c — napięcie panujące na odbiorniku prądu stałego,
- dU_c — spadek napięcia w kierunku przewodzenia na jednym elemencie prostowniczym,
- f — częstotliwość tętnienia.

$$U_2 = 0,75 (U_c + 2S dU_c)$$

$$I_2 = 0,855 I_c$$

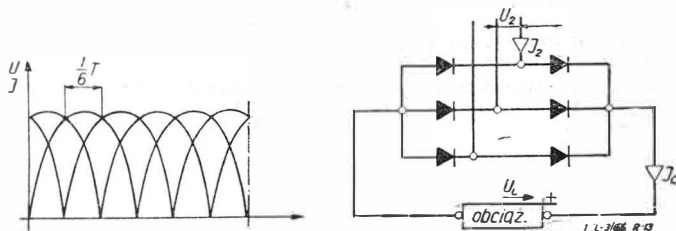
$$f = 6$$

S — ilość diod połączonych szeregowo w jednej gałęzi mostka.

c. Temperatura pracy diod krzemowych, produkowanych obecnie przez państwa zachodnie zawiera się w granicach od -65°C do $+200^\circ\text{C}$. Zwiększenie temperatury pracy ponad 200°C będzie możliwe, jeżeli wyniki badań nad nowymi prostownikami z arsenku galu i węgliku krzemu okażą się zadowalające. Jedną z wad prostowników z węglików krzemu — w porównaniu z prostownikami krzemowymi — jest większy spadek napięcia w kierunku przewodzenia.

d. Spadek napięcia w kierunku przewodzenia

Spadek napięcia w prostownikach krzemowych jest funkcją wykładniczą prądu obciążenia i zmienia się w zależności od temperatury otoczenia. Zawiera się on w granicach



Rys. 13. Układ prostowniczy trójfazowy, mostkowy i prąd tętniący, otrzymany w tym układzie

od 0,5 do 1,5 V dla jednej diody. Na rys. 14 podane są zależności spadku napięcia w funkcji prądu obciążenia i temperatury dla krzemowych diod mocy typu HB — produkcji francuskiej firmy „Soral”.

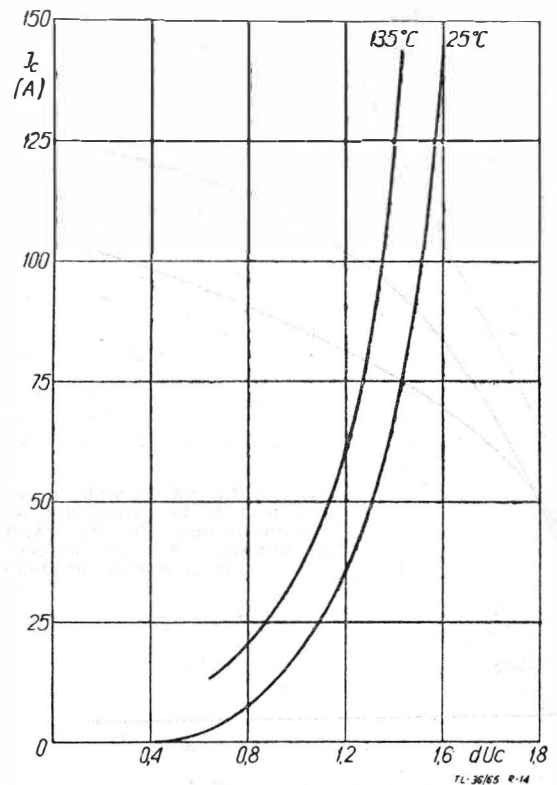
2. Wzbudnice i podwzbudnice

Wzbudnice wykonywane są jako prądnice synchroniczne z wirującym twornikiem i z wirującymi prostownikami umieszczonymi wewnątrz lub na zewnątrz wału (możliwie blisko osi wału ze względu na występowanie sił odśrodkowych, co jest szczególnie ważne przy dużej ilości obrotów prądnicy). Podwzbudnice wykonywane są najczęściej jako prądnice magnetoelktryczne (z wirującym magnesem trwałym). Wymiary wzbudnicy i podwzbudnicy powinny być tak dobrane, aby wszystkie części składowe prądnicy bezszczotkowej można było zmontować w przestrzeni o możliwie małej objętości.

Należy również zwrócić uwagę na łatwość dostępu do elementów składowych podczas montażu lub konserwacji.

Problemy związane z samowzbudaniem się prądnic bezszczotkowych

Aby prądnica mogła się wzbudzić powinna posiadać odpowiedni magnetyzm szczątkowy, a prąd wzbudzenia powinien ten magnetyzm wzmacniać. Oporność prostowników wirujących, które znajdują się w obwodzie wzbudzenia prądnicy głównej, zmienia się zależnie od prądu wzbudzenia. Ilustruje to rys. 15. Krzywa nr 1 — obrazuje zależność prądu wzbudzenia od wartości doprowadzonego do prostownika napięcia liniowego. Krzywa nr 2 — przedstawia charakterystykę biegu jałowego prądnicy głównej.



Rys. 14. Spadek napięcia w funkcji prądu obciążenia i temperatury dla krzemowych diod mocy typu HB produkcji francuskiej firmy „Soral”

Jak wynika z wykresu, początkowa część krzywej 1 przebiega powyżej charakterystyki biegu jałowego prądnicy, oczywiście w tym wypadku wzbudzenie się prądnicy nie nastąpi. Aby wzbudzenie było możliwe, napięcie pochodzące od magnetyzmu szczątkowego musi być odpowiednio duże, aby charakterystyka magnesowania prądnicy przebiegała tak, jak to zaznaczono na wykresie przerywaną linią (krzywa nr 3). Dla zwiększenia magnetyzmu prądnicy bezszczotkowych stosuje się szereg sposobów, między innymi:

- 1) dodatkowe bieguny wykonane w postaci magnesów trwałych i umieszczone między biegunami głównymi wzbudnicy synchronicznej,

- 2) podwzbudnice magnetoelektryczne (tzw. pilotujące),
- 3) przekładki w rdzeniach biegunów prądnicy głównej wykonane ze stali magnetycznych (chromowych, kobaltowych, wolframowych) o indukcji szczątkowej $B_r = 8500 \div 10\,000$ Gs i natężeniu koercyjnym $H_c = 60 \div 40$ Oe.

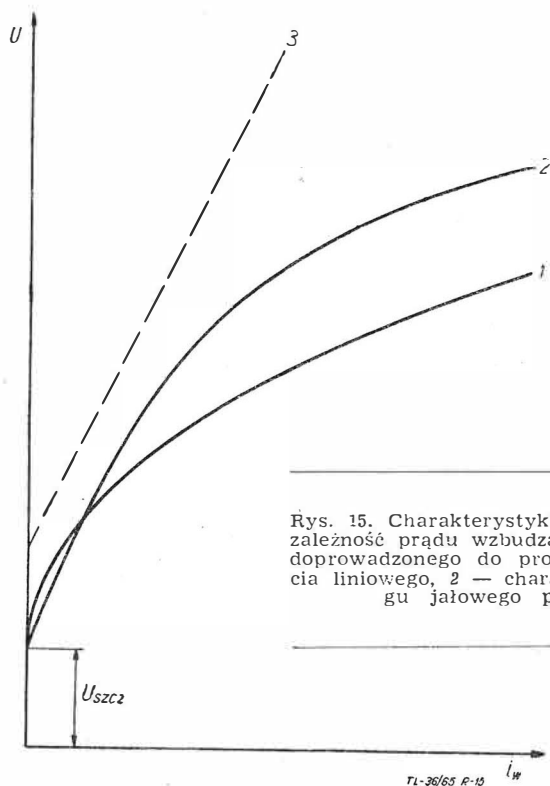
Przyjmując, że w początkowej fazie wzbudzenia napięcie na zaciskach prądnicy jest wytworzone tylko przez magnetyzm szczątkowy, można w przybliżeniu obliczyć wysokość magnesu trwałego na podstawie niżej podanego wzoru:

$$h_m = \frac{F_o}{H_m} \frac{U_{szcz}}{U_N} [\text{cm}]$$

$$F_o = 0,85 \delta K \delta K_s B \delta$$

gdzie:

- F_o — przepływ wzbudzający jednego bieguna przy biegu jałowym i napięciu znamionowym,
- U_{szcz} — napięcie szczątkowe,
- U_N — napięcie znamionowe,
- $K_s = F_o/F\delta = 1,2 + 1,4$ — współczynnik uwzględniający oporność drogi magnetycznej maszyny (bez szczeliny powietrznej),
- $K\delta$ — współczynnik Cartera,
- $B\delta$ — indukcja w szczelinie powietrznej przy biegu jałowym i znamionowym napięciu,
- δ — wielkość szczeliny powietrznej w cm,
- $H_m = K H_c$ — natężenie pola magnetycznego magnesu trwałego (dla stali chromowych i wolframowych; przy



Rys. 15. Charakterystyki prądnicy. 1 — zależność prądu wzbudzenia od wartości doprowadzonego do prostownika napięcia liniowego, 2 — charakterystyka biegu jałowego prądnicy

indukcjach $B_m < 3000$ Gs — można przyjąć $H_m = 0,95 H_c$, w przybliżeniu przyjmując stosunek

$\frac{U_{szcz}}{U_N} = 0,1$, wysokość magnesu trwałego oblicza się ze wzoru:

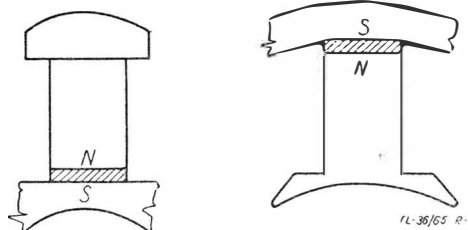
$$h_m \approx 2,5 \frac{F_o}{1000} [\text{cm}]$$

Na rysunku 16 pokazano rozmieszczenie podkładek ze stali magnetycznej na biegunach.

Chłodzenie prądnic bezszczotkowych

Prądnice bezszczotkowe chłodzone są powietrzem lub cieczami. Przy chłodzeniu powietrzem przepływa ono wzdłuż osi maszyny. Jedna z równoległych strug powietrza przepływa przez otwór w wale (w wypadku, gdy wirujące prostowniki umieszczone są wewnątrz wału). Jeżeli prostowniki umieszczone są na zewnątrz wału, to chłodzone są bezpośrednio powietrzem przepływającym wzdłuż osi maszyny. Przy projektowaniu prądnic bezszczotkowych należy zwrócić uwagę na właściwe miejsce zamocowania wirujących prostowników możliwie blisko wlotu powietrza chłodzącego, aby uniknąć chłodzenia prostowników powietrzem już nagrzanym po przejściu przez maszynę.

Spotyka się również prądnice bezszczotkowe chłodzone oliwą. Oliwa, przepływając przez spiralne przewody ot-



Rys. 16. Rozmieszczenie podkładek ze stali magnetycznej na biegunach prądnicy

czające rdzeń stojana prądnicy i bieguny wzbudnicy, intensywnie odbiera ciepło powstałe na skutek istnienia strat w żelazie i miedzi.

Uwagi końcowe

Na podstawie rozpatrzonych różnych typów maszyn bezszczotkowych można powiedzieć, że:

1. Stosowanie maszyn induktorowych jest celowe, jeżeli chce się uzyskać duże częstotliwości i budować prądnice pracujące z dużą liczbą obrotów (względny mechanizm).
2. Maszyny induktorowe potrzebują obcego źródła prądu stałego do zasilania uzwojenia wzbudzającego (jako źródło zasilania może być użyta sieć pokładowa lub wzbudnica magnetoelektryczna z układem prostowników).
3. Przy większych mocach gabaryty maszyn induktorowych są większe niż maszyn synchronicznych.
4. Stosowanie generatorów magnetoelektrycznych — jako prądnic głównych — jest utrudnione ze względu na skomplikowaną i trudną regulację napięcia.
5. Na podstawie przeglądu literatury można stwierdzić, że maszyny bezszczotkowe z wirującymi prostownikami są stosowane najczęściej w konstrukcjach lotniczych.

LITERATURA

1. A. J. Bertinow — „Авиационные электрические генераторы”, Gosudarstvennoje Izdatielstwo Oboronnoj Promyslennosti, Moskwa 1959 r.
2. M. J. Komisar — „Авиационные электроэлектрические машины”, Gosudarstvennoje Izdatielstwo Oboronnoj Promyslennosti, Moskwa 1959 r.
3. „Technika Lotnicza” — 1959 r. nr 1
4. W. Ulebakin, W. Mrozowski, J. Sindiejew — „Lotnicze Elektroenergetyczne Urządzenia Pokładowe”
5. A. Z. Ford — „Brushless generators for aircraft” — „a review of current developments” — The Proceedings of the Institution of Electrical Engineers, Part A, nr 47, October 1962 r.
6. „Бесконтактные электрические машины”, Akademia Nauk Latwijskiej SRR. Trudy Instituta Energietyki, Izdatielstwo A. N. Latwijskiej SRR. Riga 1961 r.
7. Lewis F. Wainwright — „Aircraft Electrical Practice”, Odhams Press Limited Long Acre, London 1961 r.

Wpływ obróbki strumieniowo-ściernej na dokładność kształtu i wymiarów oraz na chropowatość powierzchni dźwigara ze stopu lekkiego AWT-11)

Wstęp

Jak wykazuje praktyka, zastosowanie obróbki strumieniowo-ściernej ogranicza się niesłusznie w większości przypadków do czyszczenia powierzchni, usuwania zadziorów, usuwania zniszczonych pokryć galwanicznych itp. operacji niewymiarowych. W ten sposób możliwości tego procesu, jako sposobu obróbki powierzchniowej, są tylko w małej części wykorzystane.

Przyczyną tego jest tradycyjne traktowanie obróbki strumieniowo-ścierniej jako procesu trudno kierowanego, niestacznego i niedokładnego. Tymczasem pracę skrawania ostrego ziarna uderzającego w materiał plastyczny można rozpatrywać jako pracę ostrza narzędzia skrawającego, określając ilościowe i jakościowe efekty tej pracy²⁾ [3].

Badając zaś zmianę tych efektów w czasie można dokładnie określić zależności opisując zmianę własności skrawanych ziarna ściernego i ich wpływ na ekonomiczność obróbki [5].

1. Podstawowe zależności teoretyczne

a. Analityczne określenie wydajności obróbki [3].

Jeżeli ziarno o masie m poruszające się z prędkością v skierowaną pod $\angle \kappa$ do obrabianej powierzchni zetknie się jednym z naroży z tą powierzchnią (rys. 1), to dalszy ruch ziarna wyraża następujące równania parametryczne:

$$\begin{aligned} 1. m \cdot y'' + k_s \cdot w_y \cdot \psi \cdot b \cdot y &= 0 \\ 2. m \cdot z'' + k_s \cdot \psi \cdot b \cdot y &= 0 \\ 3. I \Phi'' + k_s \cdot \psi \cdot b \cdot R \cdot y \pm k_s \cdot w_y \cdot \psi \cdot b \cdot r \cdot y &= 0 \end{aligned} \quad [1]$$

gdzie:

k_s — właściwy opór skrawania obrabianego materiału,

$\psi = \frac{1}{y_t}$ (rys. 1) — stosunek wyrażający zmienność przekroju zeskrwanego wióra,

I — moment bezwładności ziarna określony umownie jako część momentu kuli o promieniu R ; $I = \frac{mR^2}{2}$,

R — odległość środka ziarna od powierzchni,

$$w_y = \frac{P_y^3}{P_z} \quad (\text{rys. 1}).$$

Rozwiązanie równania [1] z uwzględnieniem następujących warunków brzegowych:

$$\begin{aligned} t = 0, \quad y = 0, \quad y' &= v \sin \kappa \\ z = 0, \quad z' &= v \cos \kappa \\ \Phi' &= \Phi'_0 \end{aligned}$$

pozwalają na określenie położenia ziarna w dowolnym czasie $t \neq 0$:

$$\left. \begin{aligned} a. y &= \frac{v \sin \kappa}{\beta} \cdot \sin \beta t \\ b. z &= \frac{v \sin \kappa}{\beta \cdot w_y} \cdot \sin \beta t + (v \cos \kappa) \cdot t - \frac{v \sin \kappa}{w_y} \cdot t \\ c. \Phi &= \frac{m \cdot R \cdot v \cdot \sin \kappa}{\beta \cdot w_y \cdot I} (\sin \beta t - \beta t) + \Phi'_0 \cdot t \end{aligned} \right\} \quad [2]$$

¹⁾ Oznaczenie wg GOST. Skład: 0,4÷0,9 Mg; 0,5÷1,2 Si; 0,2÷0,6 Cu; 0,15÷0,3 Mn; max. 0,5 Fe; max. 0,5 Zn; reszta Al.

²⁾ Przytoczone poniżej teoretyczne ujęcie procesu nie dotyczy materiałów kruchych.

³⁾ Wartość w_y określona w badaniach przeprowadzonych na modelu wciskanego w materiał ziarna wynosiła 1,6÷2,4; przy szlifowaniu na sucho $w_y = 2$; dla kulek stalowych $w_y = 6$ (3, 5, 7).

$$\text{gdzie: } \beta = \sqrt{\frac{k_s \cdot \psi \cdot b \cdot w_y}{m}}$$

Położenie ziarna po określonym czasie t_c należy rozpatrywać następująco:

1) ziarno posiada wystarczającą energię do wykonania pełnej pracy skrawania, a zatem po czasie t_c opuści powierzchnię obrabianą. Warunek ten będzie spełniony, jeśli $y_t = y = 0$; uwzględniając ten warunek w [2-a] otrzymamy:

$$\beta \cdot t_c = \pi$$

2) ziarno grzęźnie w materiale, tzn. po czasie t_c przestaje się poruszać, czyli $z' = 0$; uwzględniając ten warunek w [2-b] otrzyma się:

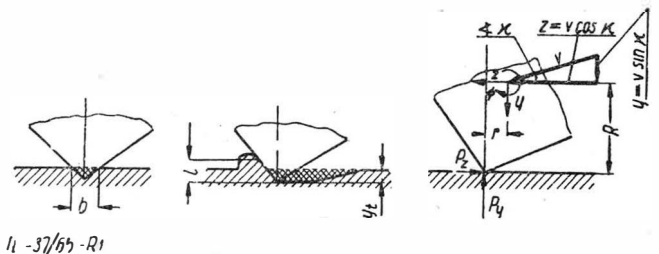
$$\beta \cdot t_c = 1 - \frac{w_y}{3 \tan \kappa}$$

Jeżeli powyższe zależności uwzględnić w ogólnym równaniu określającym wydajność obróbki pojedynczego ziarna:

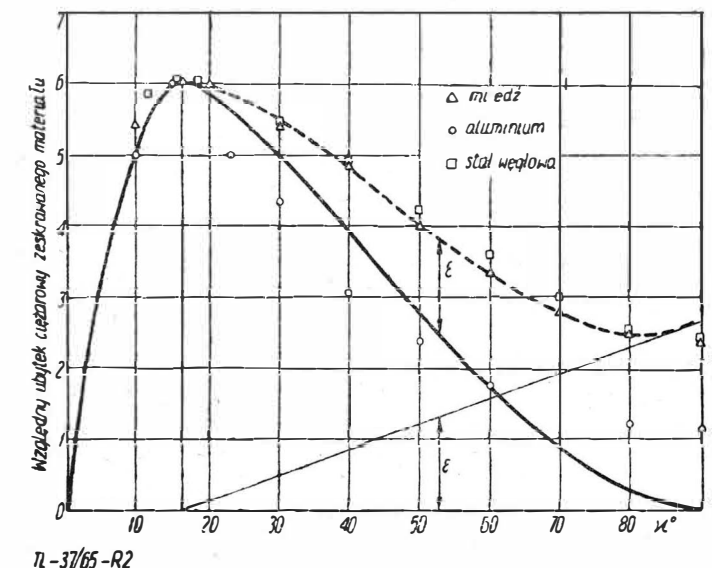
$$G = \gamma \cdot b \int_0^{t_c} y \cdot d(x + R \cdot \Phi), \quad [3]$$

to otrzyma się następujące zależności na wydajność obróbki całkowitą masą M ziarn, zawartych w mieszaninie ścierniej podczas jej pełnego obiegu:

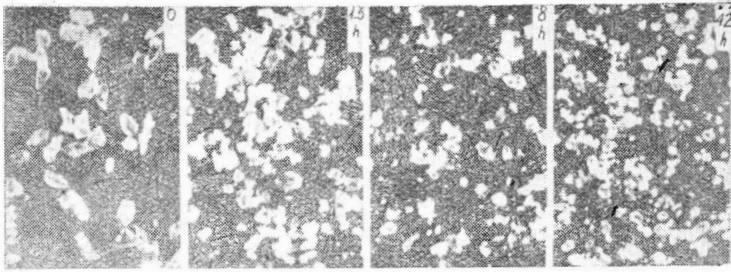
— dla warunku „1”, tzn. gdy $\beta \cdot t_c = \pi$



Rys. 1. Uproszczony schemat procesu skrawania materiału przez pojedyncze ziarno ściernie, według [3]



Rys. 2. Wpływ zmiany kąta padania strumienia κ na względną wydajność obróbki:
— krzywa określona teoretycznie,
- - - - - krzywa określona doświadczalnie,
różnica = ϵ



Rys. 3. Intensywność tępienia i rozdrabniania się ziarn Al_2O_3 Z120 w czasie pracy [5]

$$G_c = \frac{\gamma}{k_s \cdot \psi} \cdot \frac{M \cdot v^2}{w_y} \left(\sin 2\alpha - \frac{6}{w_y} \sin^2 \alpha \right) \quad [3-a]$$

— dla warunku „2”, tzn. gdy $\beta \cdot t_c = 1 - \frac{w_y}{3} \cdot \text{tg } \alpha$

$$G_c = \frac{\gamma}{k_s \cdot \psi} \cdot \frac{M \cdot v^2}{w_y} \cdot \frac{w_y \cdot \cos^2 \alpha}{6} \quad [3-b]$$

gdzie: $G_c = G \cdot \frac{M}{m}$

γ — ciężar właściwy obrabianego materiału.

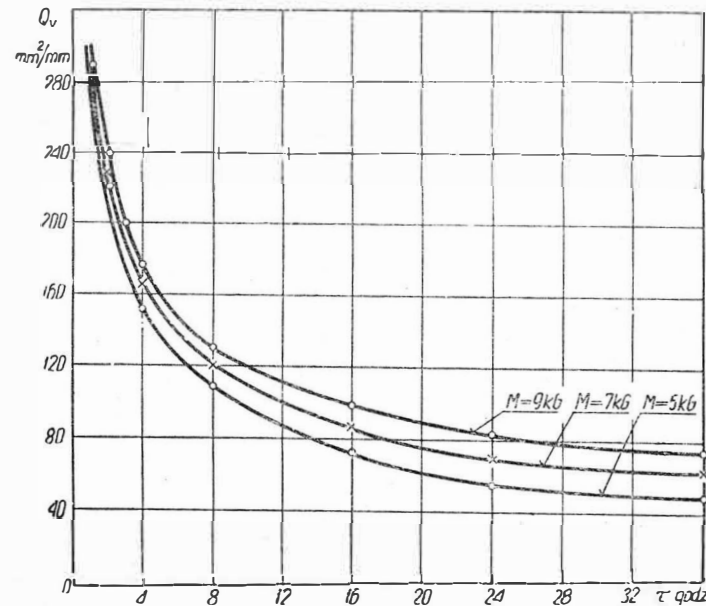
Zależności [3-a] i [3-b] przyjmują tę samą wartość, gdy $w_y = 6 \text{ tg } \alpha$, tzn. gdy $\alpha = \text{arc} \cdot \text{tg} \frac{w_y}{6}$. Wniosek stąd, że przy kątach padania $\alpha \leq \text{arc} \cdot \text{tg} \frac{w_y}{6}$ obowiązuje wzór [3-a], zaś

przy kątach $\alpha \geq \text{arc} \cdot \text{tg} \frac{w_y}{6}$ obowiązuje wzór [3-b]. Optymalny kąt zapewniający maks. wydajność obróbki (dla [3-a]) określa następująca zależność:

$$\alpha_{opt} = 1/2 \text{ arc} \cdot \text{tg} \frac{w_y}{3}$$

Dla $w_y = 2$, $\alpha_{opt} = 17,5^\circ$. Rys. 2 przedstawia graficzne rozwiązanie zależności [3] oraz wyniki badań uzyskane przy obróbce hydrościernej stali, miedzi i aluminium.

Skale na wykresie dobrano tak, by $G_{c \max}$ dla wszystkich materiałów reprezentowała jedna wartość rzędnej. Jak wynika z rys. 2, analitycznie określona wartość α_{opt} pokrywa się z wynikami badań. Przy kątach $\alpha > \alpha_{opt}$ występuje jednakże różnica między analitycznie określonymi wartościami G_c i wynikami doświadczeń. Różnica ta (ϵ) rośnie wraz ze wzrostem α . Spowodowane jest to zmianą rzeczywistego α między powierzchnią obrabianą i osią



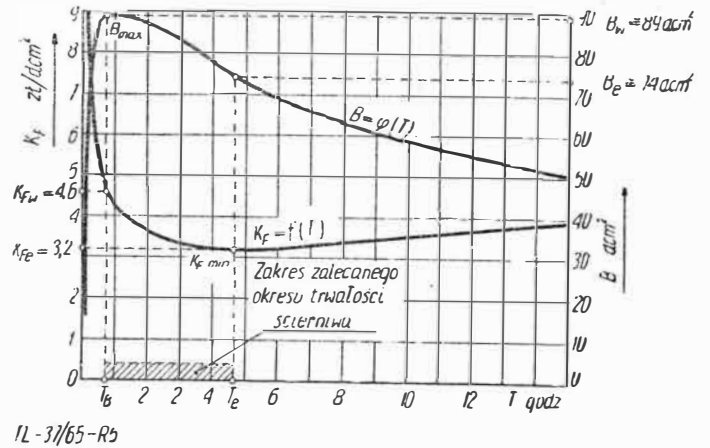
11-37/65-R0

Rys. 4. Wpływ ilości materiału ściernego (M) i czasu obróbki (τ) na jej wydajność (stal 55, Al_2O_3 (A) Z120, $p = 5 \text{ kg/cm}^2$) [5]

strumienia (kąt bryłowy strumienia i lokalne zmiany kątów padania wynikłe z nierówności powierzchni) i zmniejszeniem się strat energetycznych strumienia dzięki mniejszej ilości odbijanych ziarn [4]. Wartość ϵ przy kątach α bliskich optymalnym jest mała. Dzięki temu z dużą dokładnością można teoretycznie określić optymalne wartości niektórych parametrów obróbki strumieniowo-ściernej.

Prędkość v ziarna w strumieniu cieczy wpływa również na wydajność obróbki [3]. Wartość prędkości v , którą z dostateczną dokładnością można określić teoretycznie [4] lub bardzo dokładnie metodą fotograficzną [3], posiada optimum określone trwałością ziarn ściernych.

b. Zależności określające ekonomiczną trwałość materiału ściernego stosowanego w obróbce strumieniowo-ściernej [5].



Rys. 5. Zmiana jednostkowych kosztów obróbki (K_p) i maks. wielkości B obrabianej powierzchni w czasie obróbki [5]. Obrabiarka SDU-500 (2 pistolety, $p = 4 \text{ kg/cm}^2$, Al_2O_3 Z120, $M = 10 \text{ kg}$, $K = 10 \text{ zł/kg}$, $w = 0,7 \text{ zł/min}$, $T_w = 30 \text{ min}$, $U = 0,02 \text{ mm}$, $e = 0,4$, $C = 200$; stal)

Ziarna ścierna uderzając o obrabianą powierzchnię podlegają ciągłemu procesowi rozdrabniania oraz tępienia swych ostrych krawędzi (rys. 3). W zależności od parametrów energetycznych strumienia, rodzaju i ziarnistości materiału ściernego oraz w zależności od twardości obrabianego materiału, zmieniać się będzie intensywność tego procesu, decydując o zmianie wydajności obróbki (rys. 4).

Zmianę wydajności objętościowej obróbki Q_v (mm^3/min) w czasie można przedstawić jako następującą zależność:

$$Q_v = \frac{E}{\tau e} \quad [4]$$

gdzie: E i e — stałe, określane doświadczalnie.

Wartość e zależna jest od jakości i masy materiału ściernego M :

$$e = \frac{c}{M^s} \quad [5]$$

gdzie: c i s — stałe, określane doświadczalnie.

Zależności [4] i [5] pozwalają na analizę ekonomicznego okresu trwałości ziarn ściernych z punktu widzenia najmniejszych kosztów obróbki.

Wydajność objętościową obróbki określa ubytek objętości obrabianego materiału w czasie obróbki, tzn.:

$$Q_v = \frac{dV}{d\tau} \quad [6]$$

Porównując [4] i [6] otrzymamy:

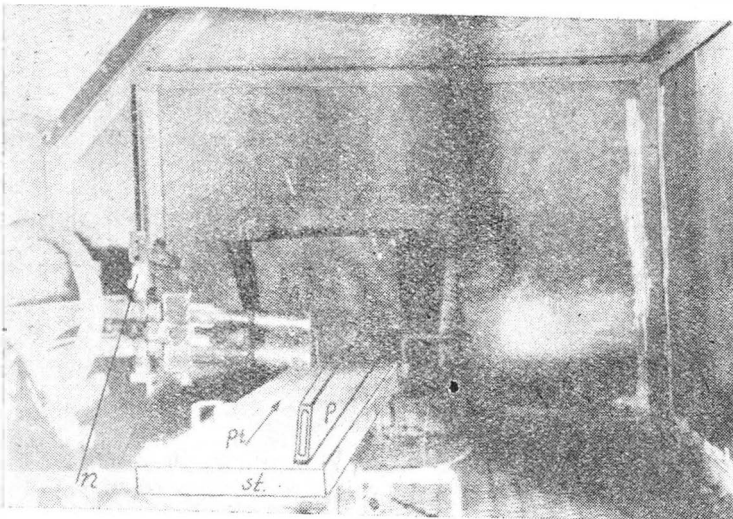
$$dV = \frac{E}{\tau e} \cdot d\tau$$

czyli

$$V = \frac{E}{1-e} T^{1-e} \quad (\text{mm}^3) \quad [7-a]$$

Określając wydajność powierzchniową obróbki należy uwzględnić średnią głębokość skrawania U (mm) i wówczas:

$$F = \frac{V \text{ (mm}^3\text{)}}{U \text{ (mm)}} \cdot (\text{mm}^2)$$



Rys. 6. Wnętrze hydropolerki stosowanej w badaniach procesu obróbki strumieniowo-ściernej dźwigara

czyli

$$F = \frac{E}{U(1-e)} \cdot T^{1-e} \quad [7-b]$$

Jednostkowy koszt obróbki wyniesie zatem:

$$K_F = \frac{K_C}{F} \text{ — przy obróbce powierzchni } F, \quad [8]$$

$$K_V = \frac{K_C}{V} \text{ — przy usunięciu materiału o objętości } V,$$

gdzie:

K_C — całkowity koszt obróbki określony jako:

$$K_C = M \cdot k + T_w \cdot w + T \cdot w \text{ (zi)} \quad [9]$$

K_C stanowi sumę kosztu materiału ściernego o masie M ($M \cdot k$), kosztu wymiany cieczy ścierniej ($T_w \cdot w$) i kosztu obróbki ($T \cdot w$); oznaczenia k i w przedstawiają odpowiednio cenę materiału ściernego (zł/kG) i stawkę godzinową zatrudnionego pracownika (zł/godz.).

Uwzględniając w równaniu [8] równania [7-b] i [9] można napisać:

$$K_F = \frac{M \cdot k + T_w \cdot w + T \cdot w}{E \cdot T^{1-e}} U \cdot (1-e) \quad [10]$$

Dla wartości K_F min określa się ekonomiczny okres trwałości T_e ścierniwa jako:

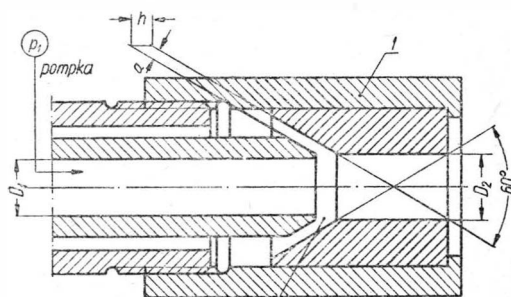
$$T_e = \left(\frac{1}{e} - 1\right) \left(\frac{M \cdot k}{w} + T_w\right)$$

lub po uwzględnieniu [5]:

$$T_e = \left(\frac{M^S}{C} - 1\right) \left(M \cdot \frac{k}{w} + T_w\right) \quad [11]$$

Okres trwałości ścierniwa T_B zapewniający uzyskanie maksymalnej wielkości obróbennej powierzchni B (mm²) w określonym czasie produkcji T_m wyznacza zależność:

$$a) B = F \cdot i \text{ (mm}^2\text{)} \quad [12-a]$$



Rys. 7. Konstrukcja pistoletu stosowanego w badaniach (a) oraz zmiana wydatku mieszanki ścierniej (a) przy różnych systemach zasilania (b)

$$D_1 = 8 \text{ mm}$$

$$D_2 = 9 \text{ mm}$$

$$\alpha = h_1 \cdot \sin 15^\circ$$

$$h_1 = 2h = 3 \text{ mm}$$

$\eta - 37/65 - A7$

gdzie:

F — wielkość powierzchni obróbennej podczas jednego okresu trwałości (równanie [7-b]),

i b) $i = \frac{T_m}{T_w + T}$ — ilość okresów trwałości w czasie produkcji T_m , a uwzględniając powyższe w równaniu [12-a]

$$B = \frac{E}{U(1-e)} \cdot T^{1-e} \cdot \frac{T_m}{T_w + T} \quad [12-b]$$

Analiza pochodnej dB/dT pozwala określić T_B jako:

$$T_B = \left(\frac{1}{e} - 1\right) \cdot T_w$$

lub po uwzględnieniu [5]:

$$T_B = \left(\frac{M^S}{C} - 1\right) \cdot T_w \quad [13]$$

Związek między ekonomicznym okresem trwałości T_e [11] i okresem trwałości T_B [13] zapewniającym maks. wydajność obróbki jest następujący:

$$T_e = \left(\frac{M^S}{C} - 1\right) \cdot M \cdot \frac{k}{w} + T_B = A + T_B \quad [14]$$

Z zależności [11] i [14] wynikają wnioski:

- 1) ekonomiczny okres trwałości T_e będzie tym większy, im więcej materiału ściernego bierze udział w procesie obróbki (M) i im wyższa jest jakość tego materiału (odpowiednik: cena k);
- 2) ekonomiczny okres trwałości ziarn ściernych T_e jest zawsze większy (o wartość A) od okresu trwałości T_B zapewniającego uzyskanie maks. wielkości obróbennej powierzchni B (mm²).

Na rys. 5 przedstawiono zależności $K_F = f(T)$ i $B = f(T)$ określone doświadczalnie [5].

