

TECHNIKA LOTNICZA

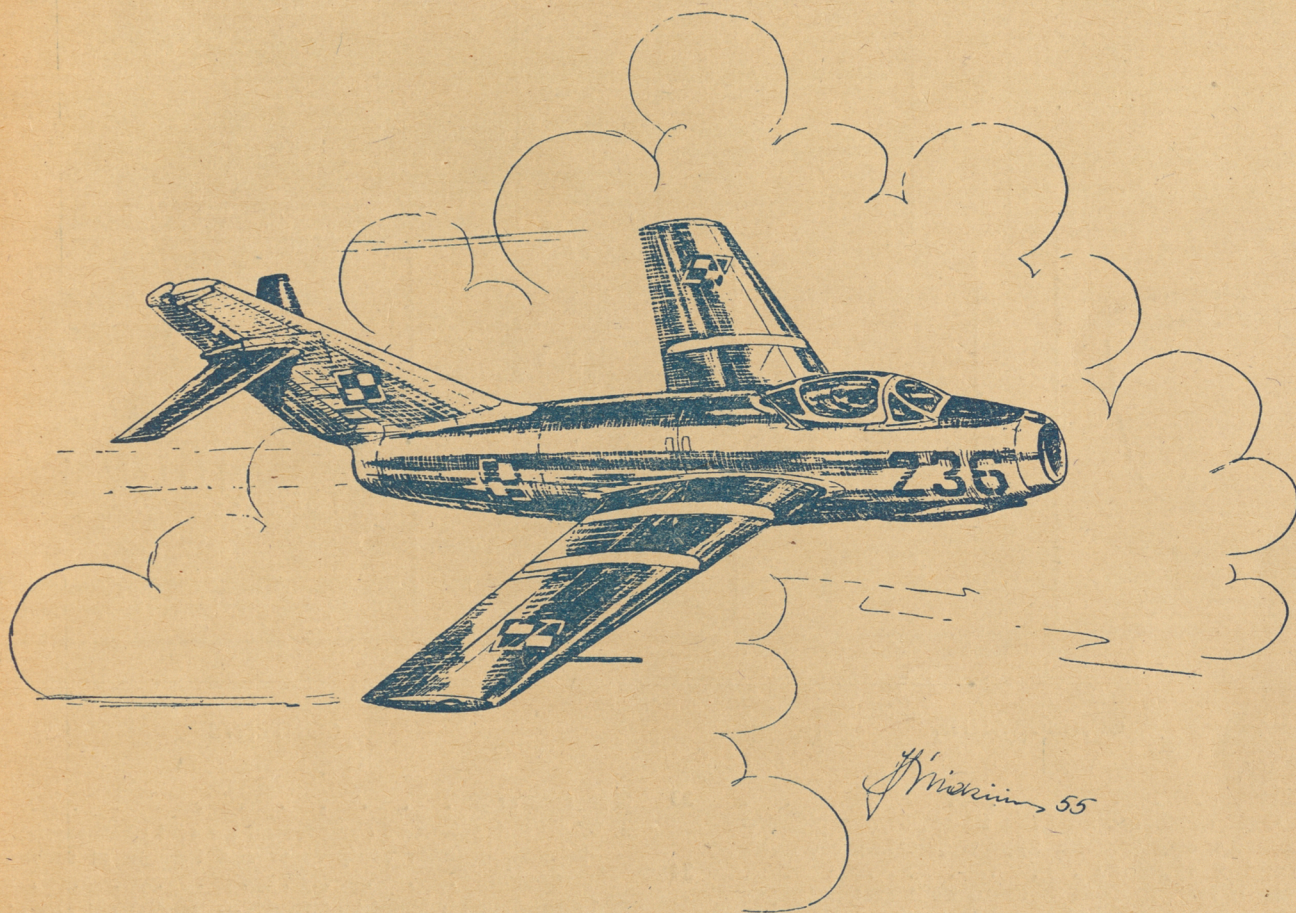
MARZEC – KWIECIEŃ

2

1955 R.

ROK X

DWUMIESIĘCZNIK STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH SIMP
(SEKCJA LOTNICZA)