Przedział między T_B i T_e określa zakres optymalnej trwałości ścierniwa. Przy wartościach okresu trwałości bliskich T_B koszty jednostkowe obróbki rosną znacznie szybciej niż pole obróbennej powierzchni B . W związku z tym należy wybrze okresy trwałości przyjmować bliskie wartości T_e .

2. Charakterystyka procesu obróbki strumieniowo-ścierniej dźwigara wykonanego ze stopu lekkiego AWT-1

a. Stanowisko i jego wyposażenie stosowane w badaniach

Na rys. 6 przedstawiono fragment komory hydropolerki przystosowanej do obróbki jednej strony dźwigara o znacznej długości.

Obrabiany przedmiot (p) przymocowany jest do stołu (st) poruszającego się z szybkością p_t (mm/min). Mimośrodowy mechanizm (n) zapewnia posuwisto-zwrotny ruch pistoletów w płaszczyźnie prostopadłej do kierunku posuwu stołu. Amplituda tego ruchu wynosi h_A (mm), a częstotliwość

$i \left(\frac{1}{\text{min}}\right)$. Rozstawienie pistoletów określa wielkość R (mm).

W celu uzyskania intensywnej obróbki ubytkowej zastosowano pistolety zasilane mieszaniną ścierną pod ciśnieniem. Konstrukcja pistoletów (rys. 7a) pozwala na zmianę parametrów strumienia ściernego poprzez zmianę wielkości szczeliny „a”, to znaczy poprzez zmianę wydatku sprężo-

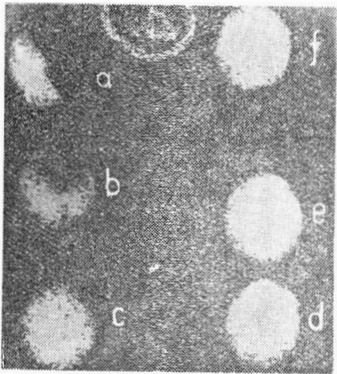
Ciśnienie kG/cm ²	1,0	2,5	3,5	4,5	4,5	4,5
Szczelina „a” mm	2			2	2	
Układ zasilania	injektorowy			pompka I		pompka II
	0,90	0,80	0,30	1,60	9,00	

nego powietrza, zmieniającego energię kinetyczną strumienia ściernego.

Jak wykazały badania, ilościowy stosunek wydatku powietrza i mieszanki ścierniej, zależny od wielkości „a”, ma decydujący wpływ na koncentrację ziarn w strumieniu ściernym i na geometrię swobodnej części strumienia. Kontrolę tego stosunku i ustalenie jego optymalnej wartości zapewnia obserwacja śladów strumienia otrzymanych w wyniku krótkotrwałej obróbki odpowiednio przygotowanej powierzchni⁴⁾.

Jak wynika z rys. 8a, przy $a = 0,4$ mm otrzymano niewielki i nieregularny kształt śladu działania strumienia ściernego. Przyczyną tego jest zbyt mała energia kinetyczna powietrza (duża prędkość — mały wydatek) przy nieproporcjonalnie dużym wydatku mieszanki ścierniej (rys. 7b).

Przy $a = 1,6 \div 2$ mm (rys. 8d, e) występuje korzystniejszy stosunek energii powietrza do energii mieszanki ścierniej. Jednakże dalszy wzrost szczeliny „a” powoduje taki wzrost ciśnienia p_2 na wejściu do dyszy pistoletu, że różnica



Rys. 8. Ślady pracy strumienia ściernego uzyskane dla różnych wielkości szczeliny powietrznej „a” (a, b, c, d, e, f)

ciśnięć $\Delta p = p_1 - p_2$ (rys. 7a) nie zapewnia właściwego wydatku mieszanki ścierniej, obniżając nieznacznie efekty obróbki (rys. 8f).

b. Równomierność obróbki przy współpracy wielu pistoletów.

Skrócenie czasu obróbki przedmiotów o dużych wymiarach wymaga stosowania zespołu wielu pistoletów. O równomierności obróbki określonej powierzchni, obok parametrów strumienia ściernego, decydują parametry ruchu zespołu pistoletów (częstotliwość i ($\frac{1}{\text{min}}$) i amplituda h_A (mm) drgań w płaszczyźnie prostopadłej do kierunku posuwu wzdłużnego przedmiotu), posuw wzdłużny przedmiotu p_t (mm/min) i rozstawienie R (mm) pistoletów.

Dla mimośrodowego mechanizmu napędzającego zespół dwóch pistoletów dobre wyniki uzyskano przy $i = 60$ ($\frac{1}{\text{min}}$)

$h_A = 30$ (mm), $R = 43$ (mm) i $p_t = 80$ mm/min. Błąd kształtu powierzchni obrabianej próbki (rys. 9) o wymiarach 100×100 mm wynosił $M_{max} = 0,05 \div 0,1$ mm.

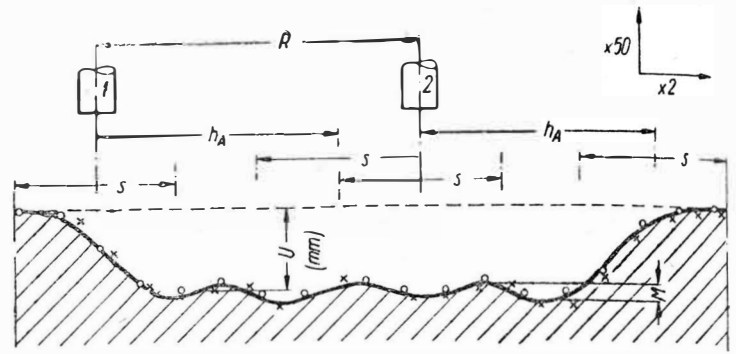
Pomiary przeprowadzone na dźwigarach obrobionych strumieniowo-ściernie zespołem 8 pistoletów nie wykazały wzrostu błędów kształtu, wynikłych wskutek poprzedniej operacji frezowania. Wniosek stąd, że zastosowanie obróbki strumieniowo-ścierniej do usuwania określonych nadatków materiałowych nie zwiększa błędów kształtu, charakterystycznych dla obróbki półwykańczącej.

c. Wpływ parametrów obróbki strumieniowo-ścierniej na chropowatość powierzchni obrobionej

— Materiały ściernie i skład mieszanki ścierniej:

do badań użyto dwa rodzaje materiałów ściernych, a mia-

⁴⁾ Metoda zaproponowana przez mgr inż. A. Stefko (P. W.) polega na pokryciu powierzchni próbki cienkimi warstwami trwałej farby o różnych kolorach. Działający na tak przygotowaną powierzchnię strumień ścierny odsłania kolejne warstwy farby na obszarach odpowiadających określonej energii ziarn ściernych. Powstały ślad strumienia pozwala na analizę kształtu zewnętrznej części strumienia, energii ziarn ściernych i ich koncentracji w strumieniu.



TL-37/65-R9

Rys. 9. Przekrój poprzeczny usuniętej warstwy z materiału obrabianego zespołem dwóch pistoletów. Rozstawienie pistoletów — R ; amplituda ruchu poprzecznego — h_A ; poprzeczny wymiar śladu strumienia — S ; błąd kształtu — M

nowicie SiC i Al_2O_3 (EA) o ziarnistościach Z60÷500. Zastosowano stały skład mieszanki ścierniej (wagowo), tzn.: 65% H_2O , 32,5% materiału ściernego, 2% $NaNO_2$ i 0,5% Na_2CO_3 ciężar materiału ściernego / ciężar cieczy = 1/2.

— Jednostkowy czas obróbki: ustalenia optymalnego jednostkowego czasu obróbki τ ($\frac{\text{sek}}{1 \text{ mm}}$) wyznacza pracochłonność oraz możliwość zwiększenia błędów kształtu obrabianego przedmiotu w wyniku zbyt długiego czasu trwania obróbki.

Czas ten zależy od prędkości posuwu wzdłużnego obrabianego przedmiotu p_t (mm/min), gdyż:

$$\tau = \frac{t}{L} \left(\frac{\text{sek}}{1 \text{ mm}} \right)$$

gdzie. t jest czasem obróbki długości L . Ponieważ:

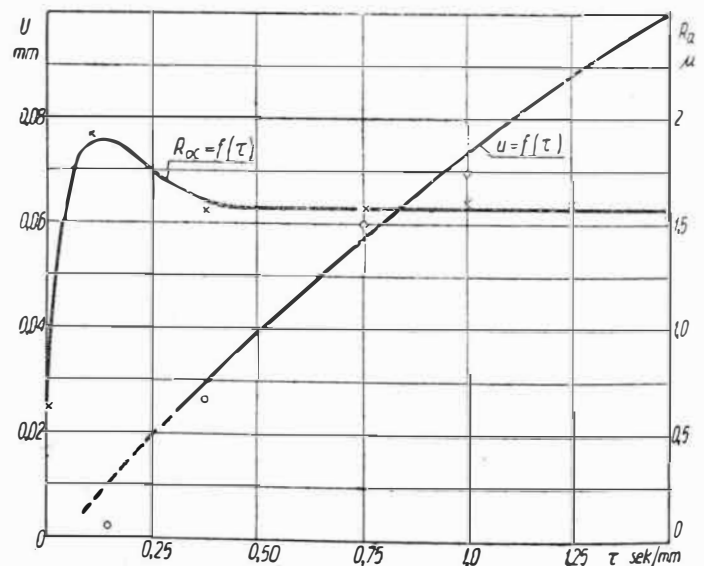
$$t = \frac{L}{p_t} \cdot 60 \text{ (sek)}$$

więc

$$\tau = \frac{1}{p_t} \cdot 16 \left(\frac{\text{sek}}{1 \text{ mm}} \right)$$

Jak wynika z wykresu $R_a = f(\tau)$ na rys. 10, ziarno Z120 (Al_2O_3) zapewnia możliwe do uzyskania w tych warunkach zmniejszenie chropowatości już po $\tau = 0,50$ (sek/1 mm), co odpowiada prędkości posuwu $p_t = 120$ mm/min.

— Wpływ kierunku natrysku (δ°) w stosunku do kierunku śladów poprzedniej obróbki na zmianę chropowatości powierzchni obrobionej.

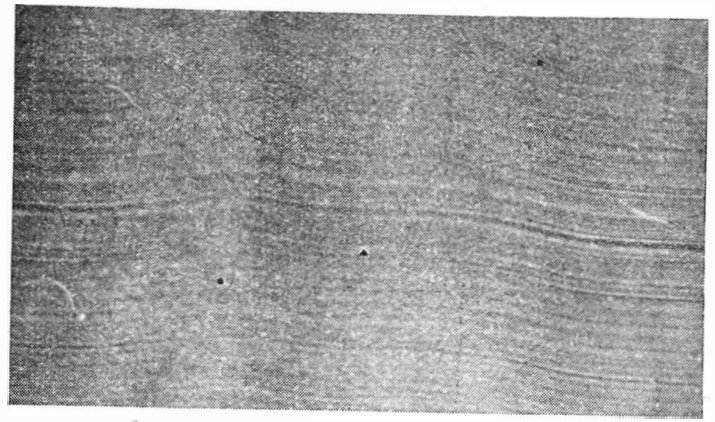


TL-37/65-R10

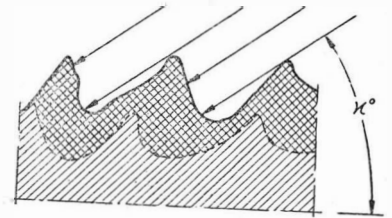
Rys. 10. Wpływ jednostkowego czasu obróbki na grubość usuniętej warstwy materiału i zmianę chropowatości (Al_2O_3 Z120)

Obróbce poddano powierzchnię o kierunkowej strukturze geometrycznej i chropowatości wyjściowej $R_a = 2,5 \div 2,9 \mu$, stosując ziarno Al_2O_3 Z 120.

Na rys. 11 zestawiono wyniki pomiarów chropowatości powierzchni obrobionej i grubości usuniętej warstwy przy następujących wartościach $\angle \delta$: 90° , 45° , 30° , 0° . Z rys. 11 wynika, że przy $\delta = 90^\circ$ występuje bardzo intensywne kopiowanie nierówności powierzchni zarówno w głąb materiału obrabianego, jak i wzdłuż kierunku działania strumienia ściernego (rys. 12a, b). Zjawisko kopiowania znacznie obniża intensywność zmiany chropowatości powierzchni. Usunięcie np. warstwy o grubości $U = 0,3$ mm (tj. $120 \times R_a$ wyjściowej) zapewnia zmniejszenie chropowatości zaledwie o 8%. Przyczyną tego są znaczne zmiany kątów padania ziarn atakujących różnie usytuowane płaszczyzny, tworzące kierunkową strukturę geometryczną powierzchni (rysunek 12b).

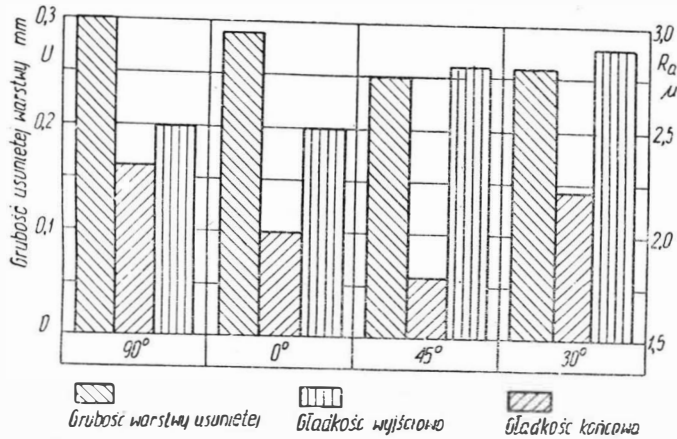


Rys. 12. Powierzchnia obrobiona przy prostym kierunku kierunku do śladów poprzedniej obróbki (a) i schemat kopiowania nierówności (b)



TL-37/65-R12b

Wpływ $\angle \alpha$ na zmianę chropowatości powierzchni obrabianej (krzywa 2) jest szczególnie wyraźny w zakresie $\alpha = 10 \div 30^\circ$. Zmniejszenie chropowatości w stosunku do wyjściowej wynosi ok. 23% przy $\alpha = 10^\circ$ i ok. 37% przy



TL-37/65-R1a

Rys. 11. Wpływ kierunku natrysku ($\angle \delta$) w stosunku do śladów poprzedniej obróbki na grubość usuniętej warstwy (U) i zmianę chropowatości (Al_2O_3 Z120, $v_t = 40$ mm/min, $i = 60 \frac{1}{min}$)

Przy kącie $\delta = 45^\circ$ zmniejszenie chropowatości wynosi około 35%. Jednakże przy obróbce przedmiotów posiadających na powierzchni obrabianej rowki lub kanały o kierunku zgodnym z kierunkiem śladów poprzedniej obróbki, zastosowanie $\angle \delta = 45^\circ$ spowoduje ich deformację. Z tego względu do dalszych badań procesu hydropolerowania dźwigara przyjęto $\angle \delta = 0^\circ$, przy którym zmniejszenie chropowatości wynosi ok. 20%.

— Dobór optymalnego kąta padania α° i długości l_D (mm) strumienia ściernego

Wg danych literaturowych [1, 2, 3, 4, 6], wartość $\angle \alpha$ waha się dla różnych materiałów ściernych i materiałów obrabianych w zakresie od ok. 20 do 60° , a długość strumienia określana jest jako $l_D = (6 \div 10) D$, gdzie D (mm) jest średnicą dyszy pistoletu. Przy badaniu optymalnych wartości α i l_D w odniesieniu do obróbki dźwigara o chropowatości wyjściowej $R_{a,gr} = 1,27 \mu$ zastosowano karborund o ziarnistości Z320.

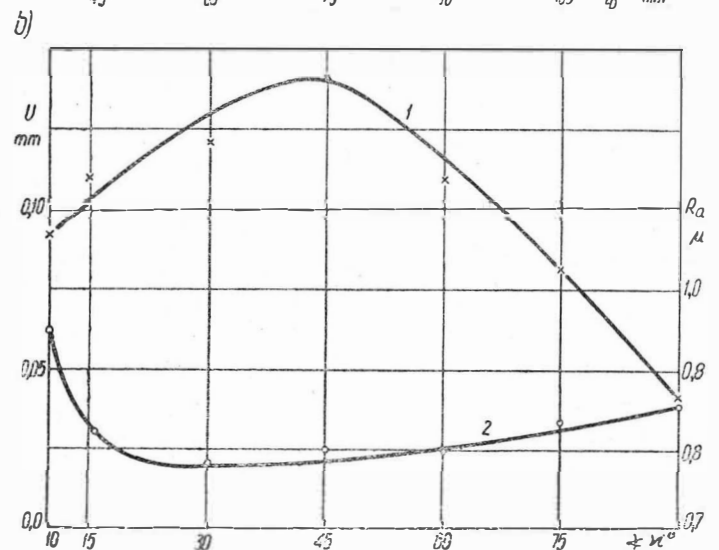
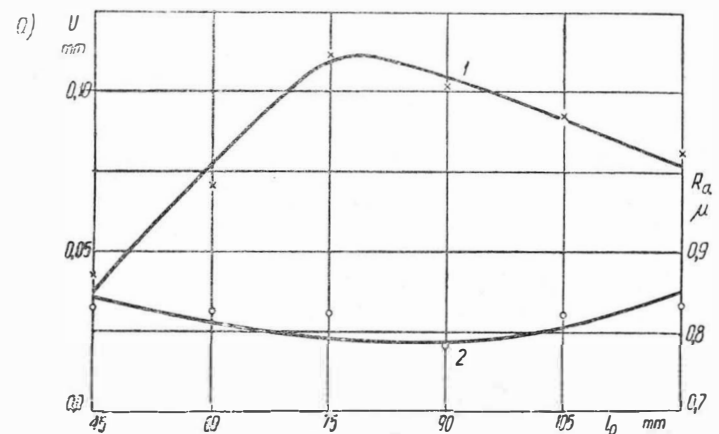
Wpływ długości strumienia l_D na chropowatość powierzchni obrobionej badano przy stałym kącie padania strumienia $\alpha = 45^\circ$. Długość strumienia l_D zmieniała się w zakresie $45 \div 120$ mm (rys. 13a).

Z rys. 13a wynika, że $l_{D,opt}$ znajduje się w przedziale między wartością l_D odpowiadającą maksymalnej grubości usuniętej warstwy U (mm) (krzywa 1) i wartością odpowiadającą najmniejszej wartości R_a (μ) (krzywa 2), czyli $l_{D,opt} = 75 \div 90$ mm.

W celu ustalenia optymalnej wartości $\angle \alpha$ przebadano szeroki zakres kątów ($\alpha = 10 \div 90^\circ$) przy stałej długości strumienia $l_D = 80$ mm. Wyniki tych badań przedstawia rysunek 13b. Optymalna wartość $\angle \alpha$ ze względu na maksymalną grubość U (mm) usuwanej warstwy (krzywa 1) wynosi 30° . Należy zaznaczyć, że teoretycznie określona wartość

$$\alpha_{opt} = \frac{1}{2} \arctg \frac{w_v}{3} \quad (p. 1) \quad \text{dla } w_v = 3 \text{ wynosi } 22,5^\circ.$$

⁵⁾ Zakres ten nie uwzględnia gładkościowej obróbki strumieniem stycznym do powierzchni obrabianej.



TL-37/65-R13

Rys. 13. Wpływ długości strumienia l_D (a) i kąta padania α° (b) na grubość usuniętej warstwy materiału U mm (krzywa 1) i chropowatość powierzchni obrobionej $R_a \mu$ (krzywa 2), ($v_t = 80$ mm/min; $p = 4,5$ kg/cm²)

$\alpha = 30^\circ$. Spowodowane to jest prawdopodobnie łatwiejszym spływem ziarn z powierzchni obrabianej przy małych α (duża ilość ziarn odbitych), co w efekcie prowadzi do mało intensywnej zmiany chropowatości. Przy większych α ziarna ścierna wykonują większą pracę skrawania (wzrost U — krzywa 1) i tym samym dłużej trwa ich kontakt z powierzchnią. Może to być przyczyną „spiętrzania” ziarn ściernych na powierzchni obrabianej, dzięki czemu wzrasta intensywność oddziaływania ściernego tych ziarn na wierzchołki nierówności.

Zwiększenie wartości α powyżej 45° powoduje zmniejszenie grubości usuwanej warstwy U (mm) i równolegle obniża intensywność zmiany chropowatości powierzchni obrabianej.

— Wpływ rodzaju materiału ściernego i ziarnistości na efekty obróbki strumieniowo-ścierniej dźwigara.

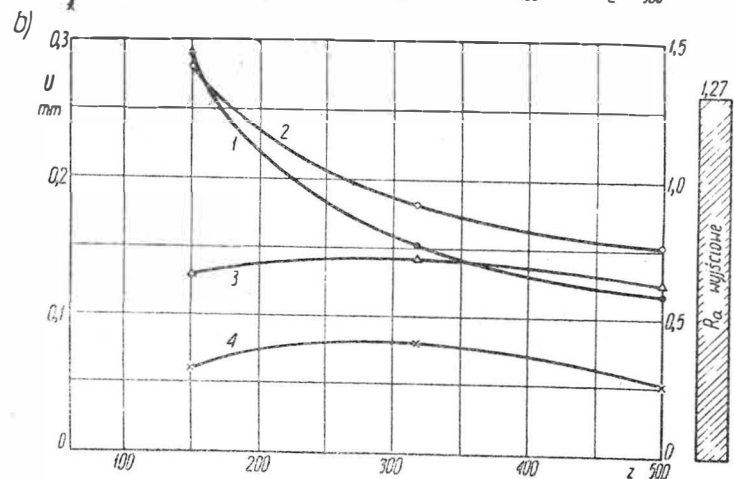
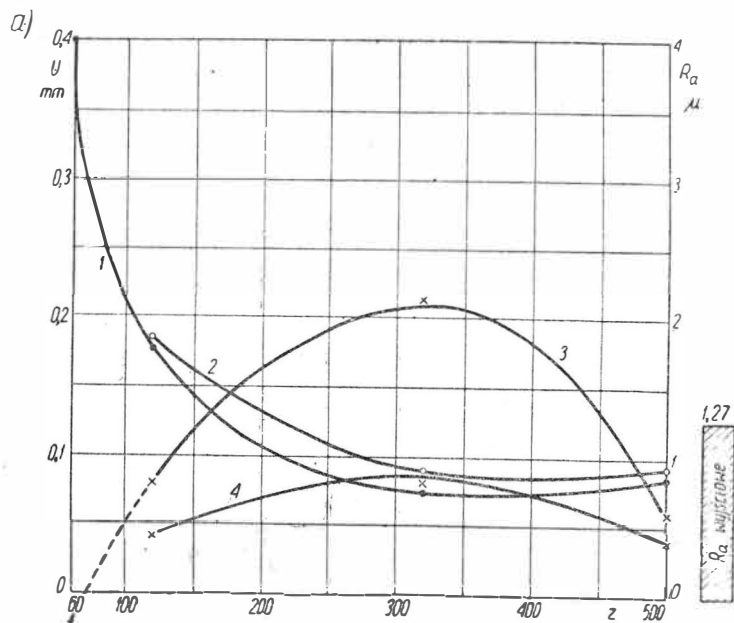
Badania wpływu materiału ściernego i ziarnistości na chropowatość obrabianej powierzchni i wydajność obróbki przeprowadzono przy stałych, optymalnych parametrach geometrycznych i energetycznych strumienia ściernego: $p = 4,5 \div 5 \text{ kG/cm}^2$, $a = 2 \text{ mm}$ (rys 7), $Q_{csc} = 9 \text{ l/min}$ na jeden pistolet, $\alpha_{opt} = 30^\circ$, $l_{Dopt} = 90 \text{ mm}$, $\delta = 0^\circ$.

Na rys. 14 przedstawiono wyniki badań uzyskane przy obróbce dźwigara ziarnami elektrokorundu A (rys. 14a) i karborundu (rys. 14b).

Jak wynika z rys. 14a, największą efektywność obróbki charakteryzowaną głębokością U (mm) usuniętej warstwy materiału uzyskano dla Z320 przy posuwie $p_t = 80$ i 160 mm/min (krzywa 3, 4). Ziarno Z60, zastosowane przy posuwie $p_t = 80 \text{ mm/min}$ (przerwany odcinek krzywej 3 na rys. 14a), nie uzyskuje w danych warunkach wystarczającej



Rys. 15. Wygląd powierzchni obrabianej strumieniowo-ściernie ziarnem Al_2O_3 Z60. Widoczne pojedyncze ziarna tkwiące w materiale obrabianym (25 x)



T: 37/65-R14

Rys. 14. Zmiana chropowatości warstwy powierzchni (krzywe 1, 2) i grubości usuniętej warstwy materiału (krzywe 3, 4) w zależności od rodzaju materiału ściernego i ziarnistości: a) Al_2O_3 ; b) SiC ; 1, 3 — $p_t = 80 \text{ mm/min}$; 2, 4 — $p_t = 160 \text{ mm/min}$

energii kinetycznej, potrzebnej do wykonania pracy skrawania, ze względu na znaczny ciężar pojedynczego ziarna. W związku z tym ziarna wbijają się w materiał obrabiany (rys. 15) i stąd pozorny przyrost grubości obrabianej próbki.

Wyraźny spadek wydajności obróbki przy Z500 spowodowany jest prawdopodobnie spadkiem energii ziarn ściernych w strumieniu na skutek zmniejszenia się masy pojedynczego ziarna. Spadku tego nie kompensuje bowiem przyrost prędkości ziarna ściernego. Przyrost ten, ze względu na znaczny ciężar właściwy elektrokorundu (20% wyższy od SiC), będzie nieznaczny.

Różna wydajność obróbki przy posuwach $p_t = 80 \text{ mm/min}$ i $p_t = 160 \text{ mm/min}$ wynika z różnych jednostkowych czasów obróbki $\tau \left(\frac{\text{sek}}{1 \text{ mm}} \right)$. Krzywe 1 i 2 (rys. 14a) charakteryzują

wpływ poszczególnych ziarnistości elektrokorundu na poprawę chropowatości powierzchni. Jak wynika z wykresu, najwyraźniejsze zmniejszenie chropowatości w stosunku do chropowatości wyjściowej zapewnia również ziarno Z320 przy $p_t = 80$ i 160 mm/min . Uzasadnieniem tych wyników jest duża wydajność ścierna ziarna Z320 w danych warunkach obróbki (krzywe 3, 4).

Ziarnistość Z120, zgodnie z wynikami przedstawionymi na rys. 10, pozwala na osiągnięcie pewnej wartości chropowatości charakterystycznej dla tej wielkości ziarn. W stosunku do chropowatości wyjściowej $R_a = 1,27 \mu$ ziarnistość Z120 powoduje wzrost chropowatości na powierzchni obrabianej. Zmiana posuwu z $p_t = 160 \text{ mm/min}$ na $p_t = 80 \text{ mm/min}$ wpływa nieznacznie na zmianę chropowatości. Wynika to

stąd, że już posuw $p_t = 160 \text{ mm/min}$ $\left(\tau = 0,37 \frac{\text{sek}}{1 \text{ mm}} \right)$ zapewnia wystarczającą wielkość jednostkowego czasu obróbki, przy którym efekt procesu jest ustabilizowany (rys. 10). Nieznaczny spadek efektywności gładzenia powierzchni obrabianej ziarnem Z500 spowodowany jest przede wszystkim znacznym spadkiem wydajności obróbki, występującym przy tej ziarnistości (krzywe 3, 4).

Wyniki uzyskane przy badaniu różnych ziarnistości karborundu zestawiono na rys. 14b. Największa wydajność obróbki wypada tutaj dla mniejszej ziarnistości (ziarna o większych wymiarach) niż przy elektrokorundzie. Wynika to z omawianej już różnicy ciężarów właściwych badanych materiałów ściernych. Różnica ta decyduje również o mniejszej wydajności obróbki ścierniej karborundem (mimo ostrych krawędzi ziarn) do obróbki elektrokorundem, w zakresie optymalnych ziarnistości. Taki stan rzeczy pozwala na stwierdzenie, że przy obróbce strumieniowo-ścierniej materiału plastycznego o niewysokiej twardości nieznaczny wpływ na wydajność obróbki mają właściwości skrawane stosowanych ziarn.

Zmniejszenie chropowatości powierzchni obrabianej w stosunku do wyjściowej dla ziarnistości Z150 i 320 (rys. 14b) utrzymuje się w zakresie odpowiednich ziarnistości elektrokorundu. Natomiast wyraźnie skuteczniejsza jest ziarnistość Z500, co pozwala przypuszczać, że duże znaczenie w procesie zmiany chropowatości ma prędkość liniowa ziarn w strumieniu ściernym. Jak wiadomo, prędkość ta zależy od wielkości ziarna i ciężaru właściwego materiału ściernego. Za-

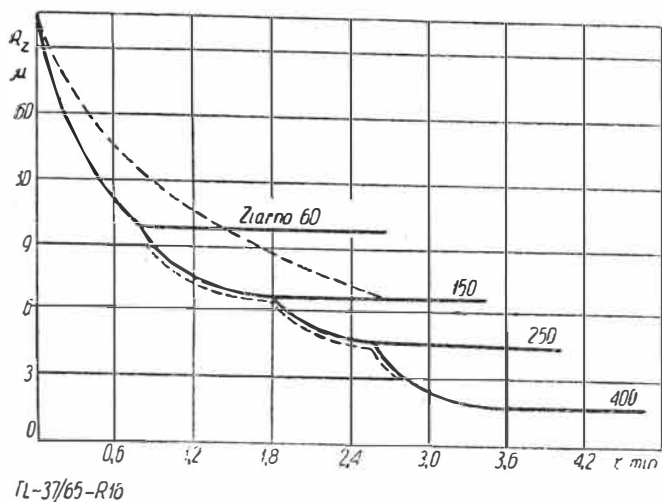
stosowano i w 1 i 2 stopniu obróbki. Przy wszystkich kombinacjach materiałów ściernych i ziarnistości zbadano dodatkowo wpływ posuwu $p_t = 80$ i 160 mm/min (rys. 17).

Jak wynika z rys. 17, zmniejszenie chropowatości przy obróbce 2-stopniowej wynosi ok. 50% (kolumna 3, 5, 6, 7 — rys. 17). Najmniejszą chropowatość $R_a = 0,46 \mu$ ($\nabla 9$) osiągnięto dla SiC lub Al_2O_3 o ziarnistości Z320 w 1 stopniu (posuw $p_t = 160$ mm/min) w 2 stopniu obróbki. Grubość usuniętej warstwy dla omawianych przykładów obróbki dwustopniowej wynosi $U = 0,2$ mm.

Przeprowadzono równocześnie badania nad efektami obróbki jednostopniowej z zastosowaniem mieszaniny ziarn o odpowiednich ziarnistościach wynikających z badań nad obróbką dwustopniową. Efekty te okazały się jednakże gorsze od wyników uzyskanych w obróbce dwustopniowej. Przyczyną tego mogą być różne prędkości ziarn ściernych o różnych wielkościach i masach, powodujące straty energetyczne, obniżające efektywność obróbki.

d. Wpływ obróbki strumieniowo-ścierniej na stan warstwy podpowierzchniowej obrabianej powierzchni

Padające na powierzchnię obrabianą pod α ziarno ściernie powoduje w określonych warunkach usunięcie pewnej ilości materiału. Wymaga to wywołania w strefie skrawania odkształceń plastycznych, mających wpływ na stan warstwy podpowierzchniowej. Jak wykazały badania [4], jednostronnie obrabione listwy stalowe ($\alpha > 30^\circ$) odkształcają się tak, że wypukłość tworzy powierzchnia obrabiona. Świadczy to o istnieniu naprężeń ściskających w warstwie podpowierzchniowej. Jednakże przy kącie $\alpha = 30^\circ$ pomiary wykazywały wklęsłość od strony powierzchni obrabianej. Wniosek stąd, że niewielkie przy tym kącie utwardzenie nie zrównoważyło istniejących w materiale obrabianym naprężeń.

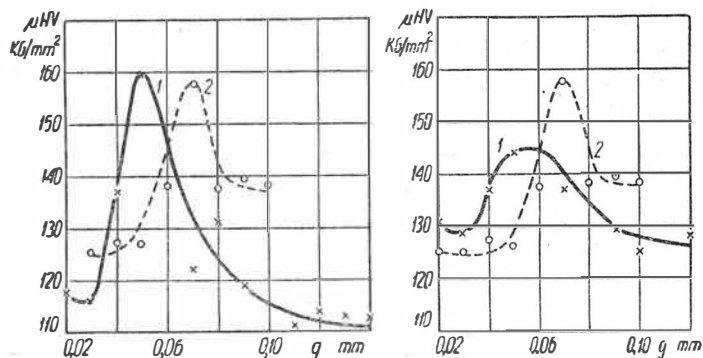


Rys. 16. Zmiana chropowatości powierzchni obrabianej kolejno ziarnami o różnych wymiarach (1): — kolejno stosowane ziarnistości, - - - - - zmiana chropowatości uzyskana przy Z150 z pominięciem Z60

stosowanie karborundu o ziarnistości Z500 ($p_t = 80$ mm/min) pozwoliło zmniejszyć chropowatość powierzchni z $R_{a_{\text{str}}} = 1,27 \mu$ ($\nabla 6$) do $R_{a_{\text{str}}} = 0,59 \mu$ ($\nabla 8$) przy jednoczesnym usunięciu warstwy o grubości $U = 0,12$ mm.

Wyniki te, aczkolwiek spełniają warunki stawiane operacji obróbki strumieniowo-ścierniej, nie rozszerzają podawanego w literaturze [1, 4] zakresu zmiany chropowatości obrabianej powierzchni w stosunku do chropowatości wyjściowej, tzn. maksymalnie 2 klasy gładkości. Ewentualne rozszerzenie tego zakresu wymaga stosowania obróbki wielostopniowej. Jak wykazały badania [1], obróbka wielostopniowa pozwala na skrócenie czasu obróbki do osiągnięcia określonej chropowatości (rys. 16), co świadczy o intensywniejszym zmniejszaniu chropowatości na powierzchni o strukturze bezkierunkowej (wprowadza taką strukturę 1 stopień obróbki hydrościerniej).

— Do badań wpływu dwustopniowej obróbki strumieniowo-ścierniej na chropowatość powierzchni używano ziarn SiC i Al_2O_3 o różnych wymiarach. Z uwagi, że ziarna SiC posiadają ostrzejsze krawędzie od ziarn Al_2O_3 stosowano je wyłącznie w 1 stopniu obróbki. Natomiast ziarno Al_2O_3

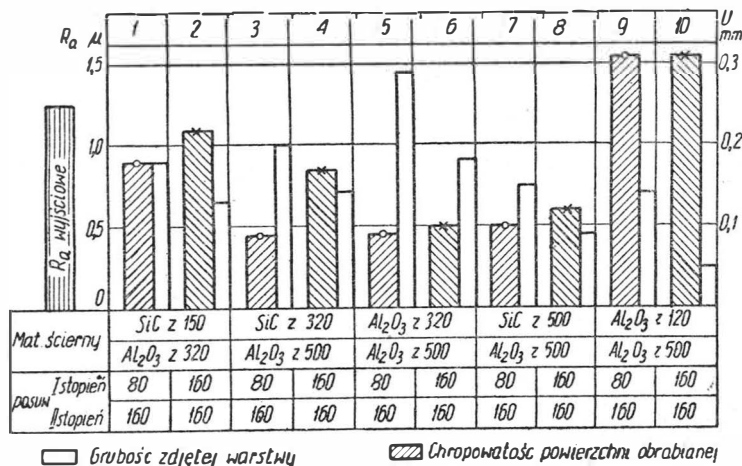


Rys. 18. Utwardzenie powierzchni stopu lekkiego w wyniku obróbki strumieniowo-ścierniej przy $\alpha = 30^\circ$: a) Al_2O_3 Z320, b) Al_2O_3 Z120. 1 — powierzchnia frezowana i hydropolerowana, 2 — powierzchnia frezowana

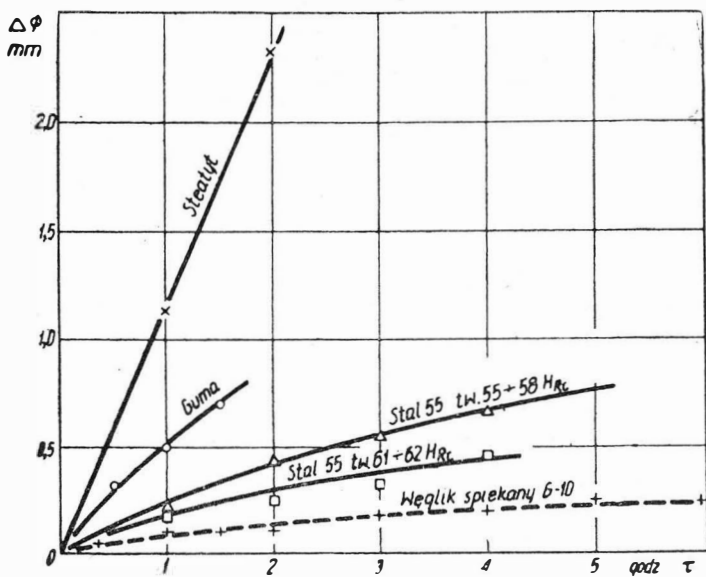
Przy obróbce strumieniowo-ścierniej dźwigara stosowano jako optymalny kąt $\alpha = 30^\circ$. Badania utwardzenia warstwy podpowierzchniowej dźwigara potwierdzają wyniki uzyskane przy obróbce listw stalowych.

Pomiary przeprowadzone na szlifach prostokątnych powierzchni hydropolerowanej oraz po obróbce poprzedzającej hydropolerowanie (rys. 18a, b) pozwalają stwierdzić, że obróbka ziarnem ściernym o ziarnistości powyżej Z120 ($\alpha = 30^\circ$) nie zmienia wyraźnie stanu warstwy podpowierzchniowej, wywołanego poprzednią obróbką.

Jak widać na rys. 18a, charakter przebiegu mikrotwardości ze zmianą odległości g od powierzchni jest jednakowy dla powierzchni frezowanej i hydropolerowanej (krzywa 1) oraz dla powierzchni obrabianej tylko frezowaniem (krzywa 2). Krzywa 1 jest przesunięciem poziomym krzywej 2 na skutek usunięcia warstwy materiału w wyniku hydropolerowania. Spadek μHV krzywej 1 w stosunku do krzywej 2, widoczny na ich bocznych gałęziach, można również przypisać częściowemu usunięciu warstwy utwardzonej frezowaniem (rys. 18a, b). Na rys. 18b obserwujemy podobne zależności, jednakże tutaj obróbka strumieniowo-ścierna powoduje nieznaczny przyrost mikrotwardości na głębokości ok. 0,06 mm.



Rys. 17. Wpływ obróbki dwustopniowej na grubość usuniętej warstwy materiału i chropowatość powierzchni obrabianej



TL-37/65-R19

Rys. 19. Wyniki badań trwałości dysz wykonanych z różnych materiałów (SIC Z320, $p = 4,5 \div 5 \text{ kg/cm}^2$)

Z przeprowadzonych badań wynika, że uzyskanie wyraźnej zmiany w stanie warstwy podpowierzchniowej wymaga stosowania odpowiednich ziarn ściernych [8]. Tak np. zastosowanie do obróbki omawianego dźwigara piasku kwarcowego lub elektrokorundu o ziarnistości Z80, bez zmiany innych parametrów obróbki, pozwoliło na utworzenie utwardzonej warstwy na głębokości 0,1 mm. Jednakże wydajność obróbki wyniosła wówczas tylko ok. 50 g usuniętego materiału po obróbce 3 m² powierzchni.

e. Wpływ materiału dyszy pistoletu na jej trwałość

Prawidłowy przebieg obróbki strumieniowo-ścierniej zależy m.in. od niezmienności warunków przepływu strumienia przez dyszę. O stabilności przepływu w czasie decyduje niezmiennosc wymiaru średnicy wewnętrznej dyszy. Intensywne zużywanie się dyszy (wzrost wymiaru średnicy) prowadzi do zmiany parametrów energetycznych i warunków przepływu (zawierania) strumienia, a w konsekwencji do pogorszenia warunków obróbki.

Doc. dr inż. ZDZISŁAW ŁOPATEK,
mgr inż. JAN SMOLENSKI

Badaniu poddano dysze wykonane ze stali, węglików spiekanych, twardej gumy i materiału ceramicznego (steaitu). Wyniki tych badań przedstawia rys. 19.

Jak wynika z rys. 19, dysza ceramiczna wykazuje najniższą odporność na działanie ziarn ściernych. Już po 2 godzinach pracy zużycie dyszy przekroczyło dopuszczalną wartość $\Delta\phi = 2 \text{ mm}$, a po 3 godzinach pracy średnica wewnętrzna dyszy osiągnęła przy wylocie wartość średnicy zewnętrznej. Wniosek stąd, że materiał ceramiczny w warunkach intensywnej erozji ziarnami ściernymi (działanie erozji jest intensyfikowane przez strumień wody usuwający produkty erozji) nie wykazuje odpowiedniej odporności na zużycie.

Intensywne zużycie dysz gumowych świadczy o małej odporności na działanie ściernego materiału sprężystego, lecz o niskiej twardości. Potwierdzają to wyniki uzyskane przy badaniu dysz ze stali 55 obrabianych cieplnie do twardości 58 HRC i 62 HRC oraz wyniki uzyskane dla dysz z węglików spiekanych G10. Dysza ta po sześciu godzinach pracy wykazywała minimalne powiększenie średnicy i zmianę jej kształtu. Intensywność zużycia dyszy G10 pozwala przypuszczać, że całkowity okres jej trwałości przy założeniu $\Delta\phi = 2 \text{ mm}$ powinien wynosić ok. 50 godzin. Czas ten w porównaniu do kilkuset godzin czasu pracy dysz z podobnych materiałów omawianych w literaturze [1] jest niewielki. Wniosek stąd, że o trwałości dyszy decydują, prócz materiału dyszy, koncentryczność strumienia i szczeliny powietrznej oraz konstrukcja pistoletu umożliwiająca regulowanie przepływu strumienia. Zagadnienia te wymagają jednakże osobnych szerokich badań.

LITERATURA

1. Bilik Sz. M. — Abrazywno-żidkostnaja obrabotka mietalłow, Maszgziz 1960
2. Dicoré G. — Strahl-Läppen. Schriftenreihe Feinbearbeitung, Das Industrieblatt 1955
3. Finnie I. — The mechanism of erosion of ductile metals
4. Kaczmarek J., Sikora J., Czyżewicz Cz. — Obróbka strumieniowo-ścierna, WNT — 1963.
5. Kaczmarek J. — Zagadnienia ekonomicznej trwałości ścierniwa w obróbce ultradźwiękowej i strumieniowo-ścierniej, Prace IOS nr 25/63
6. Liquid Honing — Prospekt — Eppler Vapor Blast
7. Sysojew W. I. — Osnovy riezanija mietalłow i riezuszczij instrument, Maszgziz 1962
8. Zieler W. — Einsatzmöglichkeiten des Strahlverfahrens und Auswahl der geeigneten Strahlmittel, Metalloberfläche, nr 1÷4/1963.

655.71

Projekt lotniska dalekiego zasięgu w rejonie m. Warszawy

Światowy rozwój lotnictwa komunikacyjnego, a szczególnie gwałtowny rozwój transportu lotniczego dalekosiędnego, dyktuje potrzebę budowy nowych lotnisk o odpowiednich dla takiego transportu parametrach. Tendencje te przejawiają się wyraźnie zarówno na Zachodzie, jak na przykład budowa czy rozbudowa lotnisk w Paryżu, Wiedniu lub w Amsterdamie, jak i w krajach socjalistycznych — budowa czy rozbudowa lotnisk Moskwy czy Pragi.

Biorąc to pod uwagę w Katedrze Budowy Lotnisk Politechniki Warszawskiej opracowano w 1964 roku, jako pracę dyplomową, projekt koncepcyjny lotniska komunikacyjnego dla lotów transoceanicznych.

Praca ta składa się z trzech części, z których:

— pierwsza, mająca charakter studialny, obejmuje w pierwszym rzędzie takie zagadnienia, jak przeznaczenie i program lotniska, termin jego realizacji, klasę lotniska i przewidziany typ samolotu jako obliczeniowy statek powietrzny, lotnisko dalekiego zasięgu — a lotnisko Warszawa - Okęcie,

— druga, stanowiąca właściwy projekt koncepcyjny, obejmuje między innymi wybór terenu pod lotnisko, schemat usytuowania lotniska, plan generalny lotniska,

— trzecia zawiera pewne wybrane zagadnienia, które zostały opracowane w fazie projektu wstępnego, a mianowicie plan sytuacyjno-wysokościowy pasa startowego, obliczenia grubości nawierzchni, odwodnienie, przejście tunelowe pod płytą przeddworcową.

Przeznaczenie i program lotniska

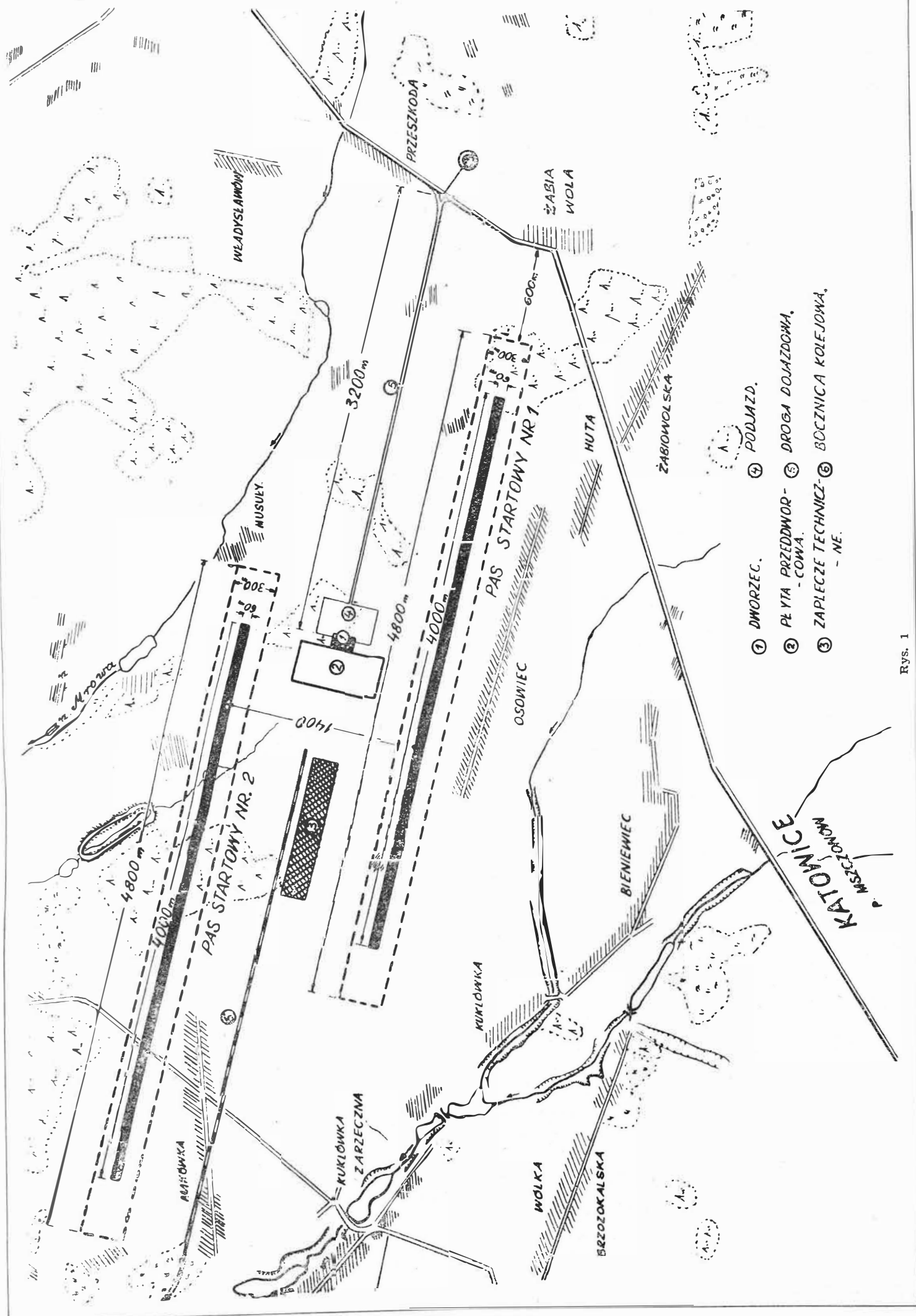
W oparciu o analizę tendencji rozwojowych transportu lotniczego w Polsce przyjęto następujące przesłanki:

— ruch lotniczy dalekiego zasięgu powinien być oddzielony od ruchu bliskiego i średniego zasięgu,

— dla potrzeb krajowych wystarczy jedno lotnisko dalekiego zasięgu, gdyż zakres jego wpływu obejmuje cały kraj,

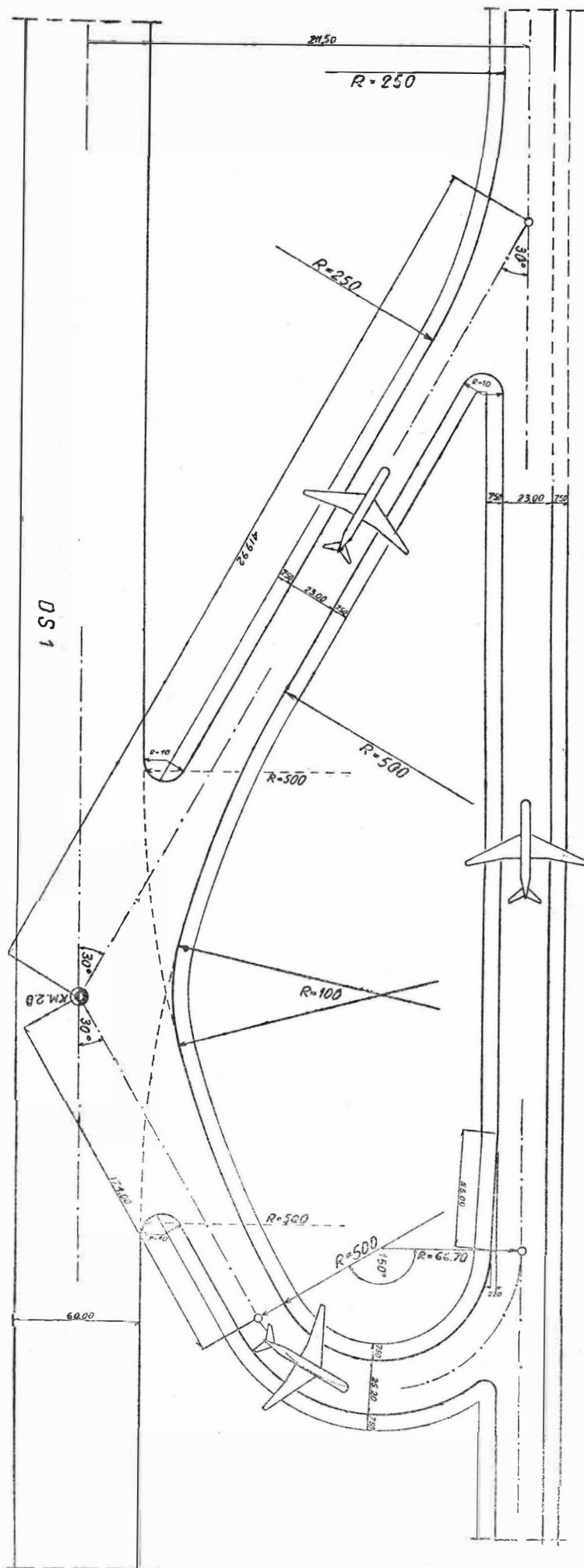
— lotnisko to powinno być położone w pobliżu Warszawy z uwagi na to, że Warszawa — jako stolica — jest najważniejszym centrum administracyjno-gospodarczym kraju.

Przy ustalaniu programu lotniska za materiał wyjściowy przyjęto „Program transportu lotniczego w latach 1961—1980” — opracowanie PLL „Lot” z 1959 roku. W opracowaniu tym przewidziano w roku 1980 przewóz na liniach zagranicznych 780 000 pasażerów. Biorąc pod uwagę prze-



- ① DWORZEC.
- ② PŁYTA PRZEDMOR -
-COWA.
- ③ ZAPLECZE TECHNICZNE
- NE.
- ④ PODJAZD.
- ⑤ DROGA DOJAZDOWA.
- ⑥ BOCZNICA KOLEJOWA.

Rys. 1



Rys. 2

widywane przez ICAO (Międzynarodowa Organizacja Lotnictwa Cywilnego) tempo wzrostu przewozów w skali światowej — w projekcie przyjęto przewozy na liniach zagranicznych w roku 1980 w wysokości 920 000 pasażerów, w tym na liniach dalekiego zasięgu 330 000 pasażerów.

Z uwagi na to, że ewentualną realizację lotniska przewidziano na następny plan perspektywiczny, należało założyć wielkość przewozów na okres dalszy, aż do 2000 roku. Na rok 2000 przyjęto 900 000 pasażerów w ruchu zagranicznym dalekiego zasięgu. Wskaźniki wzrostu przewozów pasażerskich w ruchu zagranicznym kształtowałyby się w poszczególnych dziesięcioleciach następująco: 1970/1960 — 430%, 1980/1970 — 300%, 1990/1980 — 200%, 2000/1990 — 135%.

Poza pasażerami, którzy mają być przewożeni przez PLL „Lot”, przyjęto 700 000 pasażerów, którzy zostaliby przewiezieni przez obce towarzystwa lotnicze — stąd roczna przepustowość lotniska powinna w roku 2000 wynosić 1 600 000 pasażerów.

Wychodząc z tych założeń przyjęto ruch w szczytowej godzinie 850 pasażerów, a zakładając przeciętne załadowanie samolotu 75 pasażerów — otrzymano 12 operacji w godzinie szczytu, a 70 operacji dziennie.

Termin realizacji lotniska

Propozycja terminu realizacji wyszła z analizy dwóch czynników:

- 1) terminu osiągnięcia granicznej przepustowości lotniska Okęcie,
- 2) terminu wprowadzenia do eksploatacji samolotów naddźwiękowych, których osiągi nie pozwolą na start i lądowanie z lotniska Okęcie.

Założony wzrost ruchu daje na lotnisku Okęcie w roku 1985, 40 operacji w godzinie szczytu (ruch krajowy oraz zagraniczny średniego i dalekiego zasięgu), co należałoby uznać za przepustowość graniczną.

Prawie wszystkie obecnie używane na świecie samoloty (w transporcie cywilnym) mogą być przyjmowane na lotnisku Okęcie, (niektóre przy ograniczonej ciężarze do startu — a więc ograniczonym zasięgu), jest natomiast bardzo wątpliwe, aby samoloty naddźwiękowe tego typu co Concorde, mogły być — ze względu na znaczną uciążliwość dla otoczenia — na tym lotnisku przyjmowane.

Pierwszy samolot naddźwiękowy ma być wprowadzony do eksploatacji handlowej w roku 1970. Przyjmując 15-letni okres pomiędzy wprowadzeniem pierwszych samolotów naddźwiękowych do eksploatacji handlowej, a wprowadzenie tych samolotów na linię z i do Warszawy dochodzi się również do roku 1985, który przyjęto jako termin otwarcia lotniska.

Klasa lotniska i przewidziany typ samolotu jako obliczeniowy statek powietrzny

Założono, że lotnisko ma przyjmować największe obecnie w komunikacji lotniczej używane samoloty poddźwiękowe oraz przewidywane już obecnie do użytku samoloty naddźwiękowe. Parametry lotniska powinny odpowiadać klasie „S” według projektu przepisów opracowanych przez Departament Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji.

Z samolotów obecnie używanych wzięto pod uwagę: TU-114, Il-62, Boeing 707-320, DC8-52 i VC-10; z samolotów zaś będących w konstrukcji czy w trakcie projektowania — francusko-angielski Concorde i amerykański o symbolu SCAT.

Jako podstawową długość drogi startowej przyjęto 3300 m.

Lotnisko dalekiego zasięgu a lotnisko Okęcie

Projekt zakłada i analizuje potrzebę istnienia dwóch lotnisk komunikacyjnych w rejonie Warszawy: lotniska Okęcie dla ruchu międzynarodowego średniego zasięgu i dla ruchu międzynarodowego dalekiego zasięgu. Ponadto projekt zakłada celowość i potrzebę współpracy lotniska Okęcie z nowym lotniskiem, zarówno pod względem techniczno-ruchowym, jak i handlowo-przewozowym.

Wybór terenu pod lotnisko

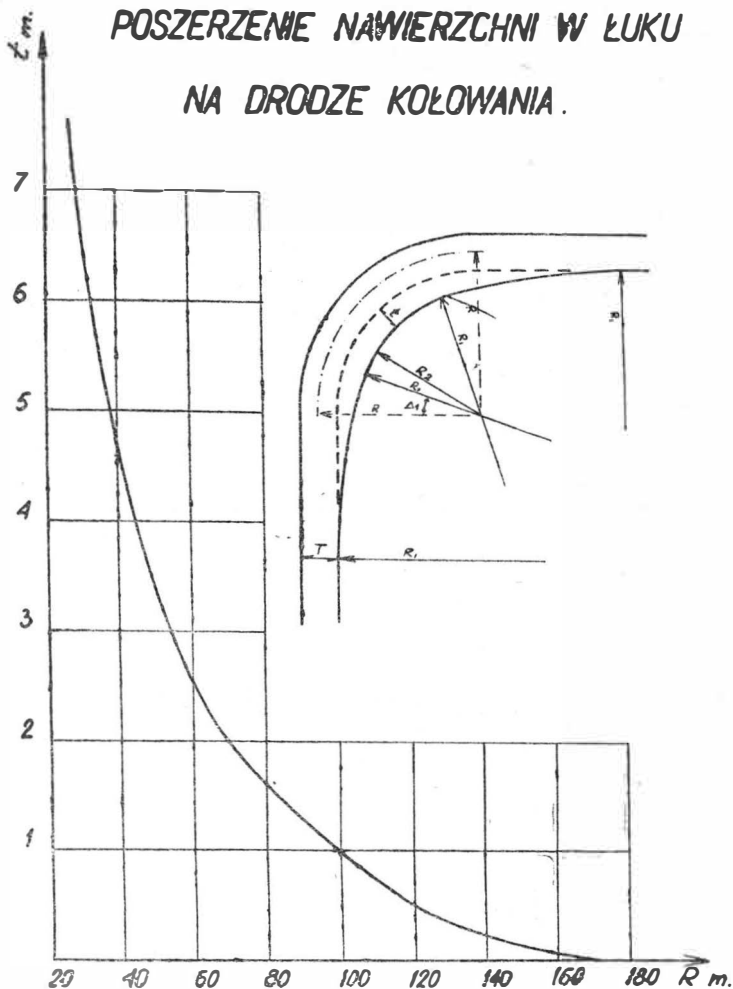
Założono, że dla tego typu lotniska odległość od centrum Warszawy powinna się mieścić w granicach od 20—40 km.

Biorąc pod uwagę warunki atmosferyczne oraz główne kierunki odlotów i kolizje z istniejącymi lotniskami — wskazano tereny położone na zachód i na wschód od miasta.

Na północ od Warszawy wytybowano dwa tereny: teren w rejonie Modlina oraz teren położony na północny wschód od Wołomina.

POSZERZENIE NAWIERZCHNI W ŁUKU

NA DRODZE KOŁOWANIA.



Rys. 3

Na południe od Warszawy wytypowano trzy tereny: na południowy wschód od Grodziska, na południowy zachód od Piaseczna i na południe od Otwocka.

Rozpatrywane lokalizacje poddano analizie, biorąc pod uwagę:

- sytuację w ruchu lotniczym,
- odległość i dojazd do centrum Warszawy,
- uciążliwość dla otoczenia,
- stan zainwestowania i zakres ewentualnych zaburzeń,
- połączenia kolejowe.

W wyniku przeprowadzonej analizy porównawczej wybrano do dalszego projektowania teren na południe od Grodziska. Teren ten jest położony w pobliżu szosy Warszawa — Katowice, w odległości 31 km od centrum Warszawy.

Schemat usytuowania lotniska

Przy ustalaniu schematu usytuowania lotniska przyjęto następujące założenia:

- nie zachodzi potrzeba budowy pomocniczej drogi startowej w innym kierunku niż główna droga startowa, gdyż lotnisko ma być eksploatowane wyłącznie przez ciężkie samoloty turboodrzutowe,
- chociaż przyjęty ruch w r. 2000 nie wykazał konieczności budowy równoległej drogi startowej, za-

klada się, że w dalszej perspektywie taka droga będzie budowana,

— równoległe drogi startowe powinny być tak zaprojektowane, żeby możliwa była równoczesna ich eksploatacja w warunkach złej widzialności,

— jedna droga startowa ma służyć w zasadzie do startów, druga w zasadzie — do lądowań.

Biorąc pod uwagę powyższe przesłanki oraz ukształtowanie wybranego terenu uznano za najkorzystniejszy układ bagietowy z wysuniętymi drogami startowymi — północna na zachód, południowa na wschód (rys. 1).

Opierając się na doświadczeniach przeprowadzonych na lotniskach w USA i Niemczech Zachodnich przyjęto rozstaw pomiędzy równoległymi drogami startowymi 1400 m. Rozstaw ten w pełni zabezpiecza starty z jednej drogi — a lądowania na drugiej, o ile drogi nie byłyby nawet przesunięte wzdłuż osi. Przy zastosowaniu odpowiedniego przesunięcia w systemie bagietowym zabezpiecza on również jednoczesne lądowania.

Przy ustalaniu przesunięcia drogi startowej wzdłuż osi opierano się na następujących przesłankach:

- droga startowa nr 2 będzie wybudowana nie wcześniej niż 20—30 lat po uruchomieniu lotniska,
- droga startowa nr 1 będzie posiadała jedno podejście precyzyjne (wschodnie),
- dopuszczalna prędkość wiatru tylnego przy startach i lądowaniach ciężkich samolotów turboodrzutowych — 5 m na sekundę,
- około 20% startów i lądowań będzie się odbywać w warunkach złej widoczności,
- większość samolotów, które mają eksploatować lotnisko schodzi przy lądowaniu z drogi startowej w odległości 2000 m od progów.

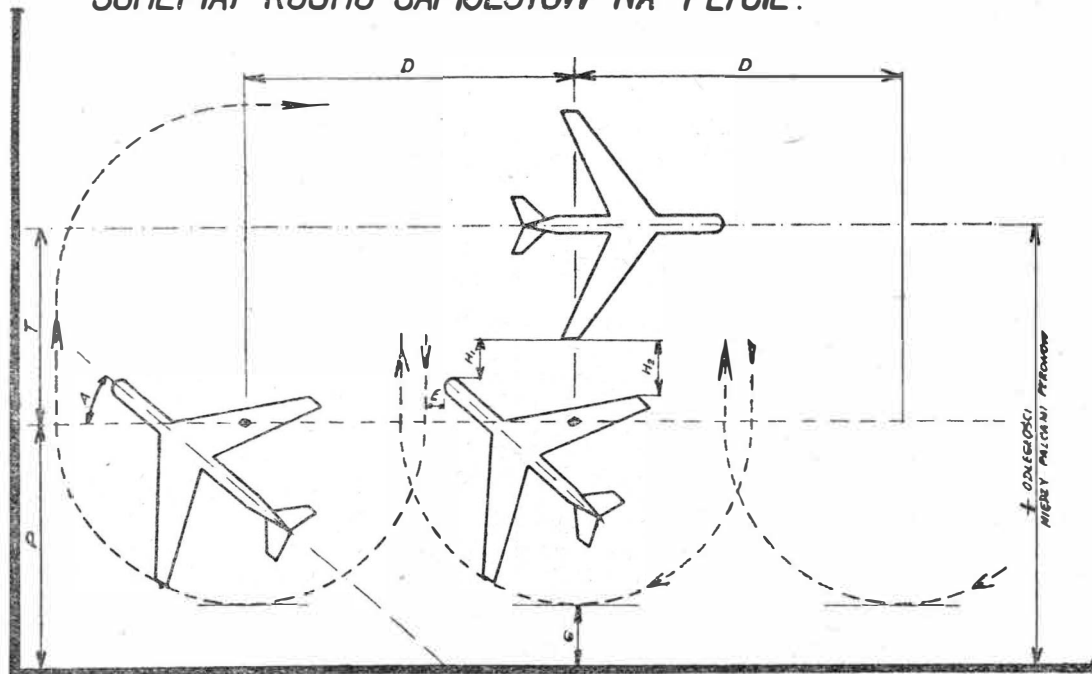
Biorąc pod uwagę ilości lądowań i startów w kierunku wschód-zachód oraz odwrotnie (w zależności od prędkości wiatru) i najkrótsze przebiegi samolotów na lotnisku oraz przesłanki podane wyżej — ustalono, że przesunięcie dróg startowych po osi powinno być takie, żeby płyta przeddworcowa znajdowała się w połowie drogi startowej nr 1 i około 200 m od wschodniego końca drogi startowej nr 2.

Rozplanowanie lotniska dokonano w skali 1 : 10 000, a niektóre szczegóły, jak płyta przeddworcowa, zejścia z drogi startowej, łuki na drogach kołowania — w skali odpowiednio większej.

Plan generalny lotniska

Plan generalny lotniska został opracowany w dwóch wariantach:

SCHEMAT RUCHU SAMOŁOTÓW NA PŁYCE.



Rys. 4

— wariant „A” — zabudowania portowe znajdują się po wchodniej stronie lotniska, a zaplecze techniczne po zachodniej,

— wariant „B” — zabudowania portowe i zaplecze techniczne znajdują się po wchodniej stronie lotniska.

Do ostatecznego rozpracowania wybrano wariant „A”, który dawał znacznie większą swobodę przy usytuowaniu zabudowy lotniskowej.

Drogi i pasy startowe

Przy ustalaniu długości drogi startowej i pasa startowego przyjęto, że:

a) długość drogi startowej jest największa z trzech wartości:

— długości lądowania,

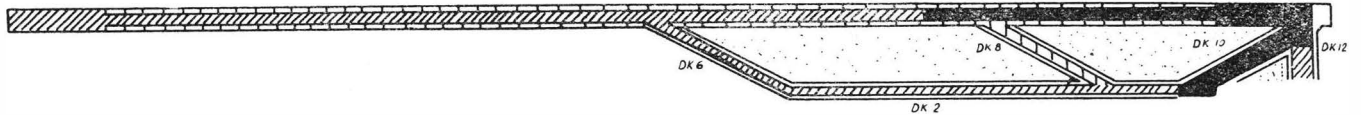
Biorąc pod uwagę, że droga startowa nr 2 będzie służyła w zasadzie tylko do startów, zaproponowano zmniejszenie jej szerokości do 45 m; droga startowa nr 1, która w pierwszym okresie ma służyć do startów i lądowań, a w drugim okresie (po roku 2000) w zasadzie do lądowań — ma mieć szerokość 60 m.

Drogi kołowania

Zejscia z drogi startowej zaprojektowano jako drogi kołowania szybkiego zejścia przy założeniu, że prędkość, przy której kołujący samolot schodzi z drogi startowej wynosi 90 km/h.

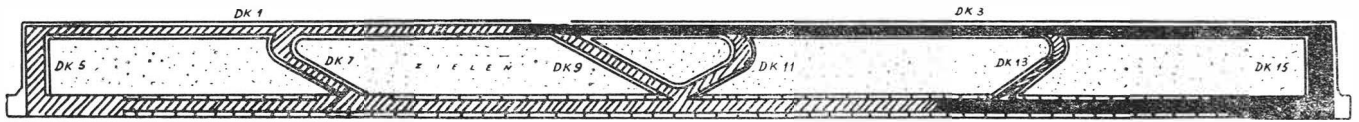
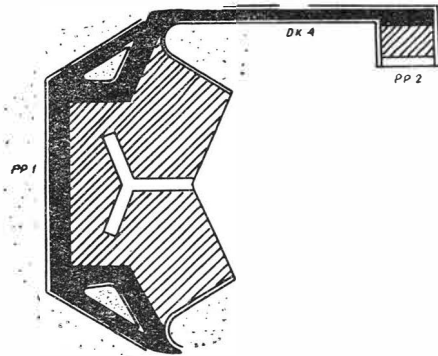
Projektowane łuki i ewentualne poszerzenia obliczono za pomocą wykresów sporządzonych na podstawie zależności podanych w podręczniku Horonjeffa „The planning

DS 1



SCHEMAT UKŁADU NAWIERZCHNI wg GRUBOSCII

OBciążENIE - GRUBOSC NAWIERZCHNI BĘTONOWEJ		JEDNOWARSTWOWA - DWUWARSTWOWA	
	A 110 T	45 cm	30 + 22 + 52 cm
	B 17-95 T	40 cm	25 + 22 + 47 cm
	C 56 T	30 cm	/
	D 100C2A	10 cm	/



DS 2

Rys. 5

— długości rozbiegu do startu w przypadku wydłużonego startu,

— długości przerwanoego startu,

b) długość pasa startowego jest uzależniona od:

— wymienionych wyżej elementów + zabezpieczenia podłużne,

— długości wydłużonego startu.

Drogę startową zaprojektowano jako klasyczną, to znaczy przy założeniu, że długość przerwanoego startu jest równa długości wydłużonego startu.

Podstawową długość drogi startowej obliczono teoretycznie metodą profesora Allarde, opierając się o osiągi samolotów TU-114 i IŁ-62 oraz w oparciu o diagramy opracowane dla samolotu Boeing 707-320, DC-8 i VC-10 (samoloty naddźwiękowe, zgodnie z zaleceniami ICAO nie powinny mieć większych wymagań w zakresie długości startu i lądowania niż obecnie używane w transporcie lotniczym najcięższe samoloty poddźwiękowe turboodrzutowe).