TREŚĆ ZESZYTU

	Str		Str
Nasza odpowiedź	33	Notatnik użytkownika — Niewłaściwy drut do zabezpieczania	57
J. Wolf: Pobór sprężonego powietrza i wyznaczenie charakterystyk sprężarki i turbiny silnika turboodrzutowego	34	Skrzynka Techniczna	57
B. Lewandowski: Wysokość lotu — jej rodzaje, pomiar i metody redukcji (dokończenie)	44	Lotnicze słownictwo techniczne	58
R. Calikowski: Analiza pracy łożysk z czopami kulistymi stosowanymi w przyrządach lotniczych	52	Przeglądamy usprawnienia — S. M.	59
		Na półkach księgarskich	62
		Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	63
		Pomoce Konstruktorskie — H. Zatyka: Gumy stosowane w lotnictwie	oki.

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

„Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej“

Gumy stosowane w lotnictwie

Opracował inż. H. Zatyka

Wstęp				Pochodne kauczuku		
<p>Gumą nazywa się techniczne produkty otrzymane drogą przerobki kauczuku naturalnego lub syntetycznego w procesie wulkanizacji. Kauczuk w pewnych warunkach jest ciałem sprężystym, zaś w pewnych plastycznym, przy czym za pomocą wulkanizacji można przejść z odmiany plastycznej w odmianę elastyczną. Plastyczność kauczuku umożliwia jego formowanie, a uzyskana w procesie wulkanizacji sprężystość odgrywa decydujące znaczenie w wyrobie gotowych gum. Kauczuk naturalny otrzymuje się z niektórych gatunków roślin w postaci płynu (mleczko kauczukowe) zwanego lateksem. Poniżej w tabeli Nr 1 podane jest zestawienie ważniejszych gatunków roślin (drzew) uprawianych w specjalnych plantacjach, z których otrzymuje się kauczuk w skali przemysłowej.</p>				<p>Przez odpowiednie związki chemiczne kauczuku z innymi ciałami uzyskuje się szereg pochodnych kauczuku odznaczających się pewnymi specyficznymi własnościami. Kilka najważniejszych pochodnych kauczuku przykładowo podanych jest w tabeli Nr 2</p>		
Tabela Nr 1				Tabela Nr 2		
Nazwa rośliny	Miejsce wzrostu (plantacji)	Zawartość kauczuku w % (cięż.)	Nazwy handlowe kauczuku	Pochodne kauczuku	Nazwy handlowe	Ogólne własności i zastosowanie
Hevea brasiliensis.	W Azji Południowo-Wschodniej.	20÷50 w soku (lateksie) otrzymywanym z pnia drzewa	First latex Crepe Smoked Sheets.	Chtorakauczuk	Teqofan, Defel, Parlon, Tornesit, Perqut.	Ciało stałe o cięż. wł. 1,69 g/cm ³ . Twardość w °Sh 70÷80; wytrż. na rozernanie (blony) - 200-350 kg/cm ² . Oporność właściwa w am·cm - 2,5·10 ¹⁰ . Wysoka odporność na działanie światła słonecznego, zimnej i gorącej wody, rozcieńczonych i stężonych kwasów, zasad i alkoholi. Posiada dobre własności elektroizolacyjne, niepalny, niestąkliwy w wodzie. Stosowany głównie na powłoki ochronne-antykorozyjne, oraz do izolacji kabli.
Kok-saghyz.	Na zboczach gór Tian-Szań ZSRR	2 w soku otrzymywanym z korzeni. 7,6 w korzeniach wyschniętych w postaci skaogulowanej.	Kauczuk naturalny NK.	Hydrochloro-kauczuk		Ciało stałe o cięż. wł. 1,180 g/cm ³ , bezbarwny, nie rozpuszcza się w wodzie, etylu i alkoholu. Odporny na działanie słabych kwasów i roztworów miodorotlenków. Stosowany głównie do opakowań żywności, jednakże znalazł również szerokie zastosowanie przy łączeniu gumy z metalem metodą „Ty-ply“.
Krym-saghyz.	W Uzbekistanie i Kazachstanie ZSRR	6 w korzeniach wyschniętych (skaogulowany)		Związki kauczuku z llenem	Rubbone A, Rubbone B, Rubbone C	W początkowym stadium utleniania są to substancje żywcowate rozpuszczalne w większości rozpuszczalników, przy wyższym stopniu utleniania ich rozpuszczalność staje się mniejsza. Oznaczają się dobrymi wł. elektroizolacyjnymi. Stosowane jako podkłady lakiernicze i lakiery izolacyjne.
Tau-saghyz.	W Kazachstanie ZSRR,	40 w korzeniach wyschniętych.		Kauczuki cykliczowane (termopreny)	Pepren produkowany w Niemczech.	Stosowany do łączenia miękkiej gumy z metalem. Ze względu na termoplastyczność zachowuje swą wytrzymałość tylko do temp. 70÷80°C.
<p>Ogólne własności kauczuku naturalnego</p> <p>Do najważniejszych własności kauczuku należy jego plastyczność w stanie surowym i duża sprężystość po wulkanizacji.</p> <p>W zależności od stopnia wulkanizacji można zmieniać moduł sprężystości w szerokich granicach.</p> <p>Odporny na wodę, dobry izolator elektryczny. Odznacza się dużą ciepłotą - ale tylko w stanie surowym - niewulkanizowanym.</p>						