Rzeczywistą długość drogi startowej obliczono w oparciu o zalecenia Komisji Transportu RWPG, gdyż przepisy te są znacznie ostrzejsze od przepisów ICAO; rzeczywistą długość drogi startowej ustalono na 4000 m.

Zabezpieczenia podłużne, stanowiące zabezpieczenia przy wydłużonym starcie, zastosowano również zgodnie z przepisami RWPG — 2 × 400 m; stąd długość pasa startowego 4800 m.

and the design of airport's” i założonych prędkości kołowania na poszczególnych odcinkach dróg kołowania (drogi szybkiego zejścia i poszerzenia na łukach przedstawiają rysunki 2 i 3).

Płyta przeddworcowa

Projekt płyty opracowano w dwóch wersjach rozmieszczenia samolotu:

— wzdłuż specjalnych krytych korytarzy służących dla dojścia pasażerów (system palcowy),

— wokół wyjść na płytę (satelitarny).

Po przeanalizowaniu zalet i wad każdego systemu rozmieszczenia samolotów na płycie przyjęto schemat palcowy, który wydaje się tańszy i dogodniejszy dla pasażerów.

Liczbę stanowisk na płycie ustalono wychodząc — z założonego ruchu oraz — z przepustowości dróg startowych.

Wielkość jednego stanowiska obliczono w oparciu o analizę ruchu samolotu na płycie przeprowadzonej przez Horonjeffa dla samolotu Boeing 707-320 (rys. 4) z tym, że przyjęto samolot o większej rozpiętości skrzydeł i długości kadłuba.

Zabudowa lotniskowa

Wielkość zabudowy portowej oraz podjazdy i parking zaprojektowano w oparciu o wskaźniki niektórych lotnisk

europjskich, natomiast program zaplecza technicznego oparto na cyklach napraw samolotów lub na doświadczeniu z lotniska Okęcie.

Nawierzchnie

Na podstawie szczegółowej analizy ruchu ustalono rozkład obciążeń wzdłuż i w poprzek dróg startowych oraz na poszczególnych odcinkach dróg kołowania i płytach wydzielono strefy silnego, średniego i słabego ruchu (rys. 5). Obciążenie strefy silnego ruchu przyjęto w wysokości 110 ton na goleń czterookołową; na niektórych partiach betonu obciążenie zmniejszono do 95 ton na goleń, 77 ton na goleń i 56 ton na goleń.

Nawierzchnię zaprojektowano betonową na podłożu stabilizowanym cementem. Grubość nawierzchni dla obciążenia 110 ton na goleń obliczono metodą Westergaarda według powierzchni wpływu momentu zginającego. Pozostałe grubości nawierzchni obliczono wskaźnikowo opierając się na wykreślonych metodach obliczania grubości nawierzchni.

Nawierzchnie, z uwagi na ich grubość, zamieniono na dwuwarstwowe; górna warstwa łączona na dyble.

Naprężenia dopuszczalne przyjęto: przy $R_w = 400 \text{ kG/cm}^2$, $R_r = 50 \text{ kG/cm}^2$, $\Sigma_{dop.} = 30 \text{ kG/cm}^2$.

Dla 110 ton na goleń grubość nawierzchni jednowarstwowej wyniosła 45 cm, a po zamienieniu jej na dwuwarstwową — górna warstwa 2 cm, a dolna 30 cm.

Odwodnienie

Odwodnienie liczone opierając się na metodzie amerykańskiej FAA, gdzie wydatek spływu jest zależny od natężeń deszczu mierzonych w mm na godz. — różnych dla różnego czasu trwania deszczu.

Ścieki zaprojektowano, wzorując się na lotnisku Orly, kryte o własnym spadku wyżłobionym w ścieku o przekroju kolistym.

Autorami projektu są:

— mgr inż. Roman Baranowicz z Okręgowego Biura Projektów Budownictwa Ministerstwa Obrony Narodowej,

— mgr inż. Jan Smoleński z Departamentu Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji, Pracą kierował:

— doc. dr inż. Zdzisław Łopatek z Katedry Budowy Lotnisk Politechniki Warszawskiej.

Mgr inż. TADEUSZ RAJPERT
SITK Warszawa

534.83

Zwalczanie hałasu wywołanego przez strumienie gazu spalinowego

Cz. I

1. Wstęp

Hałas wywołany przez spaliny wypływające z dysz silników samolotów odrzutowych omówiono w pracy zamieszczonej w Technice Lotniczej nr 10, 11 i 12/64 (Hałas wywołany strumieniem gazów spalinowych). Z pracy tej wynika, że hałas wywołany przez strumienie gazu spalinowego charakteryzuje się dużymi natężeniami. Z uwagi na duże natężenie oraz ujemny wpływ hałasu wywołanego przez gazy spalinowe na pracę w portach lotniczych oraz na najbliższe otoczenie portów lotniczych musi on być zwalczany przy pomocy:

- odpowiednich urządzeń i rozwiązań konstrukcyjnych stosowanych bezpośrednio na samolocie lub w czasie eksploatacji samolotu w porcie lotniczym,
- stosowania właściwych metod ruchowo-eksploatacyjnych w czasie przebywania samolotu z pracującymi silnikami w porcie lotniczym, w czasie kołowania, przygotowania przedstartowego, startu, lądowania itp.,
- wznoszenia w portach lotniczych właściwie wykonanych oraz zlokalizowanych konstrukcji budowlanych.

Hałas powstający w granicach portów lotniczych wywołany przez strumienie gazu spalinowego, z uwagi na jego oddziaływanie, należy podzielić na dwie zasadnicze grupy:

- hałas zewnętrzny, oddziałujący przede wszystkim na personel zatrudniony przy obsłudze naziemnej samolotów i pasażerów, pracujący na otwartym powietrzu, a szczególnie w bezpośrednim sąsiedztwie samolotów, który jest przyczyną powstawania trwałej lub czasowej głuchoty wspomnianego personelu,
- hałas wewnętrzny, występujący wewnątrz budynków zlokalizowanych w portach lotniczych, przeszkadzający w wykonywaniu obowiązków służbowych personelowi naziemnemu zatrudnionemu w tych budynkach oraz w prowadzeniu rozmów bezpośrednich, telefonicznych, radiowych itp.

Zagadnienia oddziaływania hałasu z punktu widzenia fizjologicznego w sposób dostatecznie wyczerpujący omówiono w artykule „Pomiar oraz analiza hałasu i drgań” opublikowanym w Technice Lotniczej nr 4/63 (str. 119—127) nr 9/63 (str. 242—247) i 12/63 (str. 350—354). Z uwagi jednak na bardzo dużą wagę zagadnień fizjologicznych w dzie-

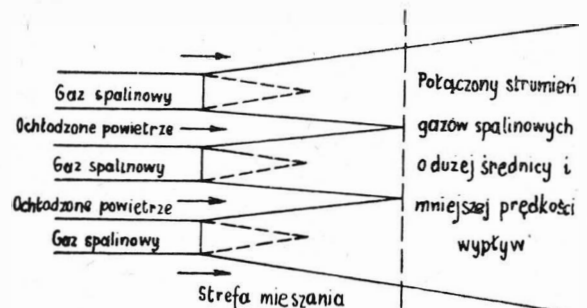
dzinie hałasów poniżej zwrócono uwagę na pewne bardzo istotne problemy.

Konferencja zwalczania hałasów komunikacyjnych, która odbyła się w grudniu 1961 roku w München zaleciła przyjmowanie we wszystkich rozważaniach trzech następujących zakresów oddziaływania hałasu:

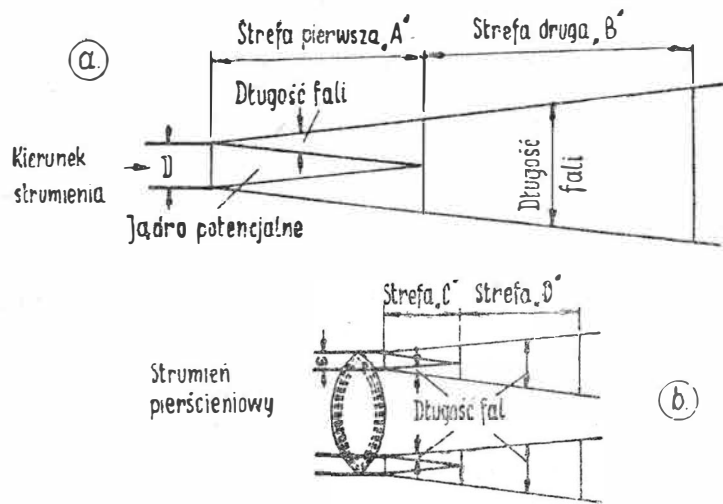
- hałas o głośności 30—60 fonów, wywołujący rozstrój nerwowy i reakcje psychiczne,
- hałas o głośności 60—90 fonów, wywołujący reakcję wegetatywną systemu nerwowego i
- hałas o głośności 90—120 fonów, wywołujący uszkodzenie słuchu.

Znane są wypadki porażenia słuchu już przy głośności 90 fonów. Długotrwałe oddziaływanie na organizm ludzki hałasów o natężeniu 90—100 dB przy częstotliwości 1000 Hz i 85 dB przy częstotliwości do 8000 Hz w chwili obecnej praktycznie uważa się jako hałasy urazowe. Meister na podstawie przeprowadzonych prac badawczych ustalił, że przy 80 dB, a nawet w niektórych wypadkach już przy 76 dB obserwuje się oddziaływanie hałasu na psychikę ludzką. Stwierdzono również, że pod wpływem oddziaływania hałasu o głośności 60—70 fonów następuje zwężenie naczyń krwionośnych, w wyniku czego obserwujemy gwałtowne zmęczenie, często prowadzące do obniżenia uwagi.

Należy stwierdzić, że hałas — nawet o najmniejszej głośności — przy długotrwałym oddziaływaniu w bardzo lic-



Rys. 1. Schemat mieszania się gazu spalinowego z otaczającym powietrzem przy wypływie z dyszy zakończonej tłumikiem wielorurkowym (patrz rys. 2a)



Rys. 2. Schemat mieszania się gazu spalinowego z otaczającym powietrzem przy wypływie; a — z dyszy o okrągłym przekroju poprzecznym, b — z dyszy pierścieniowej (patrz rys. 1)

nych wypadkach wywołuje w organizmie ludzkim szkodliwe oddziaływanie, powodując rozszerzenie źrenic, zmiany w krwioobiegu, zmęczenie, mdłości, duszności itp.

Poziom natężenia hałasu występującego w portach lotniczych w zasadzie nie jest niższy od 100 dB (nawet przy stosowaniu środków tłumiących hałasy). Uwzględniwszy ten fakt w świetle wyżej przytoczonych danych należy z całą surowością podkreślić wagę problemu hałasu i walki z nim na terenie portów lotniczych.

Rozpatrując pracę portów lotniczych trzeba zauważyć, że przez porty lotnicze, w zależności od ich wielkości, położenia i przeznaczenia przewijają się duże ilości pasażerów, osiągające w niektórych wypadkach nawet liczbę kilku milionów osób w skali rocznej. Przewożeni pasażerowie przebywają w porcie lotniczym ograniczoną ilość czasu (w zasadzie w budynku dworca lotniczego) i są narażeni na oddziaływanie hałasu w nieznanym stopniu. Uwzględniając coraz dalej idący komfort obsługi naziemnej pasażerów w portach lotniczych (z budynku dworca lotniczego na pokład statku powietrznego i odwrotnie we wszystkich nowszych rozwiązaniach portów lotniczych pasażerowie dostają się przez specjalne odrostki systemu palczastego, ruchome przejścia kryte, tunele lub kombinacje tych urządzeń — szczególnie patrz Technika Lotnicza nr 9/62, str. 269—276), jak również daleko posunięty komfort samego przewozu przy pomocy współczesnych statków powietrznych, można z całą świadomością stwierdzić, że oddziaływanie hałasu lotniczego na pasażera nie jest wcale groźne, a zwłaszcza kiedy pasażer odbywa jedną względnie dwie podróże lotnicze w ciągu roku. Głównymi ofiarami hałasu lotniczego są pracownicy obsługi naziemnej w portach lotniczych (a szczególnie ci, których praca wymaga spokoju,

dużego skupienia, wyłączenia uwagi i dużej precyzji w wykonywaniu czynności), załogi statków powietrznych i mieszkańcy terenów przylegających.

Istotne w tej sprawie jest również to, że przeważnie większość pracowników portów lotniczych zamieszkuje w ich najbliższym sąsiedztwie. Środki i sposoby zwalczania hałasu w portach lotniczych powinny być wycelowane przede wszystkim na zmniejszenie oddziaływania hałasu na pracowników zatrudnionych w tych portach, jak również na zmniejszenie oddziaływania hałasu na zakłady pracy, instytucje, ośrodki administracyjne, naukowe i inne oraz mieszkańców stref przylegających, przy równoczesnym zapewnieniu komfortu dla pasażerów.

Należy pamiętać również o tym, że hałasy w bardzo poważnym stopniu przeszkadzają w pracy umysłowej, rozpraszają uwagę i tym samym obniżają zdolność do pracy oraz stwarzają przesłanki do nieszczęśliwych wypadków.

Rozpatrując sposoby i środki zwalczania hałasu wywołanego przez strumienie gazu spalinowego wypływającego z dysz samolotów odrzutowych podzielono je na dwie zasadnicze grupy:

- zwalczanie hałasu w źródle jego powstawania, tj. na samolocie,
- zwalczanie hałasu poza źródłem jego powstawania, tj. na lotnisku i w jego sąsiedztwie.

Przy rozważaniu urządzeń i konstrukcji wyciszających hałasy należy oceniać ich efektywność działania, wychodząc z określenia uzyskiwanego przy pomocy tych urządzeń stopnia zmniejszenia fizjologicznego odczucia głośności wyciszanego hałasu.

2. Zwalczanie hałasu w źródle jego powstawania

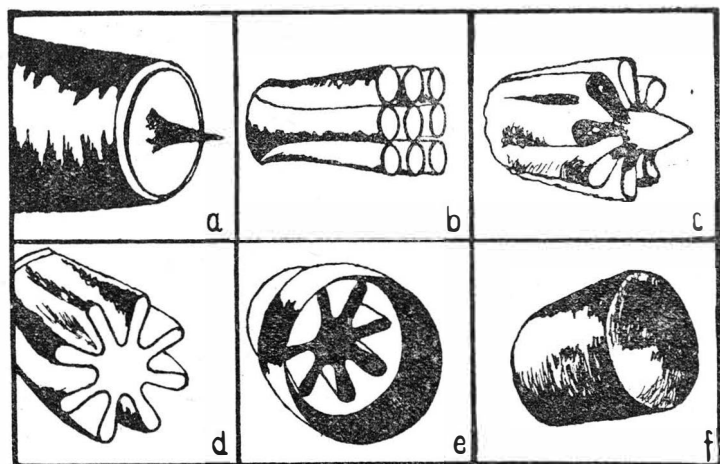
Zwalczanie hałasu w źródle jego powstawania sprowadza się przede wszystkim do wyciszania hałasu wywołanego przez strumień gazu spalinowego. Należy to do bardzo poważnych i trudnych zadań. Sposoby i środki zwalczania hałasu w źródle jego powstawania będą ograniczane dla samolotów o różnych odmianach napędu odrzutowego przede wszystkim do stosowania odpowiednich urządzeń zapobiegawczych, montowanych na silnikach lub do konstruowania nowych silników, odpowiadających wymaganiom wyciszania hałasu.

Prowadzone prace naukowo-badawcze przez producentów samolotów wojskowych i komunikacyjnych wykazują, że obniżenie hałasu wywołanego przez silniki samolotów odrzutowych można osiągnąć przez:

- zmniejszenie prędkości strumienia gazu spalinowego wypływającego z dyszy wylotowej,
- zmianę pasma widma częstotliwości drgań,
- podwyższenie stopnia wymiany energetycznej pomiędzy strumieniem wypływającego gazu spalinowego i otaczającym powietrzem.

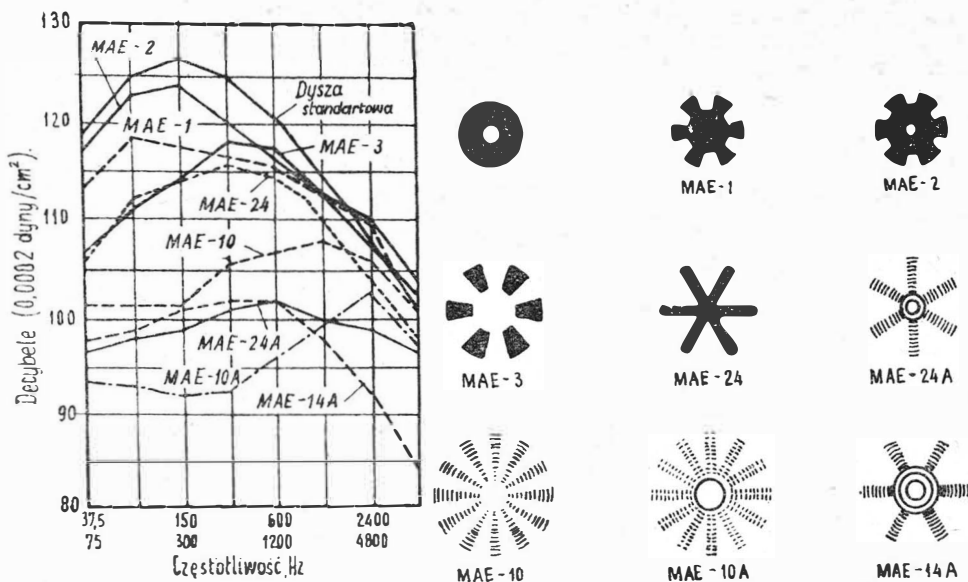
Najczęściej stosowanymi urządzeniami do zwalczania hałasu w źródle jego powstawania, spełniającymi równocześnie wyżej przytoczone warunki, są samolotowe tłumiki hałasu o różnorodnej konstrukcji. W celu uzyskania radykalnych osiągnięć w wyciszeniu hałasu należy przede wszystkim zmniejszyć prędkość gazu spalinowego, jednakże to wiąże się ze zmniejszeniem ciągu silnika, co jest zjawiskiem bardzo niepożądanym, a zwłaszcza w lotnictwie wojskowym.

Konstrukcja najczęściej stosowanych obecnie samolotowych tłumików hałasu polega na zastosowaniu zamiast jednej dyszy wylotowej, kilku dysz z mniejszymi otworami wylotowymi niż otwór w jednej dyszy dużej. Dzięki zastosowaniu takiego rozwiązania uzyskuje się rozbitcie strumienia spalin, wydostającego się z dotychczasowej dyszy uważanej za standardową, na kilka strumieni w celu przesunięcia maksimum widma akustycznego hałasu w obszar bardziej wysokich częstotliwości. Na rys. 1 przedstawiono schematycznie proces mieszania się gazu spalinowego z otaczającym ośrodkiem dla dyszy z zakończeniem wielorurkowym. Ze schematu tego można wydzielić dwie strefy mieszania się spalin z otaczającym ośrodkiem. Istniejące w strefie pierwszej pojedyncze strumienie gazów tworzą w strefie drugiej strumień wypadkowy z mniejszą prędkością początkową wypływu. Dlatego też strefie drugiej odpowiada widmo hałasów charakterystyczne dla strumienia gazu spalinowego o mniejszych prędkościach wypływu. Hałas powstający w strefie pierwszej posiada wysokie częstotliwości oraz większe intensywności niż hałas wysokoczęstotliwy strumienia wypływającego z normalnej, pojedynczej dyszy odrzutowej, ponieważ długość odcinków



Rys. 3. Szkice różnorodnych konstrukcji zakończeń dysz wylotowych silników odrzutowych (samolotowych tłumików hałasu); a — standardowe z ejektorem, b — rurowe (9 rur), c — ośmiolistkowe ze specjalnym elementem osiowym, d — ośmiolistkowe, e — ośmiolistkowe z ejektorem, f — standardowe

Rys. 4. Rezultaty badań serii modeli różnych typów zakończeń dysz wylotowych (tłumików hałasu). Porównania intensywności hałasu poszczególnych zakończeń dysz wylotowych (tłumików hałasu) dokonano dla warunków pracy silnika odpowiadających startowi samolotu w odległości równej 104 średnicom dyszy standardowej (8,6 m) na promieniu biegunowym pod kątem 45° do osi strumienia



granicznych obszaru mieszania w wypadku pierwszym jest większa niż w drugim. Zmniejszenie poziomu hałasu w strefie drugiej kompensuje się zwiększeniem hałasu o wysokich częstotliwościach w strefie pierwszej. Hałas wypadkowy zazwyczaj jest mniejszy przy niskiej częstotliwości i większy lub mniejszy przy wysokiej częstotliwości w zależności od poziomu hałasu wysokoczęstotliwego w strefie pierwszej i drugiej pierwotnego strumienia z okragłej dyszy wylotowej. Prowadzone badania przez firmy Boeing, Douglas oraz Rolls-Royce wykazały, że rozdzielenie strumienia gazu spalinowego na szereg strumieni i przesunięcie fal dźwiękowych na bardziej wysokie częstotliwości powoduje szybkie wytłumienie ich przez powietrze.

Z wyników badań wykonanych przez różne firmy i laboratoria specjalistyczne wynika, że zwiększenie ilości rur w samolotowym tłumiku wielorurowym powoduje zmniejszenie średniej prędkości wypływu gazu z dyszy. W wyniku tego obserwujemy zmniejszenie długości strefy pierwszej oraz obniżenie poziomu natężenia hałasu. Stwierdzono również, że zwiększenie ilości rur w tłumiku wielorurowym prowadzi do zmniejszenia poziomu intensywności hałasu o wysokich częstotliwościach niezależnie od znacznego zwiększenia długości zewnętrznej granicy obszaru mieszania turbulentnego.

Poniżej rozpatrzono mechanizm zmiany częstotliwości hałasu spowodowany zmianą kształtu strumienia. Wiadomo, że zjawisko turbulencji jest zjawiskiem przestrzennym i wielkość powstających w dowolnym punkcie wirów wiąże się z szerokością strefy mieszania. Długość powstających fal dźwiękowych, jak wynika z pracy „Hałas wywoływany strumieniem gazów spalinowych” — Technika Lotnicza nr 10—11 i 12/64 — może być w przybliżeniu określana szerokością strumienia spalinowego w dowolnym jego punkcie. Zgodnie ze schematem wypływu strumienia (rys. 2a) gazu spalinowego hałas o wysokich częstotliwościach, wzmocniany dużą prędkością wypływu gazu, powstaje w strefie pierwszej, nazywanej również strefą A, podczas gdy hałas o niskiej częstotliwości powstaje w strefie charakteryzującej się wielkowymiarowymi wirami, nazywanej strefą drugą lub strefą B. Gdyby bez zmiany powierzchni wypływającego strumienia zmieniono kształt dyszy wylotowej w taki sposób, aby strumień gazu spalinowego wydostał się z długich cienkich pierścieniowych lub płaskich szczelin, to wówczas hałas o wysokich częstotliwościach będzie powstawał w strefie C, natomiast hałas o niskich częstotliwościach w strefie D. Obie strefy (strefa C i D) przedstawiono na schemacie wypływu strumienia rys. 2b. Z rysunku tego nietrudno zauważyć, że częstotliwość powstającego hałasu zwiększy się proporcjonalnie do stosunku z początkowej średnicy D i szerokości strumienia.

Pomiary hałasu, dokonane na granicy rozdzielającej strumień wypływających gazów od otaczającego ośrodka (powietrza) wykazują, że intensywność hałasu o niskich częstotliwościach powstających przy wypływie z dysz o zakończeniu szczelinowym znacznie zmniejsza się. Dlatego też w dyszach, dla których wywoływany przez wypływający strumień hałas charakteryzuje się największą inten-

sywnością w pasmach o niskich częstotliwościach, znaczne zmniejszenie hałasu może być osiągnięte w drodze takiej właśnie zmiany kształtu wypływającego strumienia, ażeby częstotliwość hałasu była zwiększona o dwie lub więcej oktaw. Należy podkreślić, że zmniejszenie hałasu bezpośrednio wiąże się z szerokością szczelin.

Bardzo wąskie szczeliny mogą spowodować zmniejszenie poziomu hałasu przekraczające 16 dB w porównaniu ze standardowymi dyszami (o przekroju okrągłym) przy takim samym ciągu i prędkości wypływu.

Poruszony sposób zmniejszenia hałasu o niskich częstotliwościach utrudnia problem zmniejszenia hałasu o wysokich częstotliwościach, z którymi jednak nie ma tak wielkiego kłopotu, gdyż te drugie są łatwo wytłumiane przez atmosferę.

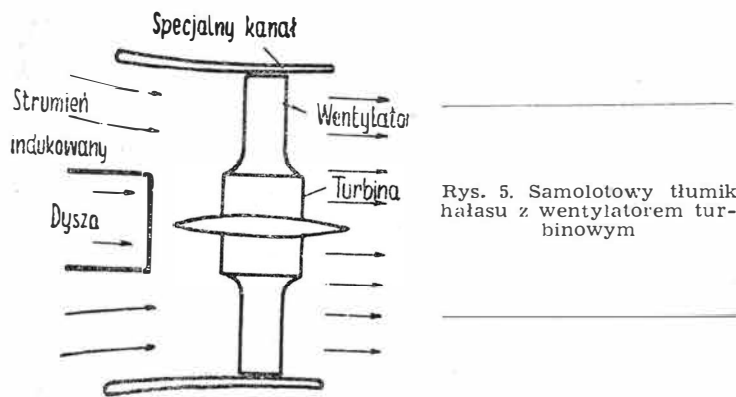
Na rys. 3 przedstawiono szkice różnych rozwiązań samolotowych tłumików hałasu, a na rys. 4 wyniki badań modeli tłumików hałasu różnych konstrukcji. Przedstawione tłumiki hałasu powodują wyciszenie hałasu w granicach 3—10 dB wyjątkowo do 12 dB oraz spadek ciągu w granicach 4—8%.

Oprócz przytoczonych rozwiązań samolotowych tłumików hałasu, uwidocznionych na rys. 3 i 4 były stosowane inne rozwiązania, jak np. tłumiki ejektorowe, siatkowe z blach perforowanych itp., omówione poniżej.

Stosunkowo dużo prac badawczych przeprowadzono z tłumikami ejektorowymi. Działanie tłumików wielorurowych polega na szybkim rozszerzeniu szeregu strumieni spalinowych wypływających z określonej ilości dysz, zastępujących dyszę standardową o przekroju okrągłym. Rozszerzenie wypływającego strumienia powoduje zmniejszenie prędkości jego wypływu, a zatem również i natężenia hałasu wywoływanego przez ten strumień. Podobny efekt wytłumienia hałasu można uzyskać przy pomocy systemów mechanicznych, powodujących zamiast rozszerzenia strumienia spalinowego — jego rozmycie. W tym celu stosowano tłumiki ejektorowe. Z tłumikami tego typu przeprowadziła szereg prac badawczych firma Douglas. Na podstawie tych prac ustalono, że zastosowanie tłumików z bardzo długimi ejektorami umożliwia istotne wyciszenie hałasu wywoływanego przez spaliny. Długość ejektora powinna być taka, by umożliwiła zmniejszenie prędkości wypływu gazu spalinowego zarówno w jądrze potencjalnym, jak i w pozostałych strefach do prędkości wyjścia spalin z dyszy ejektorowej. Z artykułu „Hałas wywoływany strumieniem gazów spalinowych” wiadomo, że powszechnie przyjmuje się długość jądra potencjalnego równą 4,5 średnic dyszy wylotowej. Długość efektywnego ejektora powinna być równa podanej długości jądra potencjalnego. Zastosowanie długich ejektorów w praktyce lotniczej jest niemożliwe, a przy stosowaniu mniejszych długości uzyskuje się zmniejszone efekty wyciszenia hałasu. Tak więc, np. przy długości ejektora równej trzem średnicom dyszy wylotowej obserwuje się nieznaczne obniżenie poziomu hałasu, z wyjątkiem hałasu o wysokich częstotliwościach, który jest dostatecznie ekranowany.

W pracach doświadczalnych ustalono, że przy długości ejektora równej pięciu średnicom dyszy wylotowej obser-

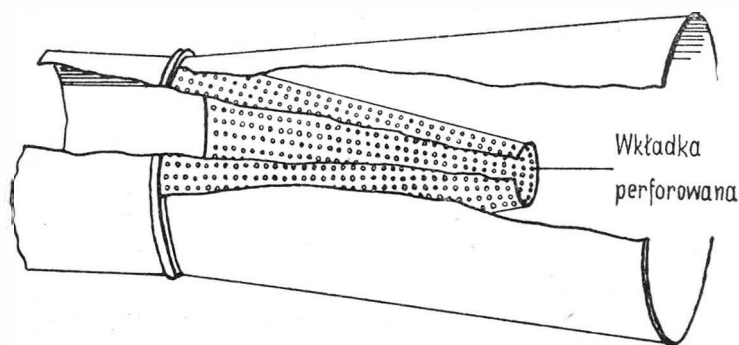
wuje się znaczne zmniejszenie hałasu we wszystkich pasmach częstotliwości z wyjątkiem hałasów o bardzo niskich częstotliwościach. W wyniku dalszych badań, prowadzonych przez firmę Douglas, zaczęto stosować dysze wylotowe ze specjalnymi urządzeniami sprzyjającymi mieszaniu się spalin, stanowiącymi kombinację ejektora z wentylatorem turbinowym. Przykład takiego rozwiązania przedstawiono na rys. 5. Stwierdzono, że najbardziej efektywnym sposobem szybkiego rozszerzenia strumienia wypływających spalin, powodującym zmniejszenie prędkości ich wypływu i tym samym zmniejszenie hałasu wywołanego tymi spalinami jest rozwiązanie przedstawione na rys. 5.



Rys. 5. Samolotowy tłumik hałasu z wentylatorem turbinowym

Układ taki stanowi w rzeczywistości silnik dwuprzepływowy.

Innym sposobem wyciszenia hałasu było stosowanie siatek. Siatki powodują rozmycie się wypływającego strumienia, co z kolei prowadzi do znacznego zmniejszenia prędkości strumienia za siatką i wyciszenie hałasu wywołanego wypływającym strumieniem. W przypadku jednak powstania hałasu przed założoną siatką, zmniejszenie jego poziomu przez zastosowanie siatki jest nieznaczne. Siatka ustawiona w stosunkowo znacznej odległości od dyszy wylotowej powoduje jedynie wyciszenie hałasu o bardzo niskich częstotliwościach, natomiast ta sama siatka ustawiona za dyszą wylotową w odległości np. równej jednej średnicy dyszy, powoduje zmniejszenie prędkości wypływu strumienia i zmniejszenie ogólnego poziomu hałasu. W dru-



Rys. 6. Samolotowy tłumik hałasu „Olimp 101”

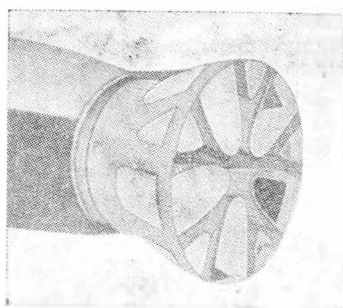
gim wypadku niezbędne zmniejszenie prędkości wypływu strumienia, powodujące efektywne obniżenie poziomu hałasu, wiąże się z bardzo dużym obniżeniem ciągu. Z tej też przyczyny zastosowanie opisanego systemu staje się niemożliwe, a zwłaszcza w czasie startu samolotu.

Oprócz stosowania siatek wykonywano również próby z zastosowaniem wkładek perforowanych. Przykład wkładki przedstawia rys. 6. Wkładki perforowane powodują znaczne zwiększenie hałasu o wysokich częstotliwościach, jeżeli wkładka nie jest ekranowana.

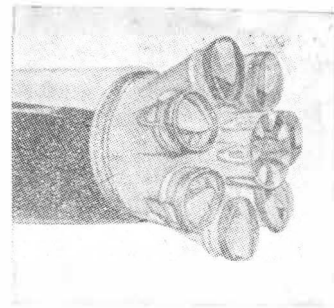
Z przytoczonych powyżej rozważań i informacji wynika, że rozdzielenie okrągłej dyszy wylotowej na dużą ilość małych dysz wylotowych przy zachowaniu równości powierzchni dyszy standardowej z ogólną powierzchnią dyszy

wieloruruwej powoduje zmniejszenie charakterystycznej długości strefy mieszania się wypływających spalin z otaczającym ośrodkiem i zapewnia uzyskanie mniejszej długości komory mieszania ejektora przy zachowaniu tego samego poziomu natężenia hałasu na wyjściu z ejektora. Z omówionych rozwiązań w praktyce przyjęto do seryjnej produkcji, obok tłumików rurowych, samolotowe tłumiki hałasu o konstrukcji fałdowej albo listkowej, stanowiącej swojego rodzaju konstrukcję rurową, lecz nie o okrągłym przekroju poszczególnych rur wylotowych oraz tłumiki fałdowe lub listkowe z wykorzystaniem w pewnym stopniu zjawiska ejekcji (rys. 7 i 8).

Ostatnio w literaturze technicznej ukazały się informacje na temat nowych rozwiązań tłumików hałasu. Jednym z przykładów samolotowych tłumików hałasu jest tłumik przedstawiony schematycznie na rys. 9. Jest to tłumik zrealizowany wg patentu USA klasy 244-15 nr 2988302, z dnia 13. 06. 61 r. Konstrukcja jego polega na połączeniu blach perforowanych ze specjalnym materiałem tłumiącym dźwięki. Tłumik ten, w zależności od zlokalizowania silników, stanowi przedłużenie ogonowej części kadłuba lub gondoli podwieszenia silnika. Jest on umieszczony bezpośrednio za dyszą wylotową silnika i może być chowany do wnętrza samolotu. Myślą przewodnią konstrukcji tłumika jest



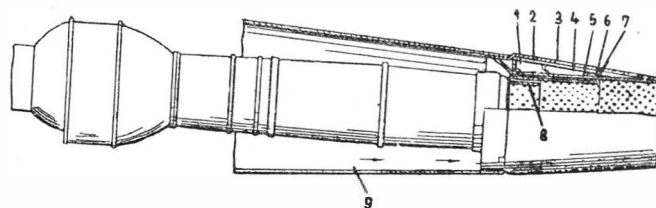
Rys. 7. Samolotowy tłumik hałasu z pięcioma dużymi i pięcioma małymi fałdami



Rys. 8. Samolotowy tłumik hałasu typu siedmiolistkowego

jego praca wspólnie z systemem odsysania powietrza. Polega ona na tym, że powietrze odsysane z warstwy przysciennej doprowadza się do komory oznaczonej liczbą 9 na rys. 9. Dzięki zamontowanym przegrodom z blachy perforowanej, oznaczonych liczbami 5, 6 i 8, wprowadzone powietrze miesza się ze strumieniem spalinowym obniżając w ten sposób poziom natężenia hałasu wywołanego przez ten strumień. Z dalszych szczegółów konstrukcyjnych należy podkreślić to, że pod zewnętrzną obudową (3) znajduje się warstwa materiału dźwiękochłonnego, oznaczona liczbą 2, wytłumiająca hałasy o wysokiej częstotliwości. Wspomniane przegrody tworzą komory rezonancyjne, oznaczone 1, 4 i 7, powodujące wytłumienie hałasów o niskich częstotliwościach.

Innym, nowym rozwiązaniem samolotowego tłumika hałasu jest przykład przedstawiony schematycznie na rys. 10,



Rys. 9. Samolotowy tłumik hałasu produkcji USA (Pat. USA kl. 244-5, nr 2988302-13.6.61); 1 — komora rezonancyjna, 2 — materiał dźwiękochłonny wyciszający hałasy o wysokiej częstotliwości, 3 — obudowa zewnętrzna, 4 — komora rezonancyjna, 5 — ścianka perforowana, 6 — ścianka perforowana, 7 — komora rezonancyjna, 8 — ścianka perforowana, 9 — komora doprowadzająca powietrze

słonstruowany wg patentu angielskiego firmy Rolls-Royce Ltd. nr 886201, z dnia 3. 01. 1962 r. Tłumik ten posiada na wejściu przekrój okrągły. Z pojedynczego przekroju okrągłego w sposób bardzo płynny na pewnej odległości tłumik przybiera postać kanałów o okrągłym przekroju poprzecznym, usytuowanych jeden nad drugim w płaszczyźnie pionowej. Każdy kanał wyjściowy wspomnianego tłumika kończy się sześcioma rurami o przekroju okrągłym,

— kombinację ruchomych i stacjonarnych tłumików hałasu.

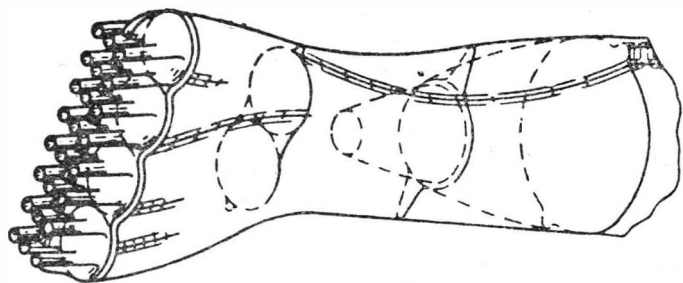
Spośród ruchomych lotniskowych tłumików hałasu różni się:

— samobieżne lotniskowe tłumiki hałasu (o własnym napędzie),

— przyczepne lotniskowe tłumiki hałasu.

Samobieżne lotniskowe tłumiki hałasu mogą być zamontowane na podwoziu przystosowanym do jazdy po szynach oraz na podwoziu z kołami ogumionymi.

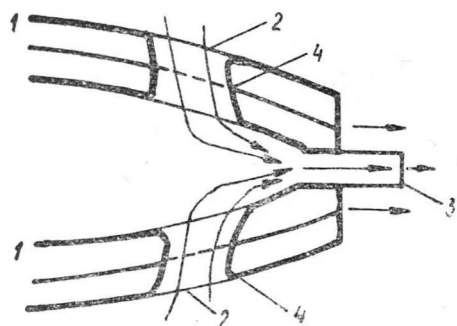
Samobieżne, jak również i przyczepne lotniskowe tłumiki hałasu posiadają (w nowszych rozwiązaniach) urządzenia hydrauliczne lub elektryczne, umożliwiające podnoszenie lub też opuszczanie przedniej części tłumika w celu właściwego dopasowania jej do dyszy wylotowej silnika samolotu. Jeżeli w porcie lotniczym samoloty są ustawiane w liniach prostych w ten sposób, że część dziobowa wszystkich samolotów jest zwrócona w jednym kierunku, to wówczas w celu uniknięcia zbędnych manipulacji z tłumikami samobieżnymi lub przyczepnymi, można stosować tłumiki hałasu przystosowane do poruszania się po szynach. Szyny



Rys. 10. Samolotowy tłumik hałasu Rolls-Royce Ltd. (pat. ang. kl. 110(3), nr 886201 — 3.1.62)

które mogą być rozmieszczone w jednym, dwu lub trzech rzędach. W obszarze znajdującym się poniżej tłumika osiągnięte jest znaczne wyciszenie hałasu, zależne od ilości rur wylotowych i tak np. przy 2 rurach obniżenie poziomu hałasu wynosi 6 dB, przy pięciu — 9 dB, przy dziesięciu — 11 dB. Zasadą działania tłumika przedstawionego na rys. 10 jest przyspieszenie procesu mieszania się gazu spalinowego, zawartego w wypływającym strumieniu z otaczającym powietrzem atmosferycznym po wyjściu jego z dyszy.

Na rys. 11 przedstawiono schemat tłumika hałasu konstrukcji VEB Entwicklungsbau Pirna (NRD) składającego się z urządzenia nazwanego nasadką dyszy wylotowej. Nasadka jest zakończona specjalnym wylotem (3), umieszczonym w osi dyszy. Wylot ten wychodzi na zewnątrz tłumika i znajduje się w obszarze obniżonego ciśnienia atmosferycznego.



Rys. 11. Schemat samolotowego tłumika hałasu Pirna (NRD)

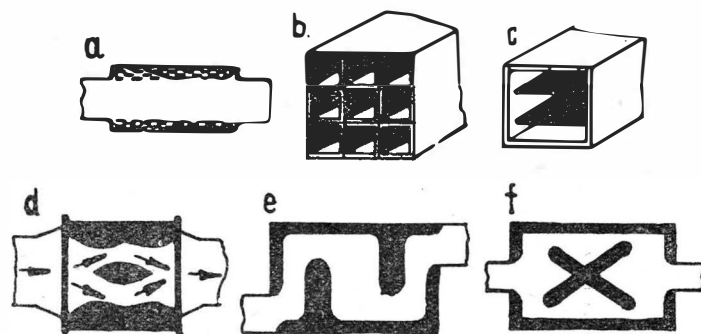
rycznego. Obszar taki powstaje w pobliżu obrzeża rury wylotowej przy wypływie strumienia spalinowego z prędkością poddźwiękową lub zbliżoną do prędkości rozchodzenia się dźwięku.

Otworami (2) i kanałami (4) doprowadza się do elementu (3) sprężone powietrze ze sprężarki silnika. Powstający w wyniku tego proces mieszania się spalin ze sprężonym powietrzem i wypływu powstałej mieszaniny do wspomnianego obszaru obniżonego ciśnienia prowadzi do obniżenia poziomu hałasu wywołwanego przez wypływające spaliny.

3. Lotniskowe tłumiki hałasu

Oprócz urządzeń stosowanych do wyciszenia hałasu w źródle jego powstawania są stosowane również lotniskowe tłumiki hałasu. Lotniskowe tłumiki hałasu dzieli się na trzy grupy:

- ruchome lotniskowe tłumiki hałasu,
- stacjonarne lotniskowe tłumiki hałasu,

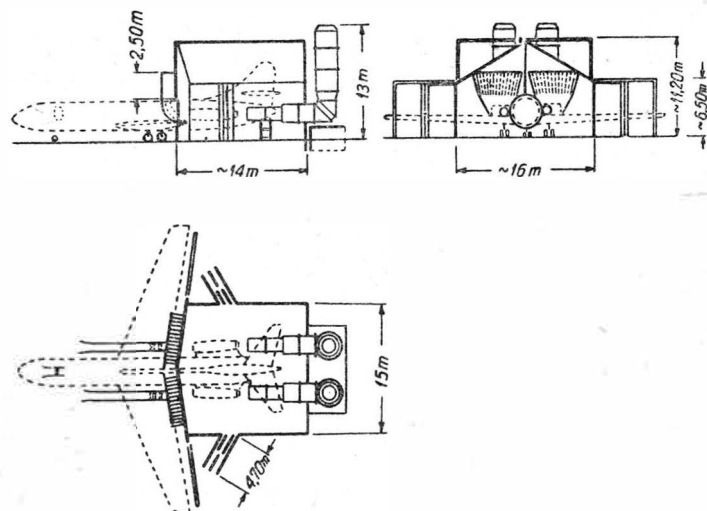


Rys. 12. Schematy różnych tłumików hałasu: a — prosty kanał rurowy, b — kanał o przekroju kwadratowym, wielokomorowy, c — wielokomorowy kanał o przekroju prostokątnym, d, e, f — tłumiki komorowe z kanałami krzywoliniowymi

ulożone są od strony ogonowej ustawionych samolotów, po których może poruszać się tłumik hałasu (lub kilka) obsługując kolejno samoloty. Bardzo istotne w tym wypadku jest miejsce zlokalizowania silnika w stosunku do całości konstrukcji samolotu.

Lotniskowe tłumiki hałasu w porównaniu z samolotowymi tłumikami hałasu powodują znaczne wyciszenie hałasu wywołwanego przez spaliny, obniżając w większości wypadków poziom natężenia hałasu do granic 80—90 dB.

Przykłady rozwiązań lotniskowych tłumików hałasu oraz niektóre dane dotyczące ich konstrukcji i możliwości przedstawiono w II części artykułu „Hałas wywołwany przez silniki współczesnych samolotów i sposoby jego zwalczania” (Technika Lotnicza nr 12/61, str. 309—311). Ponieważ roz-

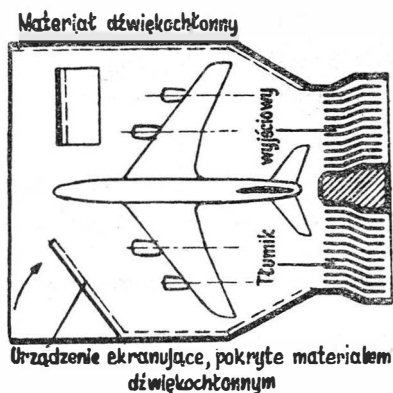


Rys. 13. Projekt typowego hangaru do przeprowadzania prób samolotów Caravelle, przedłożony przez Towarzystwo Lotnicze SAS

wiązania lotniskowych tłumików hałasu mają dużo wspólnego z innymi niżej omówionymi rozwiązaniami rozpatrywanie tych urządzeń wyciszających w tej części artykułu posiada charakter bardzo ograniczony.

4. Hangary-boksy do prób silników samolotowych

W przypadku konieczności wykonania w porcie lotniczym krótkotrwałych prób silników, np. po dokonaniu bieżących napraw w ramach przeprowadzanych kontroli silników, do wyciszenia hałasu wywoływanego gazem spalinowym używano lotniskowych tłumików hałasu. Jednakże na skutek zaostreżenia wymagań odnośnie wyciszenia hałasu, a zwłaszcza w odniesieniu do portów lotniczych zlokalizowanych w rejonach intensywnej zabudowy mieszkalnej i administracyjno-usługowej, jak również z uwagi na konieczność przeprowadzania w tego typu portach lotniczych długotrwałych prób silników, lotniskowe tłumiki hałasu stały się urządzeniami wyciszającymi hałas w mniejszym stopniu od stawianych wymogów. W związku z tym zaczęto stosować hangary-boksy o specjalnej konstrukcji



Rys. 14. Projekt hangaru-boksu do przeprowadzania prób samolotów typu Boeing 707

Rys. 15. Jeden z projektów koncepcyjnych hangaru-boksu dla portu lotniczego Hamburg



przystosowanej do wyciszenia hałasu, wyposażone w tłumiki różnych typów, przedstawionych schematycznie na rysunku 12.

Konstrukcja hangarów-boksów powinna zgodnie ze stawianymi wymaganiami zapewnić obniżenie poziomu hałasu na kanałach lub urządzeniach wyjściowych dla spalin minimum do poziomu 60—70 dB.

Jednym z pierwszych rozwiązań tego typu w skali światowej był hangar-boks wybudowany przez Towarzystwo Lotnicze SAS w sztokholmskim porcie lotniczym Bromma, przeznaczony do prób silników samolotu Caravelle. W Technice Lotniczej nr 12/61, str. 314 na rys. 43 przedstawiono fotografię tego hangaru-boksu. Towarzystwo Lotnicze SAS rozpatrywało również dalsze projekty tego typu hangarów-boksów wspólnie z firmami Sud-Aviation i Rolls-Royce. W końcu 1958 roku rozpatrzono także problem budowy podobnych urządzeń wyciszających w NRF dla portu lotniczego w Hamburgu.

Przedstawiony na rys. 43 hangar-boks (Technika Lotnicza nr 12/61) jest konstrukcją o dosyć dużych wymiarach. Do hangaru tego jest wprowadzona tylna część samolotu Caravelle. Po wprowadzeniu samolotu następuje zamknięcie bramy hangarowej, specjalnie przystosowanej do tego celu dzięki wycięciom obejmującym kadłub samolotu. Przednia część samolotu pozostaje z zewnętrznej strony hangaru-boksu. Doprowadzenie niezbędnej ilości powietrza, potrzebnej w czasie pracy silników następuje przez dwa pierwsze pionowe kanały wieżowe, widoczne na fotografii. Strumienie wypływającego gazu spalinowego są chłodzone za

pomocą powietrza doprowadzanego przez dwa dalsze pionowe kanały wieżowe. Powietrze doprowadzone tymi kanałami — oprócz chłodzenia wypływającego gazu — powoduje mieszanie się strumienia z powietrzem oraz zabezpiecza obniżenie temperatury wewnątrz całego hangaru-boksu. Powstała mieszanina powietrza i gazu spalinowego z kolei przechodzi przez specjalnie zabudowany w tym celu tłumik hałasu i wydostaje się na zewnątrz. Powstający hałas — oprócz tłumika hałasu — jest dodatkowo częściowo wytłumiony przez specjalny materiał dźwiękochłonny użyty przy budowie ścian hangaru.

Oprócz hangaru-boksu omówionego wyżej, Towarzystwo Lotnicze SAS opracowało drugą koncepcję hangaru-boksu przedstawionego na rys. 13 o mniejszych rozmiarach. Rozwiązanie to uznano za typowe rozwiązanie hangaru-boksu wyciszającego hałasy wywołane przez samolot Caravelle. Charakteryzuje się ono tym, że zastosowano tu specjalne tłumiki hałasu na wejściu powietrza do wnętrza hangaru oraz na wyjściu mieszaniny spalin i powietrza z hangaru.

W rozwiązaniu tym, podobnie jak w poprzednim, do środka hangaru jest wprowadzona tylko tylna część samolotu, przy czym przednia ściana hangaru jest ściśle dopasowana do układu płatów nośnych samolotu. Wprowadzenie tylnej części samolotu do hangaru odbywa się za pomocą specjalnych prowadnic, po których poruszają się koła podwozi samolotowych. Odcinki kanałów odbierających tylnych tłumików ustawia się możliwie najbliżej dysz wylotowych względnie dysze wylotowe są umieszczane wewnątrz kanałów odbierających. Przednie tłumiki hałasu (tzw. tłumiki wejściowe) wbudowano w obu skrzydłach drzwi.

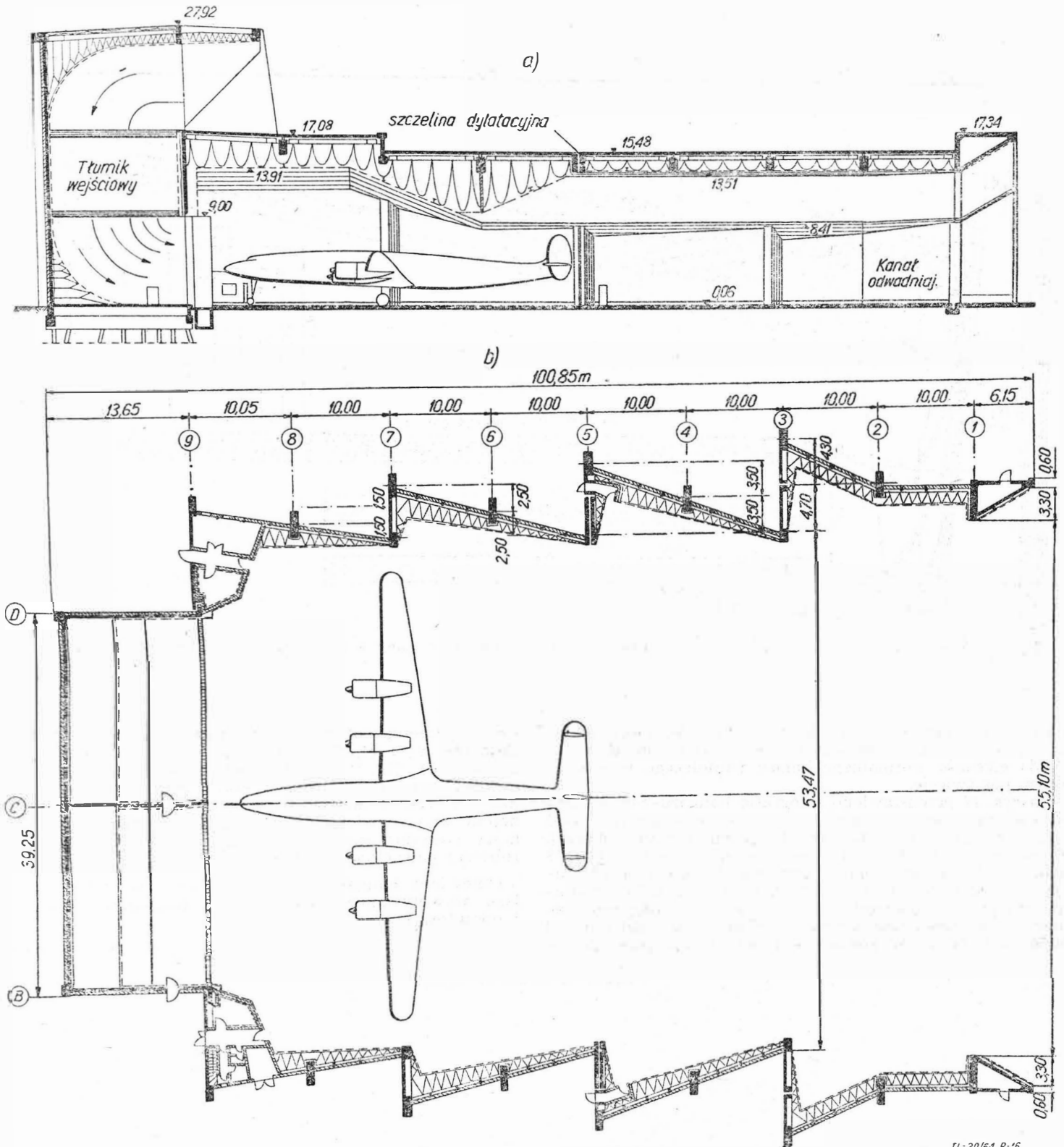
Przedstawione rozwiązania hangarów-boksów zabezpieczają wyciszenie hałasu wywoływanego przez strumień gazu spalinowego pojedynczego samolotu, częściowo ustawionego wewnątrz hangaru. Przyjęcie takiej koncepcji rozwiązania hangarów-boksów było możliwe dzięki zamontowaniu silników w tylnej części kadłuba. W przypadku np. podwieszenia silników na gondolach przytoczone rozwiązanie nie może mieć miejsca. Dlatego też dla portu lotniczego Hamburg rozpatrywano hangar-boks przeznaczony do wyciszenia hałasu wywoływanego przez pojedynczy samolot Boeing 707, przedstawiony schematycznie na rys. 14. W rozwiązaniu tym cały samolot miał być wciągany do hangaru. Tłumik hałasu w przedstawionym hangarze-boksie, w porównaniu do poprzednich rozwiązań, posiada odmienny charakter. Zaprojektowano go w tylnej części hangaru na drodze wylotu gazu spalinowego w postaci ściany wieloprzegrodowej z odpowiednimi elementami kierującymi wpływ gazu na wewnątrz hangaru. W celu zmniejszenia poziomu hałasu wywoływanego przez sprężarkę, jak również z uwagi na zabezpieczenie przed przedostawaniem się stałych ciał obcych łącznie z powietrzem do samolotu, przewidywano wykonanie specjalnych ekranów ruchomych (z uwagi na wciąganie i wyciąganie samolotu), przedstawionych schematycznie na rys. 14. Ściany hangaru-boksu zaproponowano wyłożyć materiałem dźwiękochłonnym. Hangar tego typu nie został zrealizowany.

Istniała również druga koncepcja hangaru-boksu dla portu lotniczego Hamburg przedstawiona schematycznie na rys. 15, w którym nie było tylnej ściany. W wyniku dalszych rozważań opracowano ostateczną wersję hangaru-boksu dla tego portu lotniczego. Z uwagi na ciekawe rozwiązanie tego hangaru, jak również z uwagi na wielkość przyjętej konstrukcji, poniżej przytoczono szereg szczegółów. Hangar ten nie posiada tylnej ściany. Przekrój podłużny wzdłuż osi hangaru i rzut przyziemi przedstawiono na rys. 16. Hala robocza posiada ponad 87 m długości i ponad 60 m szerokości — w środku hali. Jej wysokość zewnętrzna przekracza 17 m. Ściany zewnętrzne hali posiadają w planie kształt zębów piły. Wewnątrz hali w tylnej jej części wykonano sufit leżący na wysokości 8,50 m ponad podłogą, który w przedniej części hali osiąga wysokość 14,00 m, przystosowany do samolotów ustawianych w hali (rys. 16a). Wzdłuż osi hali, w jej konstrukcji dachowej, wykonano specjalny kanał o wysokości 5,10 m i szerokości 10 m, podwyższający w tym pasie konstrukcję w celu umożliwienia wprowadzenia do hali hangarowej współczesnych samolotów o dużych wysokościach (rys. 17 i 18). Do hali przylega część wieżowa hangaru (rys. 16) o wymiarach około 13,5 × 39 m i wysokości 28 m przeznaczona do doprowadzenia powietrza potrzebnego pracującym silnikom, które dostaje się do wnętrza wieży przez otwór o szerokości 38 m i wysokości 9 m, znajdujący się w konstrukcji wieży nad halą roboczą (rys. 16 i 17). Wewnątrz hali wytworzono

przy pomocy dachu kanał powodujący specjalny ciąg, umożliwiający wyprowadzenie gazu spalinowego na zewnątrz hali. Ponieważ hangar usytuowano tak, że wejście powietrza do części wieżowej zlokalizowano w kierunku przeciwnym do kierunku panujących wiatrów, następuje poważne ułatwienie wprowadzenia powietrza do wnętrza hali hangarowej. Wewnątrz konstrukcji wieżowej umieszczono wejściowy tłumik hałasu (rys. 16a), który równocześnie zabezpiecza przed przedostawaniem się do hali razem z powietrzem ciał stałych obcego pochodzenia.

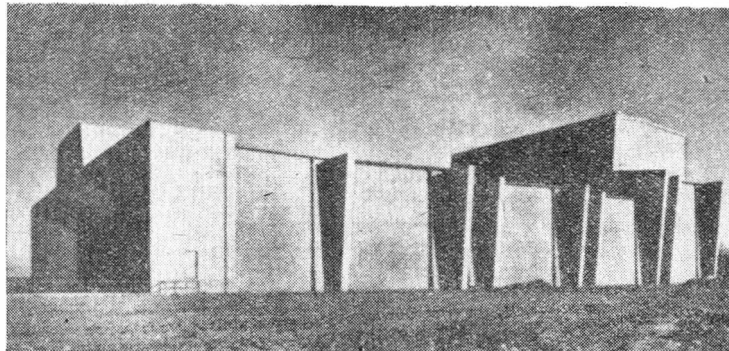
Hangar-boks zlokalizowano na terenie portu lotniczego tak, że jest on zwrócony otworem wprowadzającym samoloty do hali roboczej w kierunku pola wzlotów.

Od hangaru w odległości 2 km znajdują się pierwsze zabudowania mieszkalne. Poziom głośności hałasu wywołanego przez samoloty śmigłowe wewnątrz hali roboczej hangaru wynosi 120 fonów. Na skutek przyjętego rozwiązania akustycznego wnętrza hali przez zastosowanie odpowiedniego układu ścian zewnętrznych, przegród i dachów płaskich wewnątrz hali roboczej oraz bardzo dużej ilości materiałów dźwiękochłonnych w postaci okładzin ścian z mat i płyt wykonanych z wełny mineralnej, jak również podwieszeń tłumiących z blach perforowanych, mat i płyt z wełny mineralnej, uzyskano na wyjściu z hali hałas o głośności 60 fonów, co odpowiada głośności hałasu drogowego o średniej intensywności ruchu pojazdów. Hałas pochodzący

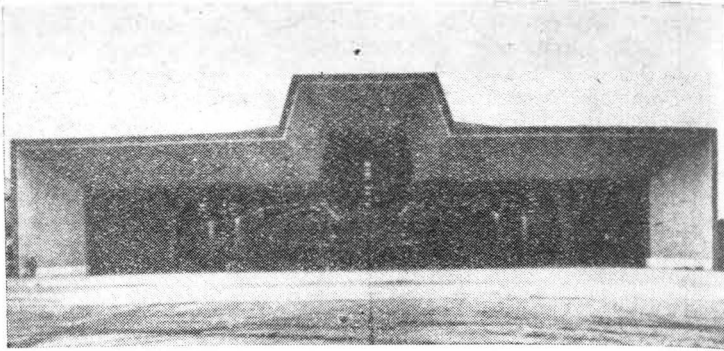


TL-20/64 R-16

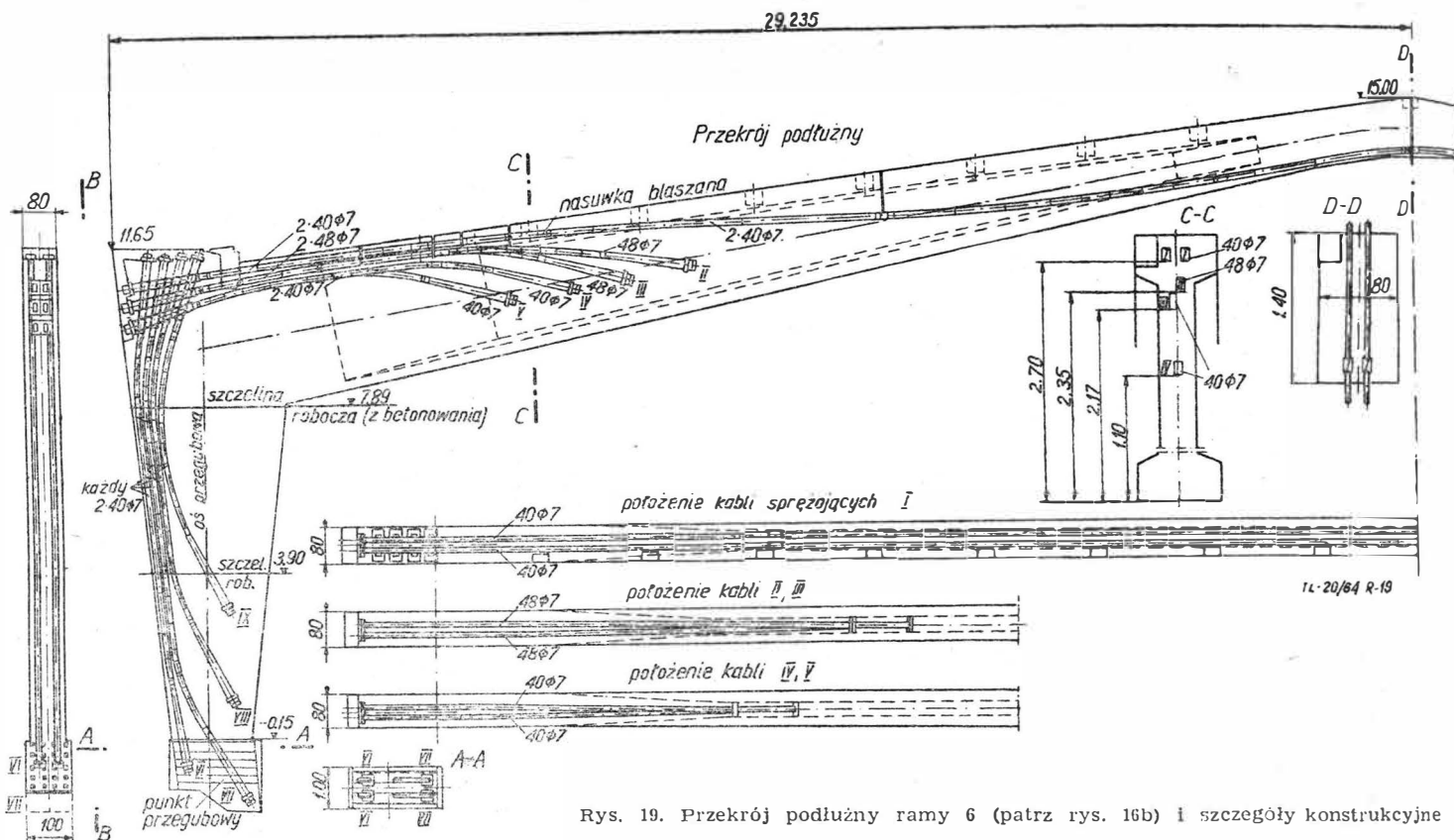
Rys. 16. Hala do przeprowadzania prób silników zamontowanych na samolocie w porcie lotniczym Hamburg - Fuhlsbüttel: a — przekrój podłużny po osi hali, b — rzut przyziemia



Rys. 17. Elewacja boczna hali przedstawionej na rys. 16b



Rys. 18. Elewacja tylna z widokiem wnętrza hali przedstawionej na rys. 16b



Rys. 19. Przekrój podłużny ramy 6 (patrz rys. 16b) i szczegóły konstrukcyjne

z hangaru-boksu po dojściu do rejonu zabudowy przylotnikowej posiada już głośność zaledwie 40–45 fonów, co odpowiada głośności normalnego hałasu istniejącego w otaczającym nas świecie.

Na rys. 17 przedstawiono fotografię hangaru-boksu obrazującą ogólny widok budowli, a na rys. 18 fotografię tylnej części hangaru z widokiem do wnętrza hali roboczej. Z rys. 16, jak i fotografii przedstawionych na rys. 17 i 18 widzimy, że opisany hangar-boks jest budowlą dosyć masywną. Jest to konstrukcja żelbetowa z licznymi elementami wstępnie sprężonymi. Konstrukcję nośną hangaru stanowi osiem ram rozmieszczonych co 10,0 m o rozpiętości od 56,50 do 62,90 m. Wykonano je z betonu wstępnie sprężo-

nego. Sprężenia dokonano przy pomocy pęczków drutu, składających się z 24, 32, 40 i 48 drutów o średnicy $\phi 7$ mm ze stali 150–170. Przykład rozwiązania dźwigara ramowego, świadczącego o masywności konstrukcji, z podaniem niektórych jego wymiarów oraz sposobu wstępnego sprężenia betonu przedstawiono na rys. 19. Całość hangaru przy pomocy szczeliny skurczowej przebiegającej w poprzek hali roboczej podzielono na dwie części.

Omówiony hangar jest przystosowany do wyciszania hałasu wywoływanego przez silniki samolotów śmigłowych i odrzutowych.

c.d. w nast. zeszytcie

W początkach lat dwudziestych naszego stulecia hiszpański inżynier Juan de la Cierva powziął myśl zbudowania statku latającego, w którym rolę płatów spełniałyby swego rodzaju wiatrak zamontowany na wierzchu kadłuba zwykłego samolotu. Na pomysł wirujących śmig (skrzydeł) miały go naprowadzić nasiona sykomyry (drzewo z rodziny morwowatych), które rozsiewają się w ten sposób, że drogę do ziemi przebywają sposobem „autorotacji”. Cierva rozumował w następujący sposób: Jeżeli proces autorotacji może zwalniać spadanie, niewątpliwie można go też wykorzystywać i do wznoszenia się. O ile więc statek powietrzny będzie zbudowany na podobieństwo nasion sykomyry z zastosowaniem swobodnie obracających się skrzydeł, których proces autorotacji będzie wywołany siłą zewnętrzną, to osiągnięta możliwość wznoszenia się stworzy warunki do kontynuowania lotu, tzn., że śmig wiatraka zastąpią skrzydła samolotu.

Realizując swoją ideę Cierva skonstruował statek powietrzny, który nazwał „autożyrem” (wiatrakowiec lub wiropłat). Pierwsze wiatrakowce były to normalne samoloty z zachowanymi szczytkowymi dolnymi płatami, na wierzchu kadłuba których został zainstalowany wirnik, zbudowany na zasadzie wiatraka, stąd też powstała jego polska nazwa. Wirnik składał się z wału ustawionego pionowo, na którym obracała się swobodnie piasta z dwiema giętkimi śmigami na krzyż, zwanymi łopatami wirnika. Łopaty są długie i wąskie, przypominają kształtem płaty samolotu, mają zaokrąglone krawędzie przednie i ostre krawędzie tylne. Stosunek długości do szerokości wynosił 11 : 1. Połączenia z piastą przegubowe. Takie połączenia łopat z piastą pozwalają na zmianę kąta natarcia każdej łopaty podczas obrotu, zmniejszając go przy ruchu przeciw prądowi powietrza i odwrotnie. Przegubowe połączenia łopat zabezpieczały też przed szkodliwym działaniem gwałtownych podmuchów wiatru. Szkic nr 1 przedstawia schematycznie wirnik wiatrakowca. Jeżeli wirnik się obraca, jego łopaty dają taką siłę nośną jak płaty samolotu, wynikiem której jest wznoszenie

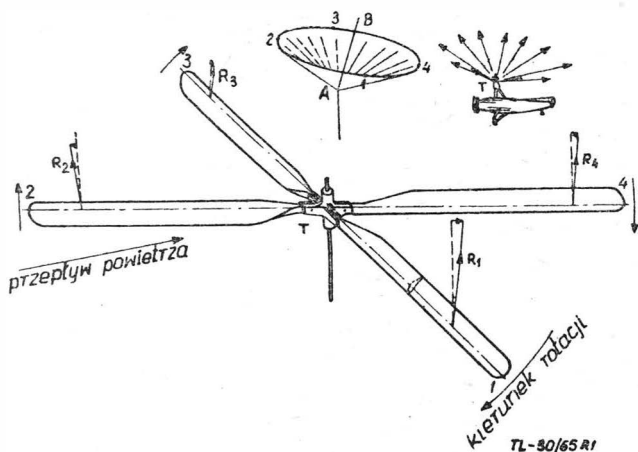
na nich różne siły aerodynamiczne: siła nośna działająca na łopatę 1 jest większa, natomiast opór mniejszy. Powoduje to ruch obrotowy wirnika w kierunku oznaczonym na szkicu oraz większe wzniesienie łopaty 1 niż 3. Kiedy łopata znajdzie się w pobliżu punktu 3 podlega względnie małemu wzniesieniu, następnie nieznacznie się obniży i osiągnie najniższy punkt oznaczony przez 4. Łopaty nie wirują więc w płaszczyźnie poziomej, ale tworzą powierzchnię jak gdyby odwróconego stożka, przedstawioną w nieco przejaskrawionej formie na małym rysunku nad schematem wirnika (rys. 1). Oś tego stożka, nazywana „osią aerodynamiczną”, jest odchylona w stosunku do osi wirnika.