Wykres Nr 5	Wykres Nr 6	Wykres Nr 7	Wykres Nr 8
<p>Zależność wydłużenia od napiężeń w gumie i metalu.</p>	<p>Pętla histerezy gumy</p>	<p>Wykres drgań amortyzatora stalowego i gumowego</p>	<p>Basnące wychYLENIA amort. gumowego na tle wychyleń sprężyny stalowej.</p>

СОДЕРЖАНИЕ

CONTENTS

	стр.		Page
Наш ответ	33	Our answer	33
J. Wolf: Отбор сжатого воздуха из турбореактивного двигателя и определение характеристики его компрессора и турбины	34	J. Wolf: Extraction of compressed air and characteristics determination of compressor and turbine of turbojet engine	34
R. Lewandowski: Высота полета, ее виды, измерение и методы приведения к стандартным условиям	44	R. Lewandowski: Height of flight — its distinct aspects, measurements and reduction methods	44
R. Calikowski: Анализ работы подшипников со сферическими цапфами, применяемых в авиаприборах	52	R. Calikowski: Analysis of working conditions of ball-pinned bearings as used in aircraft instruments	52
Заметки по технической эксплуатации	57	The User's Note-Book	57
Технический почтовый ящик	57	Technical Letter Box	57
Авиационный технический словарь	58	Aeronautical Technical Glossary	58
Обзор новаторских предложений — S. M.	59	Review of Rationalisation Projects — S. M.	59
На книжных полках	62	On Booksellers Shelves	62
Документальный обзор авиации	63	Aviation Documentation Review	63
Обложки: Конструкторские пособия — H. Zatyka: Резины применяемые в авиации		Designer's Data Sheets — H. Zatyka: Rubber used in aircraft production	on cover

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Stowarzyszenia Naukowo-Technicznego Inżynierów i Techników Mechaników Polskich SIMP (Sektja Lotnicza)

Wydawnictwo NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor Naczelny — mgr inż. Jan Paczoski, Redaktorzy Działowi — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski.

Adres Redakcji: Warszawa 10, Nowowiejska 24. Redaktor Naczelny przyjmuje we wtorki i piątki godz. 18—19.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 6-11-51 i 6-08-66.