Zdawałoby się, że zasady autorotacji są dość proste, jednak Cierva musiał poświęcić wiele lat pracy i wysiłku umysłowego zanim osiągnął cel. Dopiero trzecia wersja autożyru, jakie zbudował, zdawało się, była bliska rozwiązania zagadnienia... jednak i ten prototyp nie mógł latać. Prototyp w czwartej wersji wznosił się, ale był zbyt trudny w sterowaniu. Cierva przebudowywał go 15 razy i w końcu w styczniu 1923 r. (miał 28 lat) dokonał w okolicach Madrytu udanego lotu długości ok. 200 m, a wkrótce po tym latał w obwodzie zamkniętym pod oficjalną kontrolą. Autożyro mogło więc znaleźć praktyczne zastosowanie. Trzeba podkreślić wyższość autożyru w stosunku do zwykłych samolotów pod względem rozpiętości prędkości, wynoszącej 8 : 1, kiedy w samolotach waha się ona w granicach 3—2 : 1. Autożyro o maksymalnej prędkości ok. 200 km/h może lądować z prędkością zaledwie ok. 25 km/h.

W następnych latach Cierva dokonywał z powodzeniem dłuższych przelotów. Jego wiatrakowiec z 1925 r. (rys. 2) posiadał silnik Rhone 110 KM, rozwijał maks. prędkość 108 km/h, zaś przy lądowaniu z zatrzymanym silnikiem ok. 16 km/h, przy czym przebiegał po ziemi maks. 9 m. Ciężar całkowity aparatu wynosił 907 kG.

W rezultacie zainteresowania się wynalazkiem Ciervy powstało w Anglii w 1932 r. Towarzystwo Budowy Wiatrakowców. Do wybuchu II wojny światowej zbudowano ich kilka setek. Seria wykonanych w Zakładach Avro pod nazwą „Circus” została dostarczona RAF. Używano je podczas wojny do przeprowadzania prób instalacji elektronicznych, do czego się szczególnie nadawały ze względu na możliwość lotu z bardzo małą prędkością. Wiatrakowce typu autożyro były budowane i w USA przez Zakłady Pitcairn i Kellet. Niektóre z nich przechowały się do naszych czasów i znalazły swe miejsce w muzeach.

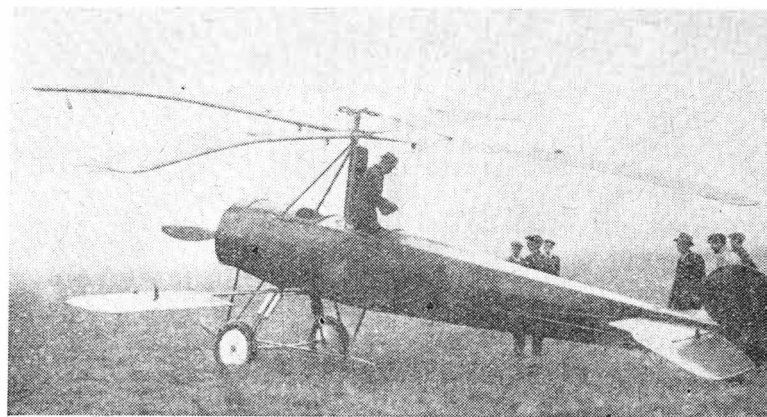
Wadą wiatrakowców jest to, że potrzebują stosunkowo dużo miejsca na start, gdyż nie mogą startować pionowo. To też było chyba główną przyczyną końca kariery wiatrakowców. Zostały one wyparte przez śmigłowce (helikoptery), posiadające zalety, których brak wiatrakowcom, tj. zdolność pionowego startu i zawisania bez ruchu w spokojnym powietrzu. Wiatrakowiec — chociaż może się opuszczać wolniej niż spadochron, jednak, żeby zachować wysokość, musi utrzymać ruch postępowy. Do kompletnego zwycięstwa śmigłowców nad wiatrakowcami przyczyniła się też w pewnym stopniu przedwczesna śmierć de la Ciervy, który zginął w 1936 r. w katastrofie (o ironio losu) konwencjonalnego płatowca.



Rys. 1

i utrzymywanie się w powietrzu. Wirnik nie ma połączenia z silnikiem wiatrakowca i praca jego odbywa się na zasadzie autorotacji wywołanej siłą oporu powietrza. Start odbywa się w ten sposób, że silnik wprawia w ruch normalne śmigło, znajdujące się na przodzie wiatrakowca. Po rozbiegu na ziemi i osiągnięciu dostatecznej prędkości wirnik zaczyna pracować i wiatrakowiec unosi się spokojnie w górę. Lot może trwać aż do wyczerpania się zapasów paliwa przy normalnej pracy silnika, przy czym wirnik obraca się bez przerwy przy stałej prędkości 200—350 obr./min, przy optymalnym kącie natarcia łopat.

Na szkicu nr 1 został przedstawiony schemat działania łopat wirnika. Rozpatrując ruch powietrza względem układu odniesienia wywołanej siłą oporu powietrza. Start odbywa się w ten sposób, że silnik wprawia w ruch normalne śmigło, znajdujące się na przodzie wiatrakowca. Po rozbiegu na ziemi i osiągnięciu dostatecznej prędkości wirnik zaczyna pracować i wiatrakowiec unosi się spokojnie w górę. Lot może trwać aż do wyczerpania się zapasów paliwa przy normalnej pracy silnika, przy czym wirnik obraca się bez przerwy przy stałej prędkości 200—350 obr./min, przy optymalnym kącie natarcia łopat.



Rys. 2



Rys. 3

Jednak nawet w obecnym stanie swego wysokiego rozwoju śmigłowiec jest też jeszcze daleki od tego, żeby można go uważać za maszynę zadośćczyniącą wszystkim stawianym jej wymaganiom, szczególnie, że cena śmigłowców jest znacznie wyższa niż płatowców o podobnym udźwigu. Poza tym ich obsługa jest znacznie trudniejsza, co wymaga dłuższego czasu na szkolenie pilotów. Z tych względów wielu konstruktorów zaczęło powracać do koncepcji wiatrakowców, wychodząc z założenia, że niewątpliwymi wymaganiami, którym winien odpowiadać dobry statek powietrzny o małej prędkości są: prostota obsługi, cena zakupu bliska cenie zwykłego płatowca i możliwość prowadzenia go przez każdego pilota po krótkim przeszkoleniu.

Zakłady Kellett w USA doszły do wniosku, że do potrzeb w zakresie opylania roślin doskonale nadają się wiatrakowce. Wznowiły one w jakiś czas po zakończeniu II wojny światowej produkcję wiatrakowców według projektu z lat trzydziestych, nadając im nazwę „Cropmaster”. Statek ten okazał się jednak niedostatecznie interesujący dla rynku, aby wejść do produkcji na większą skalę.

Znaczniejszy sukces uzyskał w USA „gyrocopter” konstrukcji Igora Bensena. Pierwsze „gyrocoptery” były to bezsilnikowe wiatrakowce do holowania i miały latać jak szybowce. Podobne statki były już przedmiotem badań w czasie II wojny światowej, kiedy zakładano, że mogą być one użyte do transportu zamiast szybowców. Bensen wyprodukował w częściach składowych kilka tysięcy małych „gyrocopterów”; zostały one rozkupione przeważnie przez młodych entuzjastów latania na wiatrakowcach, które sami montowali wprowadzając się jednocześnie „in medias res” lotu autorotacyjnego. Z kolei Bensen zainstalował silnik na swoim żyro-szybowcu, aby zmienić go w prawdziwy wiatrakowiec i obecnie już kilka setek z tej zmotoryzowanej wersji lata w różnych częściach świata.



Rys. 4

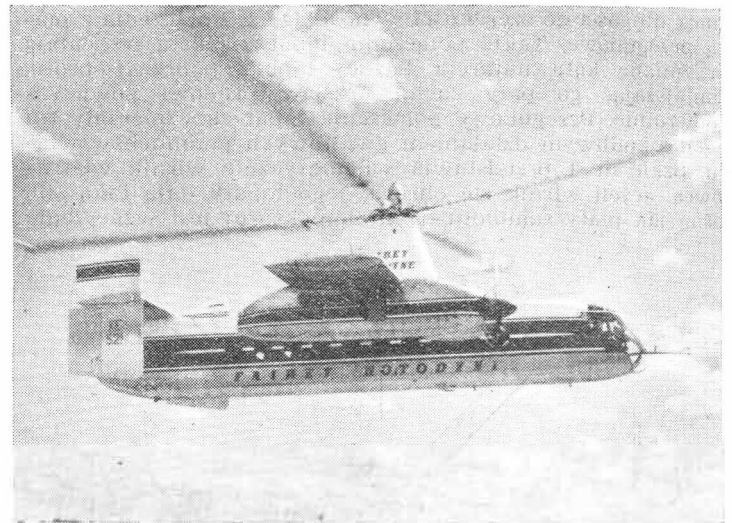
W ślad za Bensenen poszła poważna ilość konstruktorów, którzy budowali indywidualnie i próbowali w locie maszyny o tych samych w przybliżeniu wymiarach i podobnego kształtu.

Statki powietrzne Bensena nie weszły jednak na rynek zdecydowanie jako artykuł o szerszym zastosowaniu, nabywcami ich byli raczej amatorzy osobliwości.

Z widokami na powszechniejsze zdobycie rynku został zademonstrowany po raz pierwszy nowy statek podobnego typu, nazwany „gyroplanem”, skonstruowany i zbudowany w Kanadzie przez firmę „Avian-Gyroplane” (rys. 3), następnie ukazał się inny o nazwie „Umbaugh-18” w USA, budowany później i w Kanadzie (rys. 4). Dalszemu rozwojowi wersji „Umbaugh” stanęły na przeszkodzie różne trudności finansowe, ale firma „Avian” ulepszała jednak jego konstrukcję w ciągu ostatnich kilku lat. Rezultatem tych prac było powstanie 5 prototypów, z których dwa obecnie latają. Projekty poszły po linii wytkniętej przez de la Cierva.

Najwięcej statków typu autożyro było budowanych przez firmę „Avro” i cały zespół inżynierów z tych zakładów zachował uznanie dla tej formy maszyny latającej chociaż została ona zarzucona, pomimo jej poważnego rozwoju w czasie II wojny światowej.

Jeszcze przed 1960 r. Zakłady Avro Canada Ltd. (obecnie Hawker Siddeley (Canada) Ltd.) zaczęły się interesować na nowo lotem autorotacyjnym, skutkiem czego powstał projekt wiatrakowca, znanego jako P-15. Kiedy niewykonanie programu Zakładów Avro spowodowało ich rozpadnięcie się, grupa inżynierów, która współpracowała przy projekcie



Rys. 5

P-15, sformowała Towarzystwo Avian. Tą drogą „Avian-Gyroplane” posiada pewne podobieństwo do P-15, na którym niewątpliwie był wzorowany, ma on wygląd nieszablony, posiada krótki kadłub wrzcionowaty i pchające śmigło o małej średnicy w obudowie kształtu cylindrycznego.

Od czasu ukazania się autożyra uważano, że jego największym brakiem jest niezdolność do pionowego startu. De la Cierva w późniejszych latach posunął naprzód rozwiązanie tego problemu. Stosowana przez niego metoda polegała na przełączaniu silnika na wirnik, kiedy statek był na ziemi, któremu nadawał obroty przy łopatach nastawionych na obojętny (neutralny) kąt natarcia. W momencie startu silnik był odłączany od wirnika i w tej samej chwili był nadawany łopatom dodatni kąt natarcia. Nagromadzona energia kinetyczna była wystarczająca, aby statek osiągnął wysokość ponad drzewa i inne przeszkody. Kiedy prędkość obrotów wirnika spadała, kąt natarcia łopat zmniejszał się do wielkości niezbędnej do autorotacji i statek odbywał normalnie lot. Ten system został zastosowany przez „Avian-Gyroplane”. Początkowo konstruktorzy zamierzali uruchamiać wirnik za pomocą sprężonego powietrza tłoczonego do dysz na końcach łopat. Powietrze miało być tłoczone do butli przez sprężarkę zainstalowaną na wiatrakowcu. Taki system zamierzano wprowadzić, żeby móc utrzymywać potrzebne ciśnienie w butli podczas lotu, co by pozwoliło na powtarzanie pionowego schodzenia w razie nieudanego ląd-

dowania. W końcu jednak system ten, chociaż z punktu widzenia technicznego możliwy do zrealizowania, został porzucony na korzyść innego, w którym wirnik otrzymuje obroty bezpośrednio od silnika.

„Umbaugh-18” jest bardzo podobny w działaniu do „Avian-Gyroplane”, ale różni się kształtem. Nosi on cechy podobieństwa z latającą łodzią „Republic Seabee”, szczególnie w opierzeniu ogonowym. Kilka „Umbaugh-18” było budowanych na podstawie umowy przez Fairchild Aircraft Co w USA. Prawa własności projektu należą do „Air and Space Inc.”, Muncie (Indiana). Obecnie są czynione starania uruchomienia produkcji tych statków przez filie zakładów założonych w Kanadzie.

Zasady autorotacji są dobrze znane konstruktorom śmigłowców. Niekiedy więc starają się znaleźć takie rozwiązanie, aby statek był zdatny do obydwu rodzajów lotu, tj. jako autożyro (wiatrakowiec) i helikopter (śmigłowiec). W wypadku defektu silnika, śmigłowiec może wtedy wylądować, posługując się autorotacją pod warunkiem, że pilot zdoła zmienić sposób lotu na autorotacyjny zanim wirnik straci prędkość obrotów.

Z tych względów wyróżniający się statek w tej kategorii Fairev „Rotodyne” (rys. 5) został zaprojektowany w ten sposób, że może startować i lądować jak śmigłowiec, a następnie może odbywać lot jak wiatrakowiec.

Bardzo niedawno „Vertigyro Co of NY” rozwinęło nową konstrukcję, stwarzając maszynę o nazwie „heligyro”, na

której zamontowano sprężarkę Air Research; system wirnika zapożyczono od Sud-Aviation „Djinn”. Na „heligyro” zostały wprowadzone liczne modyfikacje, w szczególności w opierzeniu ogonowym; dodano również kilka koniecznych urządzeń kontrolnych. Statek ten latał jak śmigłowiec z prędkością ok. 120 km/h i jak wiatrakowiec z prędkością ponad 140 km/h.

Zakłady Northrop Corporation przeprowadziły również badania zasad autożyra i zbudowały wiatrakowiec zdalnie sterowany, który może być używany dla celów wojskowych przy prędkości ok. 220 km/h na wysokości ponad 6000 m. Statek ten może też służyć jako śmigłowiec. Northrop NV-101, wiatrakowiec zdalnie sterowany, posiada 3 łopaty wirnika długości 3,6 m o zmiennym skoku. Przy starcie wirnik osiąga 450 obr/min za pomocą sprężonego powietrza albo małego silnika. Zwykle śmigło napędzane silnikiem daje ruch postępowy. Kąt natarcia łopat może być regulowany drogą radiową, co pozwala operatorowi z ziemi sprawować pełną kontrolę nad lotem na całej trasie.

Z powodu oczywistej przydatności dla celów wojskowych śmigłowce przeszły już intensywny rozwój. Byłoby rzeczą ciekawą przewidzieć, po jakiej drodze pójdzie dalszy rozwój wynalazku de la Ciervy.

E. J.

LITERATURA

The Air, Edgar B. Schieldrop, N. Y. 1960.
Shell Aviation News nr 318/1964.

NOWOŚCI TECHNICZNE

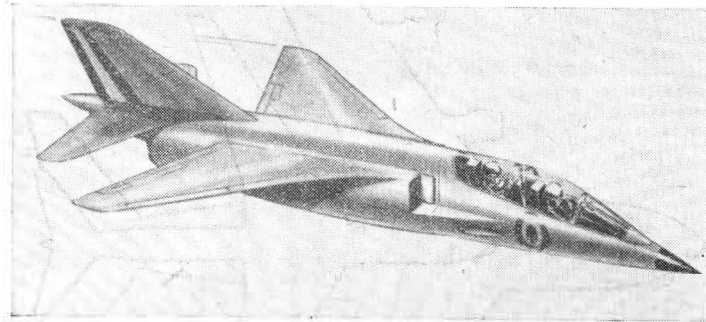
PROJEKTY SAMOLOTU ECAT

Konstruktorzy samolotów bojowych już od dawna usiłują połączyć przeciwstawne wymagania, wynikające z różnorodności zadań nakładanych na te samoloty, w jednym samolocie. Jednym z przykładów może być samolot Northrop N-156, budowany obecnie w dwóch wersjach — w wersji treningowej T-38 „Talon” i w wersji taktycznej F-5. Jest to pierwszy lekki samolot naddźwiękowy stosowany do celów treningowych i do wykonywania zadań bojowych, przy czym różnice między obu wersjami są niewielkie. Ostatnio również Francuzi opracowali w ramach programu ECAT (Ecole et Appui Tactique) kilka projektów naddźwiękowego samolotu treningowego, który równocześnie mógłby być używany do różnych zadań taktycznych. Projekty te zawdziejają swoje powstanie wprowadzeniu do francuskiej doktryny wojennej koncepcji wojny atomowej. Jak wiadomo przyjęcie koncepcji wojny atomowej pociąga za sobą następujące konsekwencje: 1) ze względu na dużą siłę niszczącą bomb atomowych wystarcza mniejsza ilość środków ich przenoszenia; 2) za każdą cenę należy się starać, aby środki przenoszenia bomb przetrwały pierwszy atak przeciwnika — samoloty muszą wystartować zanim upadną bomby. Wynika stąd pewien paradoks polegający na tym, że jakkolwiek zmniejsza się ilość środków przenoszenia bomb, to ilość potrzebnych załóg wzrasta, przy czym zwiększają się również wymagania co do poziomu ich wyszkolenia. Stany Zjednoczone mają wystarczające środki, aby budować większą ilość samolotów bojowych niż wymagają tego warunki wojny i część z nich przeznaczają do celów treningowych. Natomiast Anglia i Francja zmuszone są dysponować parkiem tańszych samolotów treningowych.

Ponieważ pilotaż samolotu o predkości $Ma=2$ różni się dosyć zasadniczo od pilotażu samolotu do szkolenia podstawowego, konieczny jest również samolot przejściowy, który mógłby rozwijać prędkość naddźwiękową. Samolot ten powinien być podobny do samolotu bojowego pod względem obciążenia powierzchni nośnej, zachowania się przy podchodzeniu do lądowania i lądowaniu, powinien być przystosowany do działań z lotnisk pomocniczych (powinien mieć możliwość krótkiego startu i być wyposażony w niskociśnieniowe opony), do lotów na małych wysokościach (do czego jest konieczne odpowiednie wyposażenie) i powinien mieć zdolność przenoszenia dużych ładunków bojowych na znaczne odległości. Poza tym koszty produkcji takiego sa-

molotu nie powinny być duże. Ponieważ osiągi samolotu treningowego tego typu odpowiadają osiągom samolotu do bezpośredniego wsparcia, może on wykonywać również zadania bojowe.

Budowa lekkiego samolotu, który odpowiadałby wymienionym powyżej wymaganiom, jest przedsięwzięciem bardzo trudnym. Właśnie ona jest celem programu ECAT, dla którego ustalono następujące założenia: lekki dwusilnikowy, dwumiejscowy samolot o prostej konstrukcji i prostej obsłudze; długość startu i lądowania — 800 m; korzystny stosunek ciągu do ciężaru; zasięg przy prędkości przelotowej



wej odpowiadającej $Ma=0,9$ na wysokości poniżej 500 m — 1000 km.

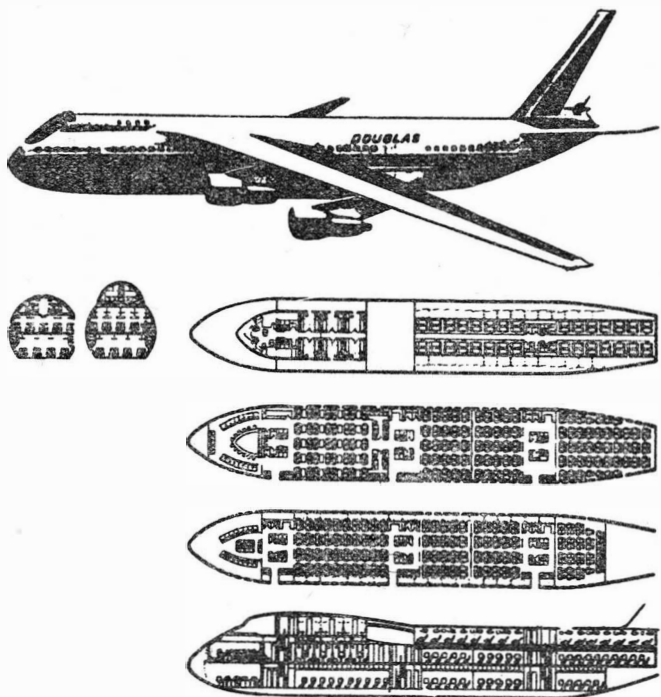
Projekt na taki samolot opracowały następujące firmy: Breguet, Nord-Aviation, Potez, Sud-Aviation i Marcel Dassault. Za najlepszy uznany został projekt Breguet Br. 121, który na mocy porozumienia zawartego między Francją a Anglią ma być rozwijany wspólnie przez oba te kraje. W Anglii samolot ten będzie stosowany jako samolot treningowy na miejsce samolotów „Hunter” i „Gnat”, a we Francji — jako samolot treningowy i szturmowy. Samolot ma być napędzany dwuprzepływowymi silnikami typu RB. 172—T. 260, rozwijanego wspólnie przez firmy Rolls-Royce i Turbomeca. Ciężar całkowity samolotu — 8000 kG, prędkość — $Ma=1,8$. Pierwszy lot samolot ma wykonać w roku 1967 lub 1968.

Należy wspomnieć, że równocześnie podpisano między Francją a Anglią porozumienie na temat wspólnego roz-

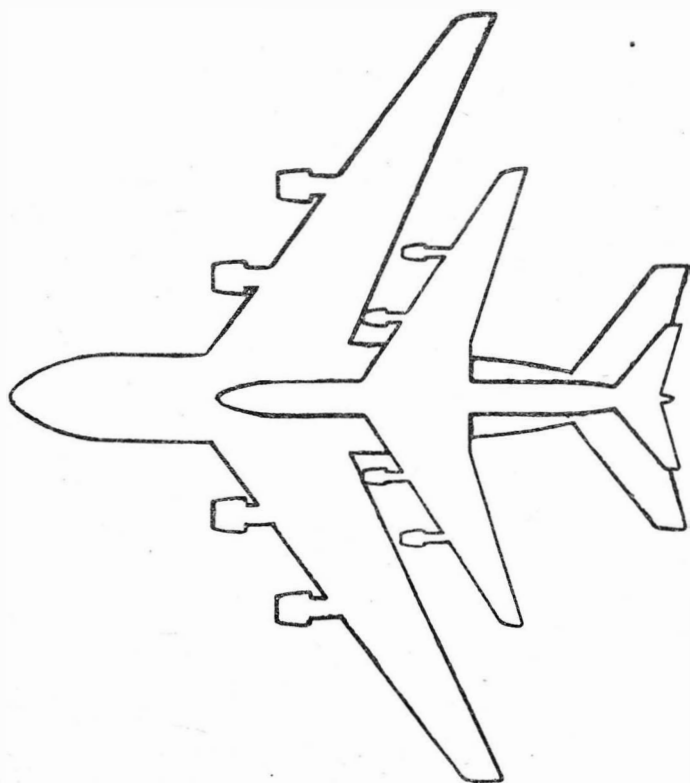
woju ciężkiego samolotu bojowego o zmiennej geometrii skrzydła. Samolot ten ma być napędzany silnikami z dopalaniem SNECMA/Bristol Siddeley M.45. W. K.

CYWILNA WERSJA SAMOLOTU DOUGLAS C-5A

Wersja cywilna ciężkiego samolotu transportowego Douglas C-5A ma przewozić — zgodnie z dotychczas przepro-



wadzonymi analizami — 1000 pasażerów lub 136 000 kG towarów. Na załączonych rysunkach pokazano w widoku z góry trzy pokłady samolotu w wersji mieszczącej 616 pasażerów. Pokład górny ma 60 miejsc klasy specjalnej w ogonowej części kadłuba i 36 prywatnych przedziałów

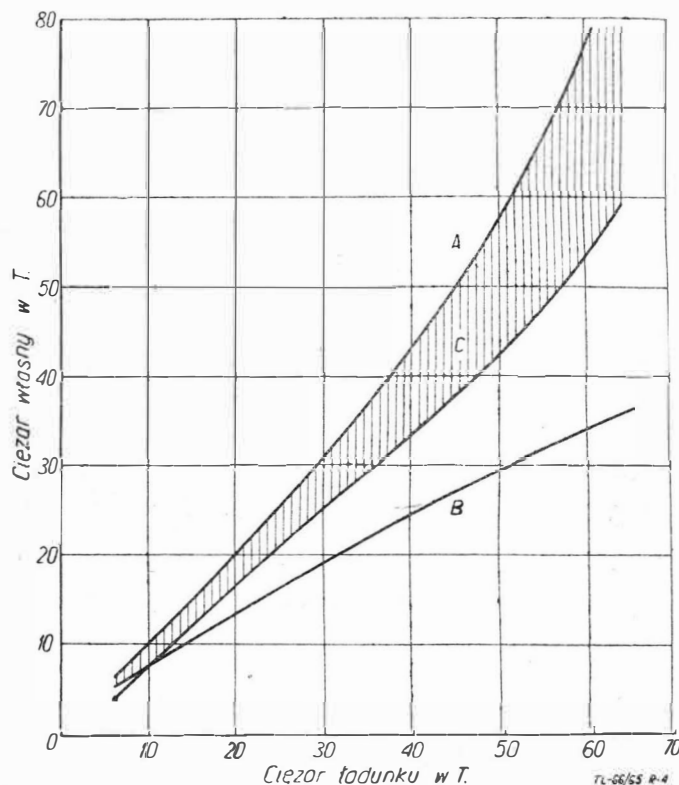


w przedniej części kadłuba. Pokład środkowy zawiera 180 miejsc pasażerskich oraz miejsce zabaw dla dzieci, stację sanitarną dla 18 pasażerów, jadalnię z 80 miejscami (w środku) i bar z 23 miejscami (z przodu). Na dolnym pokładzie jest 197 miejsc i salon „widokowy” dla 22 pasażerów.

Dolny rysunek pokazuje przekrój podłużny kabin. Poza tym pokazano na rysunku porównanie wielkości samolotu C-5A i samolotu DC-8. W. K.

ŚMIGŁOWCE Z CIŚNIENIOWYM NAPĘDEM WIRNIKA

Śmigłowiec o konwencjonalnej konstrukcji, który mógłby transportować ładunki o ciężarze 60 000 kG, wymagałby tak dużych nakładów technicznych, że wydaje się problematyczne, czy jego rozwój byłby opłacalny. Największe trudności stwarza przy tym mechaniczny napęd wirnika, którego ciężar w przypadku większych śmigłowców jest bardzo znaczny. Na przykład ciężar mechanicznego układu napędowego wirnika i śmigła ogonowego wraz z tym śmigłem śmigłowca o ciężarze własnym 63 000 kG wynosiłby 19 500 kG. Innymi słowy, udział ciężarowy przekładni, wałów i śmigła ogonowego rośnie ze wzrostem całkowitego ciężaru śmigłowca. W związku z tym oczywiste stają się zalety ciśnieniowego napędu wirnika, tym bardziej że śmigłowiec o takim napędzie nie wymaga stosowania śmigła ogonowego. Widać to na zamieszczonym wykresie, na którym przedstawiono zależność ciężaru własnego od ciężaru handlowego (ładunku) dla śmigłowców z mechanicznym napędem wirnika (krzywa A) i z napędem ciśnieniowym (krzywa B).

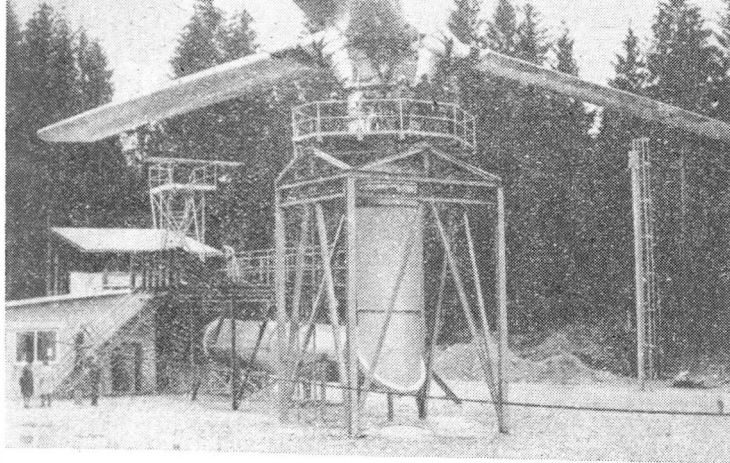


Obszar zawarty między krzywą A i krzywą C przedstawia łączny ciężar układu napędowego wirnika i śmigła ogonowego, ciężar śmigła ogonowego i ciężar oleju.

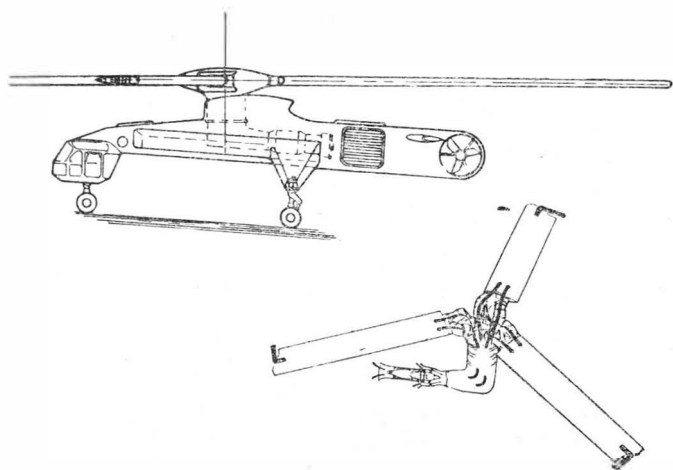
Jeżeli chodzi o jednostkowe zużycie paliwa śmigłowców z napędem ciśnieniowym, to można utrzymać je na niskim poziomie przez stosowanie napędu niskociśnieniowego, tj. przez stosowanie małych prędkości na wylocie z dysz wirnika. Wówczas zużycie paliwa odniesione do ciężaru ładunku nie będzie przekraczać zużycia paliwa śmigłowców konwencjonalnych.

Zapoczątkowane dawniej prace nad napędem ciśnieniowym wirnika nie mogły być doprowadzone do końca ze względu na brak odpowiednich silników, a głównie ze względu na ówczesny niski poziom technologii budowy wirników.

W roku 1960 firma Boelkow rozpoczęła w tej dziedzinie prace badawcze, które doprowadziły do zbudowania doświadczalnego wirnika z napędem ciśnieniowym o średnicy 31 m. Zagadnienie sprawności napędowej wirników z napędem niskociśnieniowym przebadano na mniejszych wirnikach doświadczalnych, natomiast obecne badania, przeprowadzane na dużym wirniku, mają na celu wyjaśnienie zagadnień konstrukcyjnych i technologicznych.



Wirnik jest napędzany dwuprzepływowym silnikiem General Electric CJ 805-23, którego łączny wydatek wynosi 190 kG/sek, i rozwija siłę nośną 36 000 kG. Próby przeprowadza się na stoisku w Ottobrunn koło Monachium. Przypuszcza się, że prace firmy Boelkow doprowadzą już wkrótce do zbudowania doświadczalnego śmigłowca z napędem ciśnieniowym. Projekt tego śmigłowca jest oznaczony numerem 70. Jego wirnik ma średnicę 44 m, ciężar

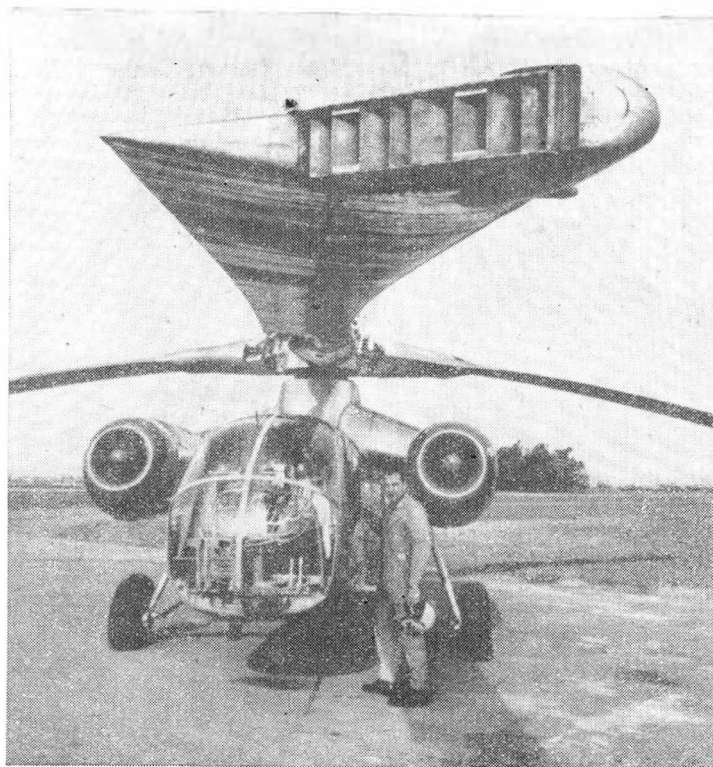
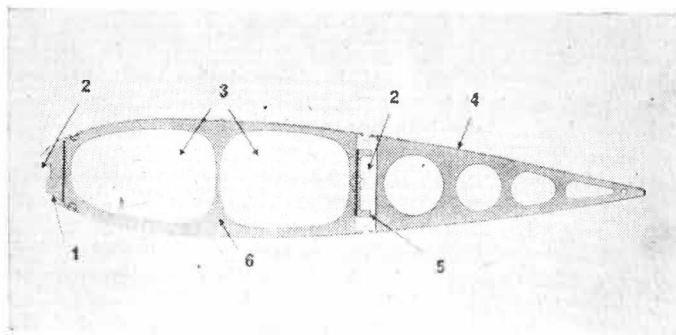


całkowity wynosi 78 000 kG, ciężar ładunku 50 000 kG. Jako wytwornicę gazów bierze się pod uwagę silnik CJ805-23. Prędkość obwodowa końców łopat wirnika ma wynosić 190 m/sek, prędkość gazów na wylocie z dysz — 340 m/sek.