Prenumeratę normalną przyjmują wyłącznie urzędy pocztowe, miejsca zamieszkania oraz listonosze.

Cena pojedynczego zeszytu 9.— zł.

Prenumerata roczna 54.— zł.

Półroczna 27.— zł.

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH SIMP
(SEKCJA LOTNICZA)

ROK X

MARZEC – KWIECIEŃ 1955 R.

ZESZYT 2 (32)

Nasza odpowiedź

Jesteśmy świadkami knozań i gorączkowych przygotowań kapitalistów do rozpętania nowej wojny.

Celowi temu mają służyć pakt i porozumienia pomiędzy państwami kapitalistycznymi, zmierzające do odbudowy — znienawidzonego przez narody — hitlerowskiego Wehrmachtu. Potwierdzenie tego znajdujemy w ratyfikacji układu o „unii zachodnio-europejskiej” przez francuskie Zgromadzenie Narodowe; ratyfikację tę uzyskano przy pomocy szantażu politycznego i presji gospodarczo-ekonomicznej, wywieranej przez monopolistów amerykańskich.

Z drugiej strony — stwierdzamy dalszą konsolidację sił obozu pokoju ze Związkiem Radzieckim na czele. Stwierdzamy pełną gotowość tego obozu do wzmocnienia siły obronnej w obliczu groźby nowej wojny. Najlepszym dowodem tego jest Konferencja Moskiewska odbyta w grudniu 1954 roku.

Państwa demokracji ludowej ze Związkiem Radzieckim na czele podjęły uchwały przeciw groźbie nowej wojny — przeciwstawiając idee bezpieczeństwa zbiorowego w oparciu o aktywny udział mas pracujących w walce o utrwalenie światowego pokoju.

Prasa światowa podała ostatnio komunikat Rady Ministrów ZSRR, że Związek Radziecki udzieli pomocy Chinom, Polsce, Czechosłowacji, Rumunii oraz NRD w zakresie badań i doświadczeń dla wykorzystania energii atomowej dla celów pokojowych.

Decyzja o wszechstronnej pomocy w badaniach nad pokojowym wykorzystaniem energii atomowej, którą zgłosił Związek Radziecki ma historyczne znaczenie dla całej postępowej i miłującej pokój ludzkości. Zadaje ona cios „atlantyckiej” polityce garstki fabrykantów i bankierów, którzy szantażują śmiertelnością promieniowaniem wtedy, kiedy Związek Radziecki buduje elektrownie atomowe i upowszechnia zdobyte nauki i techniki w służbie człowieka.

Na plany wojenne imperialistów pracownicy przemysłu lotniczego mogą dać tylko jedną odpowiedź: przez zwiększony i zespolony wysiłek robotników i naukowców, inżynierów i techników, racjonalizatorów i nowatorów produkcji, przez zwiększoną wydajność pracy, przez wysoką jakość wykonania naszych zadań, przez podniesienie kwalifikacji zawodowych i naukowych — przemysł lotniczy wykona zadania roku 1955 przedterminowo i przez to umocni zdobycze Polski Ludowej, umocni obronność kraju.

W dniu 14 stycznia 1955 r. czasopismo „Życie Warszawy” przyniosło swym czytelnikom specjalny wywiad z dyrektorem Centralnego Zarządu Przemysłu Sprzętu Komunikacyjnej