W stadium bardziej zaawansowanym są prace nad amerykańskim śmigłowcem z napędem ciśnieniowym — Hughes XV-9A, który przechodzi już obecnie próby w locie. Wytwornice gazów śmigłowca stanowią dwa odpowiednie przerobione silniki General Electric YT64-GE-6, umieszczone w gondolach po bokach kadłuba. Konstrukcja łopat wirnika została opatentowana przez firmę Hughes. Środkową część łopat tworzą dwa płaskie kanały połączone z pokryciem łopaty za pomocą gęsto rozstawionych żeber. Do



przejmowania sił odśrodkowych i momentów gnących służą dwa dźwigary, które ograniczają kanały od przodu i od tyłu. Na dźwigarze przednim zamocowany jest nosek łopaty, na tylnym — krawędź spływu. Kanały — zamocowane w sposób pływający między dźwigarami — są podzielone wzdłuż rozpiętości łopat na szereg odcinków, połączonych między sobą elastycznymi elementami. Dzięki temu kanały mogą wydłużać się swobodnie w kierunku promieniowym; poza tym pozwala to uniknąć przenoszenia się obciążeń od drgań kanałów na konstrukcję łopaty oraz wzajemnego



oddziaływania obciążeń między dźwigarami i gorącymi kanałami. Z przodu i z tyłu kanałów są umieszczone dodatkowe przewody, przez które przepływa — pod działaniem sił odśrodkowych — powietrze chłodzące, utrzymujące temperaturę dźwigarów na poziomie nie przekraczającym 200 °C. Końce łopat są zaopatrzone w kierownice, które odchylają strumień gazów o 90°, przyspieszając go równocześnie.

Dane śmigłowca

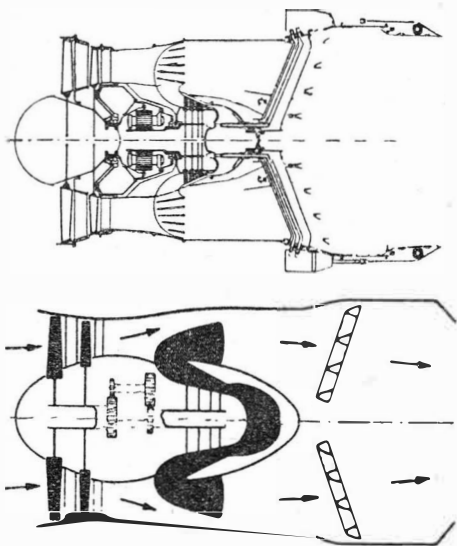
Długość	13,72 m
Wysokość	3,66 m
Średnica wirnika	16,76 m
Ciężka łopaty wirnika	0,80 m
Ciężar własny	3900 kG
Obliczeniowy ciężar całkowity	6940 kG
Dopuszczalny ciężar całkowity	11 570 kG
Prędkość maksymalna przy ciężarze całkowitym 4550 kG	247 km/h.

Śmigłowiec został zbudowany na zlecenie dowództwa wojsk lądowych. Obecnie prowadzi się pertraktacje na te-

mat budowy śmigłowca seryjnego. Opracowano już kilka projektów, m.in. projekt śmigłowca specjalnego mogącego unosić ładunki o ciężarze 20 T, napędzanego czterema wytwornicami T 64 w podwójnych gondolach po bokach kadłuba; projekt latającego dźwigu z centralną windą ładunkową i czterema podwieszeniami; projekt szybkiego śmigłowca zaopatrzonego w dwa dodatkowe wentylatory napędowe, które będą umożliwiały osiągnięcie prędkości 400 km/h. Jest on przeznaczony głównie do zwalczania łodzi podwodnych. Działając z lotników miałby on, przy ciężarze całkowitym 15 420 kG i ciężarze ładunku 3400 kG, promień działania 460 km na wysokości lotu 3000 m, przy czym czas patrolowania nad obszarem celu wynosiłby dwie godziny. Następnym projektem to śmigłowiec pasażerski na krótkie trasy mogący przewozić 50 pasażerów na trasach do 500 km. Śmigłowiec ten ma zapewniać niskie bezpośrednie koszty eksploatacyjne, jakich nie mogą zapewnić współczesne śmigłowce i samoloty latające na krótkich trasach. W.K.

SILNIKI TURBINOWO-RAKIETOWE DO SAMOLOTÓW HIPERSONICZNYCH

Przy rozpatrywaniu problemów lotu z prędkością odpowiadającą $Ma = 4,5$ okazuje się, że silnik strumieniowy zużywa pięciokrotnie mniej paliwa niż silnik raketowy. Sprawność obiegu termodynamicznego silnika strumieniowego określa ciśnienie w dyszy wylotowej, które przy rozpatrywanych prędkościach lotu znacznie przekracza ciśnienie, jakie może zapewnić dowolna sprężarka. Jednak silnik strumieniowy, wykazujący dużą sprawność przy $Ma = 4,5$, nie nadaje się do przyspieszania samolotów w zakresie prędkości od zera do $Ma = 2$. W związku z tym powstała koncepcja dodania do silnika strumieniowego zespołu sprężarki i turbiny napędzanego silnikiem raketowym. Zespół ten służy do wytwarzania ciągu w czasie



startu i przyspieszania. Powstaje w ten sposób silnik turbinowo-raketowy. Zasada jego pracy jest następująca: w komorze spalania silnika raketowego ulega spalaniu paliwo z tlenem (z własnego źródła), a gorące gazy kierowane są na turbinę, która napędza sprężarkę. Zasysane przez sprężarkę powietrze atmosferyczne miesza się z gazami opuszczającymi turbinę; przed dyszą wylotową zostaje wtrysnięte paliwo, które spala się podobnie jak w dopalaczu lub w silniku strumieniowym. Aby temperaturę przed turbiną utrzymać w granicach dopuszczalnych, spalanie w komorze silnika raketowego odbywa się przy nadmiarze paliwa, które dopala się w obecności dodatkowego powietrza przed dyszą wylotową. Silnik z własnego źródła czerpie jedną piątą całkowitej ilości zapotrzebowanego tlenu. Zużycie paliwa przy $Ma = 4,5$ jest 1,5 raza większe niż w przypadku turbinowego silnika odrzutowego z dopalaniem (w zakresie $Ma = 0 \div 1,0$ jest ono dwukrotnie większe), jest jednak trzy razy mniejsze niż zużycie paliwa silnika raketowego.

Sprężarka jest napędzana przez turbinę za pośrednictwem przekładni ze względu na duże różnice w średnicach. Obudowa przekładni ma podwójne ścianki. Przy większych prędkościach lotu między ścianki obudowy wtryskuje się małe ilości wody, która odparowując chłodzi przekładnię.

W przekładni przewiduje się stosowanie zazębienia Nowikowa i smarowanie olejem. Gdy zespół sprężarka-turbina jest włączony w czasie przyspieszania, gorący olej jest odprowadzany do dyszy wylotowej, gdzie ulega spalaniu. Dzięki temu nie stwarza on dodatkowego ciężaru, o ile jego wartość opałowa jest zbliżona do wartości opałowej ropy.

Optymalna wartość sprężu — ze względu na jednostkowe zużycie paliwa z jednej strony i ciężar silnika z drugiej — wynosi 2,3 : 1 w warunkach stoiskowych. Wystarczająco wówczas dwa stopnie sprężarki.

Temperaturę spalania w dyszy dobiera się do warunków przyspieszania ($Ma = 0,9$, $H = 11\ 000$ m), tak aby uzyskać największy ciąg przy prędkościach przydźwiękowych. Ze względów materiałowych nie powinna ona przekraczać $2300^\circ K$. Temperaturze tej odpowiada, przy wspomnianych warunkach lotu, spalanie stechiometryczne. Ze wzrostem prędkości lotu należy ograniczać wydatek paliwa przypadający na 1 kG wydatku powietrza, aby utrzymać stałą temperaturę w dyszy, mimo wzrostu temperatury za sprężarką. Przy $Ma = 4,5$ wydatek paliwa wynosi 3/5 wydatku przy stechiometrycznym spalaniu.

Aby dostosować warunki pracy silnika do zmiennych warunków lotu, należy zastosować zmienną geometrię dwufuzora i dyszy wylotowej. Do przestawiania dwufuzora i dyszy będzie się stosować, ze względu na wysokie temperatury, silniki pneumatyczne zamiast elektrycznych lub hydraulicznych.

Ze względu na mały spręż sprężarki przy prędkości $Ma = 4,5$ można stosować stopy tytanu, dopiero poczynając od $Ma = 4,8$ konieczne są stopy niklowe. Temperatury w poszczególnych przekrojach przy $Ma = 4,5$: na wlocie do sprężarki $772^\circ C$, na wylocie ze sprężarki $827^\circ C$, przed turbiną $1127^\circ C$, w dyszy wylotowej $1927^\circ C$.

Silniki turbinowo-raketowe zamierza się wykorzystywać m.in. do napędu transportowców kosmicznych, z których będą wystrzeliwane rakiety ze sztucznymi satelitami.

W.K.

NOWY RODZAJ PALIWA

Firma Shell International Petroleum Co. wyprodukowała nowy rodzaj wysokoenergetycznego paliwa. Paliwo to, noszące nazwę Shelldyne, składa się wyłącznie z węglodorów, a jego wartość opałowa jest o około 30% większa niż wartość opałowa zwykłych paliw, mimo że nie zawiera dodatków paliw egzotycznych (takich jak bor). Na razie paliwo to jest znacznie droższe od zwykłego paliwa do silników turbinowych. Obecnie w małych ilościach znajduje ono zastosowanie do przeprowadzania badań.

Własności fizyczne paliwa: gęstość 1,109 g/ml przy $20^\circ C$; stosunek węgla do wodoru 10,43; punkt płonienia $64^\circ C$ (w zamkniętym zbiorniku); punkt zamarzania $-24^\circ C$; wartość opałowa 10 900 kcal/l.

Możliwe jest mieszanie paliwa Shelldyne ze zwykłym paliwem.

W.K.

BADANIE MOŻLIWOŚCI ŻYCIA NA MARSIE

Wśród zagadnień astronautyki i badania kosmosu najbardziej pasjonujące są badania możliwości życia na Marsie. Badania takie były prowadzone w Instytucie Biologii Akad. Nauk ZSRR. Dotyczyły one tylko krótkotrwałego przebywania mikroorganizmów w warunkach marsjańskich. W większym zakresie prowadzone były badania w Union Carbide Research Institute w USA. Założono w nich, że temperatura na Marsie na równiku osiąga w lecie w dzień $+55^\circ C$, zaś w nocy daleko poniżej zera. Atmosfera zawiera jedynie ślady tlenu, zaś parę wodną w ułamku procentu. Mars jest geologicznie stary i czerwona powierzchnia sugeruje, że składa się ona z pyłów różnych rud, które spotyka się na Ziemi w tropikalnych pustynnych okolicach.

Autor tych badań Siegel zastrzega się, że wyniki świadczą o tym, że niektóre rośliny, mikroorganizmy, czy nawet zwierzęta mogą żyć w warunkach, jakie panują na Marsie, nie oznacza, że mają one tam być. O tym, że obecne formy życia na Ziemi mogą istnieć też w odmiennych warunkach świadczą mikroorganizmy, które i dziś istnieją, a zostały wykryte w skamienielinach sprzed 2 miliardów lat.

Rośliny mogą żyć w zredukowanej ilości tlenu. Badania wykazały na przykład, że ogrodowa fasola rośnie przy

50% tlenu, jednak jej skład chemiczny się zmienia: ilość tłuszczu zmalała o połowę, ilość celulozy (drewno) zmalała do 40% wartości normalnej, cukru było 2—3 razy więcej. Nasiona ogórka kiełkowały przy ciśnieniu 1/60 normalnej atmosfery ziemskiej, na podłożu z tlenków żelaza, podobnym do pyłu pustynnego. Dolna granica temperatur, którą kiełki znosiły, była niższa o 10° przy 20% tlenu od temperatury, którą zniosły kiełki przy normalnym składzie atmosfery. Wynika z tego lepsza odporność na niskie temperatury przy jednoczesnym obniżeniu ciśnienia lub zmniejszeniu ilości tlenu.

Jako jedną z przyczyn tego zjawiska podaje Siegel większą ilość promieni ultrafioletowych dochodzących do roślin czy mikroorganizmów i lepsze pochłanianie tlenu w fotosyntezie.

Po tych wstępnych badaniach ustalono w komorze skład atmosfery, zbliżony do przypuszczalnej atmosfery Marsa: 0,052% O₂; 1,39% Ar; 0,24% CO₂, reszta azot. W komorze była możliwość zmiany temperatury od +20°C do -30°C, oprócz tego była tam cyrkulacja dla usunięcia CO₂ wytworzonego przez fotosyntezę.

W komorze zachowano termiczny 24-godzinny cykl Marsa od +18°C do -20°C, co odpowiada pewnemu określone mu położeniu względem równika. Minimalna temperatura panowała przez 10 godzin i przez 16 godzin działało światło lamp, zbliżone do słonecznego. Wybrano do doświadczenia różne rośliny pustynne — jeden z gatunków wytrzymał 300 dni, inne od tygodnia do 10. Badano też wpływy braku tlenu i zimna na owady — wyniki były zgodne, znosiły one zimno tylko przy jednoczesnym braku tlenu.

Przy tej samej atmosferze i ciśnieniu 1/10 atm trzymano żółwie. Żyły one przez 3 miesiące; stwierdzono u nich zmniejszenie się ilości krwi.

Autor badań sugeruje, że odporność na obniżone temperatury mogą mieć organizmy, które znoszą silnie zasoloną wodę w swym obiegu życiowym.

Najbardziej odporną na warunki marsjańskie była pleśń. Ukazała się ona i rozmnażała w symulatorze na zielonych roślinach przy -24°.

Zadziwiająca jest odporność mchu na naświetlanie promieniami ultrafioletowymi i podobnymi. Pewien gatunek mchu wytrzymuje 4000-krotną dawkę śmiertelną dla człowieka, zaś w przypadku promieniowania gamma — 1000-krotną dawkę śmiertelną. Zwolniona aktywność życiowa mchu była zachowana przy -34°C, gdy zwykłą wodę zastąpiono ciężką wodą (taką, w której występuje alotropowa odmiana wodoru).

Niezależnie od tych badań stwierdzono, że pleśń i niektóre bakterie mogą żyć w czystym amoniaku lub w amoniaku zmieszany z metanem (przypuszczalna atmosfera Wenus).

Jak z tych badań widać, istnieje możliwość życia organicznego nawet w warunkach Marsa (a być może i w górnych warstwach atmosfery Wenus).

Znany astronom Urey przypuszcza, że i na Księżycu mogło być życie, gdyż przed ponad 100 milionami lat mogła tam być woda (świadczą o tym pewne szczegóły zdjęć „Rangerów”) i atmosfera dostatecznie gęsta dla istnienia przynajmniej mikroorganizmów (przy obniżonych warunkach, jak w komorze symulującej atmosferę Marsa).

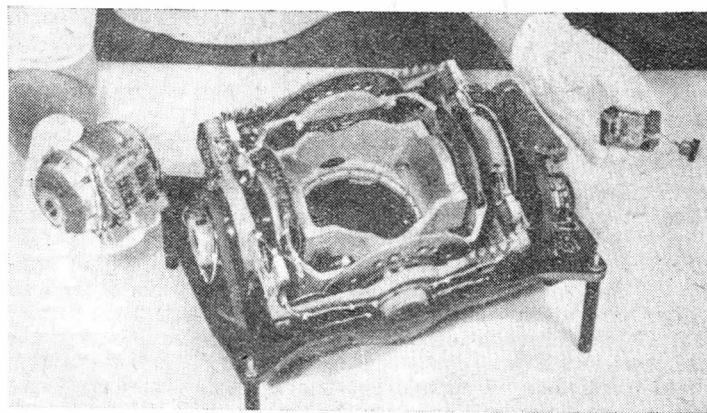
Zagadkę życia na Marsie i Księżycu rozwiązać być może lądujące pojemniki badawcze.

Z. Br.

UKŁADY BEZWŁADNOŚCIOWE

Firma Litton Industries produkuje układy bezwładnościowe AN/AJQ-20 do samolotu F-111A i AN/AJQ-14 do samolotu F-111B. Oba układy są identyczne (oznaczenie fabryczne LN-14) z wyjątkiem tablicy; są one skonstruowane w sposób modułowy, dzięki czemu łatwo można wymienić uszkodzone zespoły. Ponieważ samolot F-111 nie ma radaru dopplera można przypuszczać, że stosowane na nim układy bezwładnościowe, przeznaczone do nawigacji i zrzućcia bomb, muszą pod względem dokładności odpowiadać najwyższym wymaganiom, nie wyłączając lotów na długich dystansach.

Najnowszy system bezwładnościowy LN-15 nadaje się do samolotów cywilnych i wojskowych, poddźwiękowych i naddźwiękowych. Odznacza się on niską ceną. Nowością w tym urządzeniu jest nieplywający wirnik P-500 („Vibra-Rotor”) i przyspieszeniometer A-500 z kwarcowym rezonatorem. LN-15 może być dostarczany z przelicznikiem



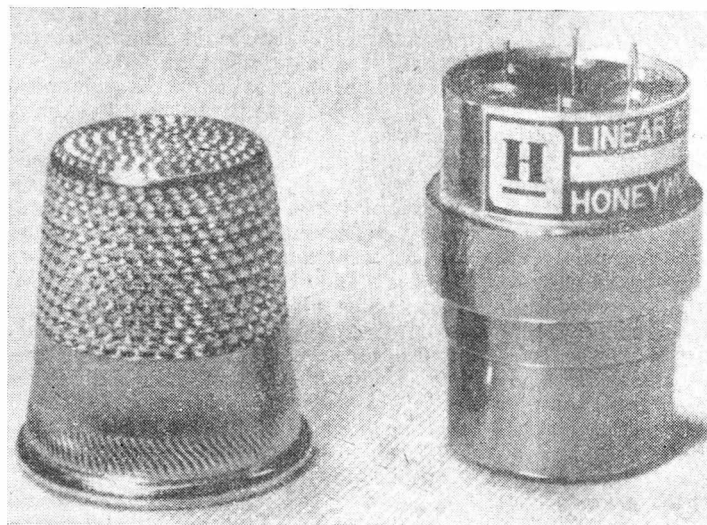
analogowym lub zminiaturyzowanym przelicznikiem cyfrowym C-220.

Dane techniczne urządzenia LN-15: ciężar 15,9 kG; zapotrzebowanie miejsca 21,2 dcm³; zapotrzebowanie mocy 150 W; dopuszczalny zakres temperatury otoczenia -55°C do +70°C; odporność na uderzenia do 10 g; trwałość 10 000 h; okres międzynaprawy 1500 h; błąd wskazań nawigacyjnych mniej niż 1,85 km na godzinę; wskazania: położenie (szerokość i długość geograficzna), odległość i kurs.

W. K.

SUBMINIATUROWY PRZYSPIESZENIOMIERZ

Firma Honeywell rozpoczęła produkcję (po trzyletnim okresie rozwojowym) subminiatury przyspieszeniometera GG 322. Jest on dokładniejszy, bardziej niezawodny,



prostszy i dwa razy tańszy od poprzednich urządzeń serii LA 600. Waży tylko 28 G, ma średnicę 16,5 mm i wysokość 28 mm. Właściwy element pomiarowy składa się ze sztabki krzemowej, po obu stronach której zamocowano za pomocą dyfuzji tensometry piezoelektryczne. Przyspieszeniometer ten jest przeznaczony do stosowania w układach regulacji i sterowania statków kosmicznych, pocisków kierowanych, samolotów, śmigłowców i torped oraz w układach telemetrycznych. Zakres pomiarowy wynosi od ±2 g do ±2000 g.

W. K.

NOWY MATERIAŁ NA DYSZE SILNIKÓW RAKIETOWYCH

W nowych silnikach raketowych na paliwo stałe wolfram bez chłodzenia nie spełnia już warunków pracy. Zastosowanie nowych paliw wystawia materiały dysz na temperatury znacznie przekraczające temperaturę topliwości wolframu (3400°C). Nie tylko zrosła temperatura, ale również czas trwania impulsu cieplnego. Stawia się wymagania, ażeby materiał dyszy nie tylko nie topił się w rozpatrywanych temperaturach, ale zachował stabilność cieplną, chemiczną i wymiarową.

Jak wiadomo, poza temperaturą, na materiał działa również otoczenie korozyjne i erozyjny strumień spalin. Poza tym, materiał nie może pękać pod wpływem gwałtownego udaru cieplnego w momencie rozruchu silnika. Ani grafit

sublimujący w temperaturze 3650 °C, ani ognioodporne węglik hafnu i tantalu, o punkcie topliwości 3850 °C, nie mogą spełnić tych wymagań.

Po przeanalizowaniu różnych zasad chłodzenia i przeprowadzeniu wielu prób, konstruktorzy wraz z metalurgami opracowali nowy materiał na dysze omawianych silników. Jest to porowaty wolfram przesycony miedzią lub srebrem. Istota nowego materiału polega na samochłodzeniu, dzięki topieniu się wypełniacza (miedź lub srebro) i następnie jego odparowaniu. Wskutek wysokiego ciepła topnienia i parowania następuje intensywne chłodzenie materiału dyszy, utrzymujące go poniżej temperatury topliwości. Sam mechanizm zjawiska wygląda następująco: przy przepływie gorących gazów przez dyszę następuje nagrzanie powierzchniowe dyszy do temperatury przekraczającej punkt topliwości wypełniacza, który topiąc się wypływa kapilarnymi porami w stronę strumienia. W pewnych warunkach ciśnienia i temperatury następuje odparowanie płynnego wypełniacza, a jego pary wypływają z głównym strumieniem spalin. W rzeczywistości mechanizm ten jest bardziej skomplikowany i wymaga unikalnej konstrukcji, ażeby spełniał swoje zadanie. Główną trudność stanowi tu rozkład ciśnień wewnątrz dyszy wynikający z charakteru przepływu. Może on spowodować poważne odchylenia w wypływie roztopionego wypełniacza zarówno pod względem intensywności, jak i lokalizacji. Te czynniki zadeedydowały o tym, że dla poprawnego rozwiązania problemu konieczna była ścisła współpraca konstruktorów i metalurgów. Osiągnięte wyniki potwierdziły jednak wysoką opłacalność takiej współpracy.

A. G.

PRECYZYJNE TRAWIENIE KONTURÓW

W wielu przypadkach trawienie chemiczne konturów zastępuje wykrawanie mechaniczne czy wycinanie. Szczególne zalety procesu chemicznego trawienia konturów to: wyeliminowanie skrzywień, otrzymywanie przedmiotów bez ostrych krawędzi i gradów oraz możliwość „wycinania” w materiałach kruchych. Dalsze zalety to zyski ekonomiczne przy małych i średnich seriach wynikające z krótkiego czasu przygotowawczego i niskich kosztów oprzyrządowania. Jako oprzyrządowanie rozumie się negatyw przedmiotu narysowany w powiększeniu, a stanowiący wzorec przedmiotu. Kształty z wzorca na materiał wyjściowy przenosi się metodą fotograficzną stosując pomniejszenie obrazu nawet 20:1 dla podwyższenia dokładności wymiarów przedmiotu. Obraz naniesiony na błonę przylegającą do powierzchni przedmiotu wycina się ostrzem noża usuwając film z miejsc, które mają podlegać trawieniu. Trawienie odbywa się nie tylko w kierunku prostym do powierzchni blachy, ale i w kierunku stycznym. Dlatego zależnie od grubości blachy stosuje się technologiczną korektę obrazu o kilka setnych milimetra. Tą techniką uzyskuje się wysoką dokładność nawet na bardzo skomplikowanych kształtach. Osiągalne dokładności w zależności od materiału trawionego oraz jego grubości podaje załączona tabelka.

Stosowana predkość trawienia jest oczywiście różna dla różnych grup materiałów i wynosi: dla niklu i stali nierdzewnych 0,0125 mm/min; dla stopów miedzi, stali i stopów żelazo-nikiel 0,025 mm/min; dla magnezu i cynku 0,05 mm/min, a dla tytanu 0,075 mm/min.

Pomimo tych niskich predkości w stosunku do cięcia mechanicznego, proces ten jest dla produkcji mało- i średnioseryjnej opłacalny, jeśli się weźmie pod uwagę weliminowanie operacji gradowania, prostowania oraz niskie koszty oprzyrządowania.

A. G.

ŁĄCZENIE METALI ŻAROODPORNYCH W STANIE STAŁYM

Praca w wysokich temperaturach, szczególnie silników raketowych i pojazdów kosmicznych powracających poprzez atmosferę na Ziemię, wymaga zastosowania na elementy konstrukcyjne takich materiałów, jak kobalt, molibden i wolfram oraz ich stopów. Jednym z podstawowych ograniczeń w szerokim zastosowaniu tych materiałów są duże trudności występujące przy ich spawaniu. Wskutek

Tabela

Normalnie osiągalne tolerancje dla niektórych materiałów

Metal	Grubość blachy (mm)					
	0,025	0,051	0,127	0,381	0,508	0,635
Miedź i stopy miedzi	± 0,0051	± 0,0127	± 0,0190	± 0,051	± 0,051	± 0,076
Stal i stal nierdzewna	± 0,0127	± 0,0190	± 0,025	± 0,127	*)	*)
Niklowe stopy magnetyczne	± 0,0127	± 0,0190	± 0,025	± 0,127	*)	*)
Stop nikiel-srebro	± 0,0127	± 0,0190	± 0,025	± 0,127	*)	*)
Stopy aluminium	± 0,0127	± 0,0178	± 0,025	± 0,127	± 0,178	*)
Molibden	± 0,0127	± 0,0178	± 0,025	*)	*)	*)
Nikiel	± 0,0025	± 0,027	± 0,025	*)	*)	*)

*) Obecny stan wiedzy nie pozwala ocenić tych wartości.

nagrzewania w czasie procesu spawania w złączach i strefie przejściowej występuje zjawisko rekrytalizacji i wzrost ziaren, a co za tym idzie utrata ciągliwości w temperaturze pokojowej. Dlatego powstała koncepcja opracowania procesu łączenia w temperaturze niższej od temperatury rekrytalizacji.

Sam proces łączenia polega na:

- odpowiednim przygotowaniu powierzchni materiałów łączonych,
- wprowadzeniu pomiędzy te materiały przekładki z folii o grubości 0,025 mm dla uaktywnienia procesu dyfuzji,
- spraszaniu elementów na gorąco w próżni,
- wygrzaniu w wysokiej temperaturze rzędu 1000 °C w ciągu kilkunastu do kilkudziesięciu godzin dla przeprowadzenia procesu dyfuzji.

Oczywiście, wszystkie parametry w poszczególnych fazach procesów, jak dociski, temperatury i czas są różne dla różnych par materiałów łączonych. Jak wykazały doświadczenia, w złączach niektórych materiałów następuje rekrytalizacja w procesie wygrzewania. Natomiast w złączach takich metali jak: wolfram-tytan i wolfram-niob nie stwierdzono nawet śladów rekrytalizacji pomimo wygrzewania w ciągu 48 godzin w temperaturze 1150 °C. Przy odpowiednio starannym przeprowadzeniu procesu złącze może pracować w temperaturze znacznie wyższej od temperatury topliwości materiału folii użytej jako przekładka. Równocześnie należy dodać, że materiał folii ma istotne znaczenie dla jakości i charakteru złącza. Z dotychczasowych danych wynika, że dla złączy wolframowych, molibdenowych i ich stopów przekładki powinny być z tytanu.

A. G.

PRENUMERATA ROCZNA CZASOPISMA

TECHNIKA LOTNICZA

po cenach specjalnych zamiast 96 tylko 70 zł

Prenumeratę na rok 1966 można zamawiać w oddziałach SIMP i u kolporterów zakładowych oraz w Zakładzie Kolportażu WCT NOT Warszawa, ul. Mazowiecka 12

Przełamyamy patenty

Patent polski nr 41616

Klasa 42 k, 34/01

PRZEGINAK UNIWERSALNY DO BADANIA MATERIAŁÓW METALOWYCH NA WYTRZYMAŁOŚĆ WIELOKROTNEGO ZGINANIA

Fabryka Wyrobów Blaszanych (obecnie Wytwórnia Sprzętu Komunikacyjnego) Przedsiębiorstwo Państwowe, Kraków, Polska

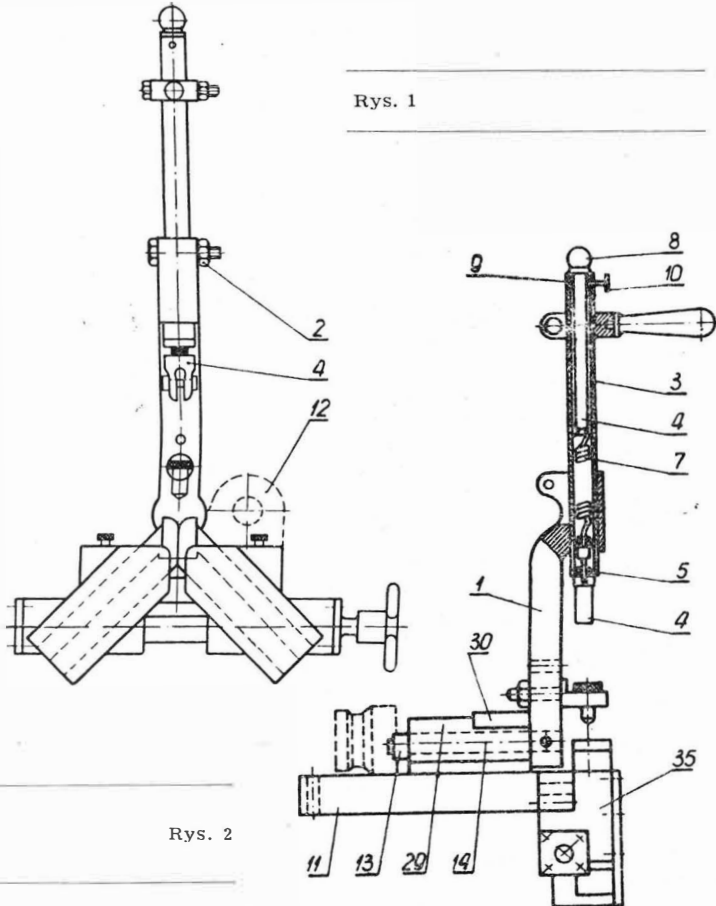
Twórca: inż. Henryk Piotrowicz

Patent trwa od dnia 21 września 1957 r.

Opublikowany dnia 17 listopada 1958 r.

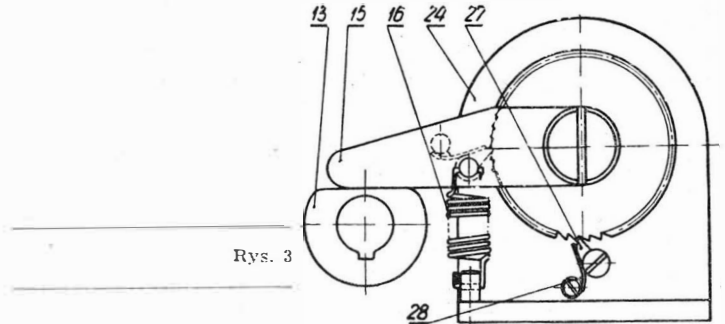
Dotychczas stosowano kilka typów przeginaków w zależności od średnicy drutu i prętów lub grubości i szerokości taśm i arkuszy, przy czym posiadały one szereg

przymocowany jest górny uchwyt (4) tak, że po zluzowaniu tej śruby istnieje możliwość regulowania położenia tego uchwytu w zależności od długości próbki. W rurze (3) mieści się śrubowa sprężyna dynamometryczna (7) przyczepiona jednym końcem do uchwytu (4), drugim zaś do trzpienia (6) z podziałką, który daje się po uchwyceniu za gałkę (8) wysuwać i przez rozciągnięcie sprężyny ustalać wielkość naprężenia według podziałki względem zakończenia (9) rury i unieruchamiać śrubą (10). Na podstawie (11) przeginaka jest umocowany licznik (12) rejestrujący liczbę dokonanych przegięć. Krzywka (13) na wałku (14) dźwigni przeginaka przekazuje ruch na dźwignię (15) licznika, dociskaną do krzywki sprężyną (16) i ta powoduje obrót o jeden ząb koła zębatego (17) za pomocą popychacza (18). Do obudowy (29) wałka (14) dźwigni jest zamocowane urządzenie

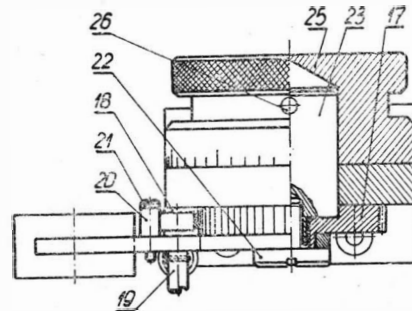


Rys. 1

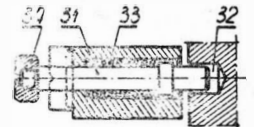
Rys. 2



Rys. 3



Rys. 4



Rys. 5

usterek, jak na przykład: brak automatycznego liczenia przegięć, ograniczenie do pewnych tylko wymiarów próbek, niewłaściwie ukształtowany uchwyt górny, brak urządzenia do napinania materiałów badanych.

Przełamyamy patenty według omawianego patentu usuwa wymienione powyżej niedomagania. W górnej części dźwigni (1) jest zamocowana śrubą (2) rura (3), do której

nie (30) służące do mechanicznego blokowania dźwigni przeginaka w położeniu pionowym za pomocą trzpienia (31) wchodzącego w przypadku zablokowania do otworu (32) w dźwigni i jest dodatkowo dociskany sprężyną śrubową (33), do wyciągania zaś tego trzpienia służy nakrętka (34).

S. M.

Czasopisma techniczne

pomagają lepiej wykorzystać maszyny i materiały
szerzej stosować postęp techniczny
i naukową organizację pracy

Projektowanie pasażerskich reaktywnych samolotów, S. M. Jeger, Izdatelstwo Maszinstrojenje, Moskwa, 1964 r., stron 452, cena 2 rb. 1 kop.

W książce przedstawiono zagadnienia projektowania pasażerskich samolotów odrzutowych, które zasadniczo różnią się od projektowania innych samolotów. Autor wykorzystał własne doświadczenia uzyskane z okresu współpracy przy projektowaniu odrzutowych samolotów pasażerskich Tu-104, Tu-110, Tu-124 oraz turbosmigłowego samolotu Tu-114, jak i ich wykonania, a także w wyniku poznania szeregu współczesnych zagranicznych samolotów odrzutowych. Specjalną uwagę zwrócono na projektowanie samolotów z prędkościami poddźwiękowymi oraz wybór właściwego podstawowego układu skrzydła z dużym skosem. Rozpatrzono sposoby określenia wymaganej ekonomiczności samolotu wraz z analizą czynników zależnych od warunków eksploatacji i od wpływu ciężaru konstrukcji, szczegółowo omówiono zasady projektowania wnętrza kabin oraz wyposażenia samolotów, kabin dla załogi, kabin pasażerskich, pomieszczeń bagażowych i pomocniczych, ich oświetlenia, urządzeń bezpieczeństwa. Przedstawiono metody projektowania skrzydeł wraz z właściwym doбором ich charakterystyk dla uzyskania wymaganej stateczności poprzecznej i kierunkowej oraz sterowności, projektowania usterzeń i układów sterowniczych oraz sposobów polepszenia charakterystyk startów i lądowań. W osobnym rozdziale przedstawiono metody projektowania zespołów napędowych oraz doboru silników i ich rozmieszczenia na samolocie. Szczegółowo rozpatrzono możliwe drogi polepszenia podstawowych charakterystyk lotnych — osiągow, stateczności i sterowności oraz podstawowe zagadnienia związane z projektowaniem konstrukcji, jak obowiązuje przepisy wytrzymałościowe i wymaganych charakterystyk eksploatacyjnych, zagadnienie zmęczenia konstrukcji oraz resursów użytkowania, metody przeprowadzania prób i badań oraz zagadnienia technologii wykonania. Omówiono też sposoby zmniejszenia hałasu wewnątrz kabin, zmniejszenie hałasu zewnętrznego wywołanego przez zespoły napędowe, problemy bezpieczeństwa lotów na dużych wysokościach i wyposażenia wysokościowego. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, wykresami, tabelami danych technicznych oraz fotografiami. Dano obszerny wykaz literatury oraz w osobnej tabeli szczegółowe charakterystyki czterdziestu współczesnych użytkowanych pasażerskich samolotów odrzutowych. Książka przeznaczona jest dla inżynierów biur projektowych, może być też wykorzystana przez studentów wyższych szkół lotniczych.

L. S.

Tonkostiennye konstrukcji (Konstruktywne elementy, opredielenie prochnych rozmiarow i konstruirowanie w samolotostrojenii i drugih oblastiach techniki), H. Hertel, pierewod z niemieckiego Je. M. Marinoj, G. A. Ałymowa, Je. K. Sołodkinoj i M. S. Rudominiera, Izdatelstwo Maszinstrojenje, Moskwa 1965 r., stron 527, cena 2 rb. 59 kop.

Przekład dokonano z języka niemieckiego na podstawie wydania oryginalnego z roku 1960. Książka omawia zagadnienia projektowania konstrukcji samolotów i zawiera ważniejsze wyniki teoretycznych i doświadczalnych badań autorów zagranicznych i niektórych radzieckich, opracowanych w formie przystępnej do praktycznego stosowania. We wstępie podkreślono znaczenie ciężaru w konstrukcjach lotniczych, jakości i kształtu powierzchni oraz typu konstrukcji. Podano przegląd stosowanych współcześnie materiałów, jak stopów aluminium, stopów magnezowych, stopów tytanu, stali, materiałów syntetycznych. Rozpatrzono zagadnienia ugięcia i utraty stateczności pokrycia przy poprzecznym obciążeniu pół pokrycia ograniczonych usztywnieniami, zagadnienia stateczności pokrycia i zdolności przenoszenia obciążeń w zakresie pozakrytycznym. Jako podstawowy temat rozpatrzono typowe dla konstrukcji cienkościennych płyty jednowarstwowe oraz przekładkowe, cienkościennie profile otwarte, płyty usztywnione dwukierunkowo, ścianki pracujące na ścinanie oraz metody przejścia przez te konstrukcje obciążenia skupionych i podłużnych. Równocześnie autor rozpatrzył też technologię wykonania konstrukcji cienkościennych, elementów konstrukcji ze stopów lekkich otrzymywanych metodą prasowania, wyciskania i tłoczenia, metody wykonania połączeń w konstrukcjach typowych i integralnych, połączeń punktowych zgrzewanych i nitowanych oraz szczegółowo technologię sklejania metali. Osobno rozpatrzono zagadnienia wytrzymałości eksploatacyjnej, trwałości konstrukcji, wytrzymałości zmęczeniowej; metod zapewnienia wymaganej wytrzymałości eksploatacyjnej, powstawania i rozprzestrzeniania się uszkodzeń zmęczeniowych, wpływ karbów i skupienia naprężeń, interpretacji badań zmęczeniowych. Przedstawiono też zagadnienie przepisów wytrzymałościowych stosowanych w budowie samolotów, zagadnienia aerospężystości wraz z zachodzącymi procesami dynamicznymi oraz stany obciążeń wy-

wołane podmuchami. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, wykresami, tabelami i fotografiami. Książka przeznaczona jest dla konstruktorów i obliczeniowców pracujących w przemyśle lotniczym.

L. S.

Sworieniennaja tiechnika aerodinamiczieskich issledowanij pri gipierzukowych skorostiach, pod redakcją A. M. Krilla, przekład z angielskiego M. N. Czausskij, Izdatelstwo Maszinstrojenje, Moskwa 1965 r., stron 539, cena 2 rb. 28 kop.

Przekładu dokonano z oryginalnego wydania amerykańskiego, które ukazało się w roku 1962. Książka zawiera zbiór referatów wygłoszonych w dniach 20—21 marca 1962 r. na drugim sympozjum z zakresu techniki badań przy prędkościach naddźwiękowych. Do pierwszej grupy odnoszą się referaty, w których opisano urządzenia współczesnych stanowisk doświadczalnych, dla wywołania prędkości naddźwiękowych typu tuneli okresowego działania, tuneli impulsowych, tuneli uderzeniowych, stanowisk balistycznych oraz stanowisk do badania nagrzewania ciał przez promieniowanie i przenoszenie ciepła. Przedstawiono też wyniki wykonanych w nich badań. Do drugiej grupy referatów można zaliczyć te, w których omówiono metody wykonania nowoczesnej aparatury pomiarowej niezbędnej do przeprowadzenia badań przy prędkościach naddźwiękowych. Do ostatniej grupy prac można zaliczyć te referaty, w których rozpatrzono perspektywiczne kierunki związane z wykonaniem stanowisk specjalnych dla otrzymania bardzo dużych prędkości naddźwiękowych. Większość referatów jest dobrze ilustrowana fotografiami, tabelami i wykresami i zaopatrzona w szczegółową bibliografię. Książka przedstawia dużą wartość dla szerokiego kręgu specjalistów, pracujących w zakresie dynamiki gazów, fal uderzeniowych, aerodynamiki, balistyki oraz przy projektowaniu i sporządzaniu przyrządów pomiarowych. Prócz tego może być ona przydatna studentom i aspirantom danych specjalności.

L. S.

Uprawlenie swierchzrukowego samolota, F. J. Sklanski, Izdatelstwo Maszinstrojenje, Moskwa, 1964 r., stron 388, cena 1 rb. 30 kop.

Książka ta daje próbę związania teoretycznych zagadnień zapewnienia stateczności i sterowności szybkiego samolotu z praktycznymi rozwiązaniami tych zagadnień w konstrukcjach układów i organów sterowania nowoczesnych samolotów naddźwiękowych. Prócz tego w książce usystematyzowano materiały znajdujące się w licznych pracach z czasopism z zakresu projektowania układów i organów sterowania samolotów naddźwiękowych. Przytoczono wskaźniki stateczności i sterowności samolotu oraz rozpatrzono zasady formowania sił na dźwigniach sterowania samolotem w układach bez wzmacniaczy. Opiszono zjawiska zmiany charakterystyk stateczności i sterowności samolotu przy okołodźwiękowych i w naddźwiękowych prędkościach lotu, zasady sterowania przy zastosowaniu serwonapędów i wzmacniaczy oraz stosowanie automatów zmiany przekładni w układach sterujących i automatów wyważania. Podano również opis zastosowania automatycznych urządzeń dla polepszenia charakterystyk dynamicznej stateczności i sterowności współczesnych samolotów oraz zagadnienie zwiększenia sprawności i bezpieczeństwa urządzeń automatycznych. Rozpatrzono też zagadnienia dalszego rozwoju układów sterujących, możliwe układy automatyzacji sterowania oraz układy z elektryczną łącznością drążka sterującego ze sterami, wpływ odkształceń konstrukcji samolotu na jego stateczność i sterowność, jak i metody zwiększenia bezpieczeństwa lotu i sposobów stosowania awaryjnych układów sterujących. Treść uzupełniono licznymi rysunkami, wykresami, schematami i tabelami. Zamieszczono obszerny wykaz literatury. Książka przeznaczona jest dla inżynierów przemysłu lotniczego oraz załóg latających.

L. S.

Numerical control in manufacturing (Sterowanie cyfrowe w produkcji. Praca zbiorowa pod redakcją F. W. Wilsona. Wyd. Mc Graw-Hill Book Company, inc. New Jork 1963 r., str. 504, rozdz. 16, rys. 208, tab. 50, poz. lit. 116.

Cel książki, jej charakter i formę najlepiej charakteryzują założenia postawione autorom przed jej opracowaniem. Można by je zgrupować w pięciu punktach:

1. Książka nie powinna być poświęcona technice elektronicznej, lecz powinna zawierać w pierwszym rzędzie informacje typu produkcyjnego dla personelu kierującego produkcją i dla technologów.

2. Książka powinna wykazać, że sterowanie cyfrowe może i powinno stać się kompleksowym systemem obejmującym całokształt wytwarzania — od konstrukcji przedmiotu do kontroli ostatecznej.

3. Ponadto powinno być udowodnione, że sterowanie programowe w swoim optymalnym zastosowaniu stanowi rzeczywiście koncepcję przetwarzania danych i sterowania. Koncepcja ta jest bardziej

twórcza niż samo sterowanie cyfrowe i może być znacznie łatwiej zrozumiana i przyswojona przez ogólny aparat kierowania produkcją niż samo sterowanie cyfrowe, jako koncepcja techniczna.

4. Książka powinna obejmować możliwie szeroką płaszczyznę tematu, a sterowanie cyfrowe należy rozumieć, jako zbliżenie technicznego personelu przygotowania i kierowania produkcją do bezpośredniego oddziaływania na wyposażenie.

5. I wreszcie każdy rozdział książki powinien obejmować jeden lub więcej tematów z punktu widzenia użytkownika, a nie tematu jako części składowej sterowania programowego.

Wychodząc z tych założeń poszczególne rozdziały traktują o zamkniętych zagadnieniach użytkowych, jak np. możliwości i korzyści sterowania programowego, funkcjonalne powiązanie w procesach produkcyjnych określane sterowaniem liczbowym, sterowanie punktowe, sterowanie odcinkowe, kontrola i próby, ocena ekonomiczna sterowania liczbowego itp. Książka zawiera pełny zestaw wiadomości o automatycznym sterowaniu obrabiarkami za pomocą zakodowanych instrukcji. Treść stanowi koncentrację wiadomości pokrywających wszystkie aspekty sterowania liczbowego. Wydanie to stanowi dużą pomoc zarówno dla personelu kierującego produkcją, jak i personelu zarządzającego produkcją. Pierwsi otrzymują odpowiedź lub wskazówki o nowych technikach i dy-

scyplinach stworzonych dzięki sterowaniu cyfrowemu, a drudzy zostaną zorientowani o konsekwencjach nabycia i zastosowania sterowania cyfrowego.

W książce położono nacisk na zależność między sterowaniem cyfrowym a poszczególnymi fazami produkcji, a nawet operacjami. Przeprowadzona jest również analiza ekonomiczna czynników, umożliwiająca podjęcie decyzji o wprowadzeniu sterowania cyfrowego. Podano dokładne kryteria oceny oszczędności bezpośrednich, pośrednich i ogólnych. Poza tym książka zapoznaje ze wszystkimi funkcjami i operacjami technicznymi oraz zmianami w procedurze przygotowania produkcji. Przedyskutowano obrabiarki i zależność od sterowania cyfrowego, specjalne zastosowania produkcyjne, przetwarzanie informacji i ich magazynowanie, role maszyn matematycznych w sterowaniu cyfrowym itp. Książka napisana została przez 31 wybitnych specjalistów z dziedziny technologii, techniki sterowania, przetwarzania danych oraz oprzyrządowania. Ekspert ci po przeanalizowaniu ostatnich osiągnięć i postępów, wybrali i zgrupowali do bezpośredniego zastosowania najbardziej potrzebne dane, dostępne obecnie. W wydaniu tym zamieszczono wiele wykresów, tablic i pomocy graficznych, a nawet słownik wyrazów i określeń z dziedziny sterowania cyfrowego. A. G.

WIADOMOŚCI SIMP

W dniach 20 i 21 czerwca br. odbył się w Warszawie XIX Walny Zjazd Delegatów SIMP, w którym wzięło udział ok. 250 delegatów, wybranych na walnych zgromadzeniach oddziałów SIMP oraz ponad 100 zaproszonych gości, przedstawicieli władz i urzędów, członków honorowych itp. W Zjeździe uczestniczyli również przedstawiciele stowarzyszeń naukowych Bułgarii, Jugosławii, Niemieckiej Republiki Demokratycznej, Węgier i Wielkiej Brytanii. Po otwarciu obrad przemówienie wygłosił wicepremier Wanojka, omawiając kierunki założeń 5-letniego planu gospodarczego. Poza tym przemówienia wygłosili: wicemin. Przemysłu Ciężkiego Z. Nowakowski, przewodniczący KDW min. W. Lechowicz oraz przewodniczący Zarządu NOT wicemin. B. Rumiński. Mówcy podkreślali rolę i zadania członków SIMP przy realizacji zadań technicznych przemysłu. Następnie przemówienia powitalne wygłosiły delegacje zagraniczne, po czym zostały wręczone nagrody SIMP za działalność w zakresie postępu technicznego.

Po złożeniu przez przewodniczącego ZG SIMP inż. Zbierskiego sprawozdania z dwuletniej działalności Stowarzyszenia oraz po sprawozdaniu Gł. Kom. Rewizyjnej i Gł.

Sądu Koleżeńkiego, rozwinęła się dyskusja, w czasie której omawiano zarówno zagadnienia problematyki technicznej i zawodowej, jak i sprawy działalności merytorycznej Stowarzyszenia oraz sprawy organizacyjne.

W wyniku wyborów do prezydium ZG SIMP weszły następujące osoby: Z. Nowakowski (przewodniczący), L. Karbownicki, T. Puff, P. Solski, S. Zbierski (z-cy przewodniczącego), R. Gdulewski (sekretarz generalny), L. Lewandowski (skarbnik).

Na zakończenie Zjazdu uchwalono szereg wniosków wyciągających dalszą działalność Stowarzyszenia w kierunku podniesienia jakości i nowoczesności produkcji, pełniejszego wykorzystania rezerw produkcyjnych oraz pełnego włączenia się do przygotowań do V Kongresu Techników Polskich. Uchwalono też podwyższenie składki członkowskiej do 10 zł miesięcznie.

Z okazji Walnego Zjazdu przyznano najaktywniejszym działaczom Stowarzyszenia 79 odznak honorowych SIMP, 15 złotych i 40 srebrnych odznak honorowych NOT oraz 120 dyplomów uznania i bonów książkowych.

KRONIKA

■ Sprawa Pomnika Lotnika w dalszym ciągu emocjonuje społeczeństwo. Prezydium DRN Warszawa-Ochota przesłała interpelację grupy radnych złożoną w sprawie budowy pomnika — do Głównego Inspektora Lotnictwa. Gen. J. Raczkowski gorąco popiera inicjatywę i wyraża przekonanie, że powstanie wkrótce Społeczny Komitet Budowy Pomnika.

■ Ikarus w kolejnym swym felietonie na łamach „Skrzydlatej Polski” stwierdza, że w Warszawie należy się lotniczy pomnik, symbolizujący wielkie tradycje narodu i stolicy. Chcą tego starzy i młodzi, lotnicy i cywilni. Jednak jak dotychczas zbyt słabe są echa ze strony władz i instytucji lotniczych. Redakcja T. L. zgłasza ze swej strony apel do działaczy lotniczych o niezwłoczne podjęcie akcji organizacji Komitetu Budowy Pomnika „Lotnika”. Zaczątek tego Komitetu widzimy w Komisji Organizacji Muzeum Lotnictwa i Budowy Domu Lotnika przy Klubie Seniorów Lotnictwa.

■ Interesująca jest nieoficjalna punktacja drużynowa z X S.M.S.

1. Polska	— 19 445 punktów
2. NRF	— 18 324 „
3. W. Brytania	— 18 069 „
4. Francja	— 17 961 „
5. USA	— 16 243 „
10. ZSRR	— 6 808 „

Powszechnie zaobserwowano, że czolowi piloci z mistrzostw w Argentynie zajęli w W. Brytanii dalsze miejsca.

■ Inż. J. Becker, szef techniczny polskiej ekipy na S.M.S. oświadczył, że na szybowcu Edwarda Makuli zainstalowany był prototyp nowego polskiego sztucznego horyzontu SHA-1 produkcji PZL, który dobrze zdał egzamin praktyczny.

■ Minister Obrony Narodowej przyjął zwycięską ekipę szybowcową z South-Cerney i złożył gratulacje jej członkom. Czterej piloci oraz trener zostali udekorowani odznaką pilota wojskowego.

■ Prezes GKFFiT udekorował pilotów Wróblewskiego i Kępkę Medalem za Wybitne Osiągnięcia Sportowe.

■ Na lotnisku Centrum Szybowcowego APRL w Lesznie odbyły się XI Szybowcowe Mistrzostwa Polski. Na starcie stanęło 37 szybowców „Foka” oraz (poza konkursem) nowy, wysokowydajny „Zefir-3”. Złe były warunki atmosferyczne oraz trudne konkurencje. Np. przelot szybkościowy na trasie 198 km Leszno — Łódź udało się wykonać tylko 5 pilotom. Mistrzem Polski został Makula (Katowice); otrzymał on puchar ufundowany przez prezesa Rady Ministrów. Tytuły wicemistrzów otrzymali Kępka (Bielsko) i Jakób (Poznań). J. Wróblewski (Bydgoszcz) uzyskał 5 lokatę.

■ Tydzień wcześniej odbywały się I Krajowe Zawody Szybowcowe w Lisich Kątach. Zwycięzcą został tu M. Nalepa pracownik WSK-Rzeszów, posiadacz złotej odznaki z dwoma diamentami. Sprzęt stanowiły „Muchy Standard”.

■ Na szybowcu tego typu pilot Aeroklubu Radomskiego przeleciał 500 km odcinek Radom — Szczecin, zdobywając diament do złotej odznaki.

■ Wiceminister Rustecki stał na czele delegacji Ministerstwa Komunikacji, która udala się do Paryża na XXVI Salon Lotniczy. Delegacja wzięła udział w spotkaniach z przedstawicielami firm oraz — w ramach demonstracji samolotu — odbyła przelot na pokładzie „Tridenta”.

■ W drodze powrotnej z Paryża zatrzymał się w Warszawie minister przemysłu lotniczego ZSRR P. Dementiew. Ministrowi

towarzyszyła grupa wybitnych radzieckich konstruktorów lotniczych, m. in. projektant superfrachtowca An-22 inż. O. Antonow. Na lotnisku Okęcie gości witali min. Przemysłu Ciężkiego — J. Hryniewicz, gen. M. Jakubik oraz dyr. Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego — M. Gronek.

■ Członkowie Prezydium ZG APRL odbyli na początku lata szereg podróży służbowych: do NRD i CSRS — w sprawie nawiązania współpracy w dziedzinie sportu lotniczego, do Paryża — na konferencję FAI.

■ Przeprowadzono próby dla stwierdzenia przydatności „Wilgi” do szkolenia i treningów skoczków spadochronowych w aeroklubach. PZL 104 może zabierać 3 skoczków z licencją lub 2 szkolenych z instruktorem. Próby wykazały, iż zarówno z przyczyn ekonomicznych, jak również konstrukcyjnych — „Wilga” stanowić będzie doskonały sprzęt aeroklubowy.

△ Ma być podpisana między towarzystwami lotniczymi „Aeroflot” i „Lufthansa” umowa w sprawie połączenia lotniczego między Moskwą a Frankfurt nad Menem. Samoloty radzieckie lecące do Frankfurtu będą lądowały po drodze w Berlinie, a samoloty niemieckie lecące do Moskwy — w Pradze.

△ Przedsiębiorstwo „Pan American” zawarło na 6 miesięcy porozumienie z władzami CSRS w sprawie zapewnienia dwa razy na tydzień połączenia Nowy Jork — Praga. Trasa przelotu prowadzić będzie przez Prestwih w Szkocji.

△ Amerykańskie przedsiębiorstwo TWA otworzyło linię Nowy Jork — Algier przez Madryt.

△ Jugosłowiańskie przedsiębiorstwo komunikacji lotniczej „Adria Airways” zostało upoważnione przez amerykański urząd do spraw lotnictwa cywilnego do uruchomienia bezpośredniej linii lotniczej USA — Jugosławia. Na podstawie tego upoważnienia Jugosłowianie będą mogli przewozić pasażerów z USA do Jugosławii lub odwrotnie w okresie najbliższych trzech lat. „Adria Airways” jest pierwszym towarzystwem lotniczym krajów socjalistycznych, które otrzymało od władz amerykańskich upoważnienie na dokonywanie lotów do USA.

△ Cztery międzynarodowe towarzystwa komunikacji powietrznej podpisały umowę o wspólnym eksploataowaniu linii między Europą i Japonią: „Air France”, „Alitalia”, „Deutsche Lufthansa” i „Japan Airlines”. Umowę o wspólnym eksploataowaniu szlaków między Europą i Australią podpisały również brytyjskie „BOAC”, indyjskie „Air India” i australijskie „Quantas”.

■ Nowy port lotniczy Budapesztu - Ferihegy — może przyjmować 120 samolotów dziennie. Po rozbudowie, za 5 lat, przelotowość portu podwoi się.

■ Lotnicze porty paryskie Orly i Le Bourget obsłużyły w ubiegłym roku prawie 6 milionów pasażerów. W porównaniu z 1963 r. stanowi to wzrost 11%.

■ Otwarto największy w ZSRR port lotniczy Domodedowo, mogący przepuścić w ciągu godziny 3000 pasażerów. Może on przyjmować równocześnie 14 samolotów, z których każdy bierze na pokład ponad 100 pasażerów.

■ Koszt własny jednego pasażerokilometra wykonanego na samolotach odrzutowych jest znacznie niższy niż na samolotach tłokowych. Wprawdzie godzinowe zużycie paliwa w silnikach turboodrzutowych jest wyższe, jednak koszt paliwa dla silników turboodrzutowych jest dwukrotnie niższy niż benzyny lotniczej.

■ Telewizja wkracza do pasażerskich kabin „linerów”. Linie KLM zainstalowały w samolocie DC 8 aparaturę telewizyjną, składającą się z 24 ekranów o indywidualnej regulacji przy każdym fotelu.

■ Natomiast na posiedzeniu IATA uchwalony został zakaz wyświetlania filmów w samolotach podczas przelotów transatlantycznych. Jak wiadomo imprezę tę niedawno wprowadziły linie TWA i z uwagi na zawarte kontrakty utrzymują w 1965 i 1966 roku.

■ W czasie trwania szybowcowych mistrzostw świata odbywały się w South-Cerney obrady X Kongresu OSTIV. Najwięcej wyróżnień otrzymali meteorologowie (Anglik i 2 Argentynki); nagrodę OSTIV dla konstruktora szybowca (konkurencje: prostota, taniosc i przydatność w użytkowaniu klubowym) otrzymali — Slingsby, Reussner i Slater z Dart-15. Inż. W. Okarmus otrzymał honorowe wyróżnienie za konstrukcję „Foki”.

Wybrano nowy zarząd OSTIV złożony z przedstawicieli Holandii (przewodniczący — de Lange), Szwajcarii, Polski (inż. J. Bojanowski), Jugosławii, USA, W. Brytanii i NRF.

■ PLL „Lot” i „Orbis” otworzyły w Wiedniu przy placu Schwenplatz reprezentacyjny ośrodek informacyjny. To jest już siódmy lokal zagraniczny tego typu, któremu oprawę artystyczną zaprojektował M. Stępień. Placówka obsługuje również pasażerów zmierzających „Lotem” do Kairu, Helsinek i innych stolic.

■ Zagęszczają się szlaki światowych połączeń lotniczych państw socjalistycznych (prosimy porównać poprzednią „Kronikę”) — „Aeroflot” połączył Moskwę z Rzymem, Algierem i Teheranem,

■ W Klubie Publicystów Lotniczych odbyło się spotkanie ekipy szybowcowej na Szybowcowe Mistrzostwa Świata z przedstawicielami prasy, radia i telewizji. Członkowie ekipy udzielali informacji i dzielili się wrażeniami z pobytu w Anglii.

■ Z okazji jubileuszu XX-lecia powojennego istnienia i dwudziestolecia pierwszej promocji w Oficerskiej Szkole Lotniczej im. J. Krasińskiego w Dęblinie, dziennikarze warszawscy z prasy, radia i telewizji odwiedzili na zaproszenie Inspektoratu Lotnictwa, dęblińską „Szkolę Orlą”. Goście, którzy przybyli dwoma samolotami, uczestniczyli w pokazach wyższego pilotażu absolwentów szkoły oraz zapoznali się z miejscowymi warunkami bytu i nauki.

■ W lecie otwarta została linia łącząca Warszawę z Helsinkami. Ponadto Kraków uzyskał połączenie z Wiedniem. W letnim sezonie Warszawa posiadała codziennie pięć połączeń lotniczych z Gdańskiem, dwa połączenia lotnicze z Koszalinem i dwa ze Szczecinem. Gdańsk miał również dwa razy dziennie połączenie z Krakowem i raz dziennie z Wrocławiem.

NOTATKI ZE ŚWIATA

— „CSA” otworzyły linie Praga—Zurich—Algier i Praga—Frankfurt n. Menem,
— „Malev” — zapewnił połączenia Budapesztu z Mediolanem i Monachium,
— „Tabso” — połączyło Sofię z Londynem i z Algierem oraz otworzy linie do Izambułu, Abisynii i na Cypr,
— „interflug” — połączył Berlin z Nikozją,
— „Iarom” — otworzył linię Bukareszt — Rzym.

Obserwując ekspansję komunikacji lotniczej Czechosłowacji, Bułgarii czy Węgier — raz jeszcze stwierdzamy, że „Lot” jest wciąż przez inne linie dystansowany, że sieć połączeń PLL „Lot” nie odpowiada ani prestiżowi Polski, ani interesom ekonomicznym (wielka rzesza rodaków z zagranicy wpłaca swoje dewizy do cudzych kieszeni), ani perspektywom przyszłości (nieudługo zabraknie kasowych połączeń), ani wreszcie tradycjom polskiej międzynarodowej komunikacji lotniczej (które w swoim czasie można i trzeba było wykorzystywać).

■ Największy i najnowocześniejszy port lotniczy ZSRR — Domodedowo daje początek połączeniom Moskwy z 20 miastami. Stąd wiodą trasy na Daleki Wschód, Syberię, Sachalin, Ural, do Środkniej Azji i Kazachstanu. Tutaj lądują wielkie linery 21 zagranicznych przedsiębiorstw komunikacji lotniczej z Europy, Azji i Afryki. Port łączy ze stolicą 50 km linia kolei elektrycznej oraz autostrada. Wprowadzono również połączenia śmigłowe.

■ Lotnisko Szeremietiewo odległe 35 km od Moskwy jest również lotniskiem międzynarodowym. Nowy dworzec zapewni na godzinę przepustowość 1500 pasażerów. Odprawa trwa 10 minut. W hali dworca mieszczą się przedstawicielstwa linii lotniczych.

■ Lotnisko Wnukowo oddalone jest o 45 km od centrum Moskwy. Stanowi centralny port dla ruchu krajowego oraz zapasowy dla międzynarodowego. Po rozbudowie może przyjmować 1500 pasażerów na godzinę.

■ Statystyki wykazują, że 2,3 podróży na dalekich dystansach odbywają obywatele Związku Radzieckiego samolotami. Roczny wzrost przewozów wynosi średnio 30%. W 1965 r. przewozy osiągną 45 milionów pasażerów.

■ Za najnowocześniejszy port lotniczy świata uważa się port w Toronto. Dwukondygnacyjny budynek ma kształt okrągłego koła sterowniczego o 300 m obwodzie i 180 tys. m² powierzchni. W osi zbudowano wieżowiec 8-piętrowy. Najdłuższa droga do przejścia przez poczekalnię — wprost do samolotu — nie przekracza 120 m. Pasażerowie mogą wjechać samochodami tunelem do parkingów o 9 kondygnacjach (na 2500 wozów). Samoloty tankowane są w odległości kilometra przez 54 hydranty. Dworzec i lotnisko kosztowały 42 mln dolarów. Obliczone są na przepust 5 milionów pasażerów w 1975 r.

■ Zdecydowano podjąć budowę nowego paryskiego lotniska, gdyż Le Bourget i Orly osiągną granice przepustowości (5 i 10 mln pasażerów rocznie). Sprawa jest pilna z uwagi na projektowane wprowadzenie do ruchu samolotów naddźwiękowych oraz szybki wzrost regionu podmiejskiego Paryża. Nowy port zlokalizowany zostanie na północ od stolicy w odległości 22 km od centrum. Lotnisko zajmie teren 3000 ha i będzie połączone autostradą z miastem i z Orly. Zbuduje się dwie drogi startowe o kierunku W—Z. Budowa lotniska rozpocznie się w 1966 r. i będzie zakończona w 1970 r. Przewiduje się zamknięcie lotniska Le Bourget w 1975 r.

Koszt obiektu — projektowanego na 7 mln pasażerów rocznie — wyniesie 900 mln franków.

■ W Bułgarii — w Burgas nad morzem Czarnym — otworzono nowe lotnisko międzynarodowe, przyjmujące znaczny ruch międzynarodowy.

■ W Damaszku powstaje nowoczesny port lotniczy wyposażony w dwa pasy startowe długości 3,2 km. Budowę zaplanowano na 2,5 roku.

■ I znów ciśnie się refleksja: jaki rozmach inicjatywy, jakie osiągnięcia, jakie plany portów lotniczych, jakie krótkie terminy realizacji mają gdzie indziej — na Wschodzie i na Zachodzie. A jak jest u nas? Kompromitująco i szkodliwie dla polskiej komunikacji lotniczej (oraz wpływów dewizowych) wlecie się do 5 lat budowa Międzynarodowego Portu Lotniczego na Okęciu.

Tabela 2

Lp.	Nazwa handlowa tworzywa	Własności mechaniczne				Własności elektryczne						Odporność na nagrzewanie w °C		
		Wytrzymałość na		Twardość wg Brinella kg/mm ²	Ciężar właściwy G/cm ³	Chłonność wody po 24h moczenia w temperaturze pokojowej G/dcm ³	Wytrzymałość dielektryczna w oleju transform. przy 50 Hz w kV	Współczynnik stratności dielektr. przy 50 Hz	Oporność właściwa w Ω	Oporność właściwa w Ω	Oporność właściwa w Ω		Wytężalność cieplna wg Martensa w °C	
		Zerwanie KG/cm ²	Zginanie KG/cm ²											Sejskanie KG/cm ²
1	Płyty rezokart P typ E 1	800	1000	1000	25	1,3-1,4	0,5	25-56	16	0,1	—	10 ⁹	150	
2	Płyty rezokart P typ E 2	700	800	1000	25	1,2-1,4	0,5	—	40-80	0,07	—	10 ⁹	150	
	Płyty rezokart P typ E 3	1000	1300	1100	25	1,3-1,4	0,6	16-40	14	—	—	10 ⁹	150	
3	Płyty rezokart P typ E 5	1000	1500	1200	25	1,3-1,4	0,6	15-40	10	—	—	10 ⁹	150	
	Płyty bakelitowe elektrotechniczne - getinaks A	800	1000	200	25	1,3-1,4	0,5	12-28	16	0,1	10 ¹¹	10 ¹¹	150	
	Płyty bakelitowe elektrotechniczne - getinaks B	800	700	150	25	1,25-1,4	0,5	—	60	0,07	—	—	150	
	Płyty bakelitowe elektrotechniczne - getinaks G	900	1300	200	25	1,3-1,4	0,5	17-42	14	—	—	—	115	
	Płyty bakelitowe elektrotechniczne - getinaks W	1000	1300	170	25	1,3-1,4	0,5	—	—	—	—	—	—	
	Płyty bakelitowe elektrotechniczne - getinaks AW	800	1300	—	—	1,3-1,4	0,5	27	—	—	10 ¹¹	10 ¹¹	—	
	Płyty bakelitowe elektrotechniczne - getinaks BW	800	1300	—	—	1,3-1,4	0,45	25	—	—	10 ¹⁰	10 ¹⁰	—	
	Płyty bakelitowe elektrotechniczne - getinaks Ww	800	1300	—	—	1,3-1,4	0,5	25	—	—	10 ¹⁰	10 ¹⁰	—	
	Laminaty foliowane	—	1500	—	—	1,5-1,6	0,5	—	—	—	0,07	10 ¹¹ -10 ⁹	10 ¹⁰ -10 ⁸	—
	Płyty rezoteks B	—	—	—	6	—	—	—	—	—	—	—	—	—
	4	typ E-1	450	900	300	30	1,3-1,45	0,5	5-8	6,5	—	—	—	135
		typ E-2	650	1200	300	30	1,3-1,45	0,5	2-4	4,5	—	—	—	125
		typ E-4	650	1200	300	30	1,3-1,45	0,5	2-4	4,5	—	—	—	120
		typ K-1	650	1200	1200	25	1,3-1,4	0,65	—	—	—	—	—	—
typ K-2		850	1400	300	30	1,3-1,45	0,7	—	—	—	—	—	1,5	
5	Tekstolit elektrotechniczny	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	gatunek A	600-450	910	300	30	1,3	0,3-0,6	6-8	6,5	—	10 ¹¹ -10 ⁸	10 ¹⁰ -10 ⁷	135	
	gatunek B	650-550	200	300	30	1,3	0,3-0,6	2-4	4,5	—	10 ¹¹ -10 ⁸	10 ⁸ -10 ⁷	125	
	PTK	850	1400	2300	35	1,3-1,4	0,35	—	—	—	—	—	125	
6	Rury bakelitowo-tekstylnie prasowane	1000	1600	2500	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	Pręty bakelitowo-tekstylnie	750	1000	1000	20	1,3-1,4	0,35	5	—	—	10 ⁸	10 ⁷	130	
	Panewki łożyskowe	—	1200	1100	20	1,2-1,33	1	5	—	—	10 ⁸	10 ⁸	130	
7	typ I	—	400	1200	13	1,3	0,6	—	—	—	—	—	95	
	typ II	—	500	1200	15	1,3	0,4	—	—	—	—	—	110	
	typ III	—	750	1900	20	1,25	0,7	—	—	—	—	—	115	
8	Półfabrykaty na koła zębate	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	Krażki bakelitowo-tekstylnie	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	
	Płyty rezoteks A (azbortekstolit)	650-850	1200-1400	300	30	1,3-1,45	1,6	Chłonność oleju samochoodowego 0,8%	—	—	—	—	125	
	Płyty rezoteks S (bakelitowo-tekstylnie szklane)	400	800	1500	30	1,5	0,7	—	—	—	10 ⁸	10 ⁸	140	
9	Rury bakelitowo-szkio-tekstylnie zwiłniane	—	1100	—	—	1,6-1,8	0,45	—	—	0,03	10 ¹⁰	10 ¹⁰	185	
	Pezolan przczoczysty (żywica lana)	450	1300	2000	—	1,3	2	15	15	—	10 ¹¹	10 ¹¹	185	
10														
11														
12														
13														
14														

) Po 4 godz. suszenia w temperaturze 70 ± 2 °C i następnie 6 godz. klimatyzacji przy 65 ± 3% wilgotności względnej w temperaturze 20 ± 5 °C.