go, ob. Nawrockim, na temat rozwoju polskiego przemysłu lotniczego. Na wstępie, omawiając okres międzywojenny, dyr. Nawrocki stwierdza, że „...efekty ilościowe przemysłu lotniczego były istotnie rozpaczliwie niskie, natomiast warto powiedzieć o dobrych tradycjach polskiej myśli technicznej, o wybitnych inżynierach, stwarzających doskonale na owe czasy typy samolotów, z tym jednak, że nie znajdowali oni warunków pełnego i szerokiego rozwoju...” Dalej przypomina dyr. Nawrocki smutne początki pracy przemysłu lotniczego w Odrodzonej Polsce, gdy w zdewastowanych i wysadzonych w powietrze, kompletnie „oczyszczonych” z maszyn zakładach, ściągający zewsząd dawni pracownicy uruchomili produkcję zupełnie wprawdzie nie związaną z lotnictwem, ale już „produkcję” powodującą przywrócenie do życia zamarych wytwórni. Zgromadzone kadry pracowników, zrekonstruowany park maszynowy i narzędzia, stworzona organizacja wytwórni — to były podstawy do dalszego rozwoju. Na podstawie otrzymanej dokumentacji ze Związku Radzieckiego, samolot Po 2 (CSS 13), popularnie zwany „kukuźnikiem” oraz skonstruowany przez inż. Tadeusza Sołtyka, laureata Nagrody Państwowej, samolot „Junak” — znalazły w tych uruchomionych zakładach możliwość seryjnego wytwarzania, stwarzając podstawy dla szkolenia, na szeroką skalę, nowych kadr personelu latającego. Zakłady te jednak nie wystarczały już dla spełnienia postawionego przez Partię i Rząd w 1950 roku zadania wytwarzania nowoczesnych bojowych samolotów odrzutowych. Program ustalony przewidywał rozbudowę istniejących i budowę nowych zakładów, opanowanie technologii wytwarzania nie tylko samych samolotów i silników odrzutowych, lecz także osprzętu i wyposażenia, wydzwignięcie na wymagany przez lotnictwo poziom wszystkich współpracujących przemysłów pomocniczych i podstawowych. Zadania, postawione przed przemysłem lotniczym, zostały wykonane. Budujemy dziś w polskich fabrykach samolot o najwyższych zaletach bojowo-taktycznych i technicznych. W osiągnięciu tego dopomógł nam Związek Radziecki i doświadczeni budowniczowie lotnictwa radzieckiego.

Nowoczesny sprzęt obronny, produkowany rękami polskiego robotnika i inżyniera, powierzony jest żołnierzom naszego Ludowego Wojska Polskiego. Żołnierze-lotnicy, wypełniając swój patriotyczny obowiązek, czujnie strzegą pokojowej i twórczej pracy narodu polskiego, strzegą praw i interesów Polski Ludowej. Głęboki patriotyzm szeregowców i oficerów pilotów, inżynierów, techników i mechaników, znajduje swój wyraz w celujących wynikach w szkoleniu, w stałej trosce o gotowość bojową naszych jednostek.

Możemy twierdzić, że poprzez nasze wysiłki, poprzez naszą codzienną pracę, dajemy wkład utrzymania pokoju w Europie i na świecie. Jest to odpowiedź nasza na knożania zachodnich wrogów pokoju i naszej twórczej pracy dla dobra narodu.

Mgr inż. JERZY WOLF

Pobór sprężonego powietrza i wyznaczanie charakterystyk sprężarki i turbiny silnika turbo-odrzutowego*)

Omówiono ogólnie pracę silnika turbo-odrzutowego, jako źródła ciągu i podano okoliczności, w których istnieje możliwość zmniejszenia energii kinetycznej gazów uchodzących z dyszy wylotowej, na rzecz pracy mechanicznej, możliwej do pobrania z wału silnika. Jako logiczne następstwo tych rozważań wysunięto koncepcję upustu, to znaczy poboru powietrza za sprężarką. Zjawiska zachodzące w silniku w warunkach pracy z upustem obszernie rozpatrzono pod względem jakościowym oraz ilościowym na tle przykładu obliczeniowego. Podano metodę obliczeniowo-wykreslną przeliczenia termodynamicznego silnika turbo-odrzutowego dla dostosowania go do pracy z upustem. Omówiono warunki pracy silnika przy różnych dyszach i dyfuzjach na wylocie dla pracy z upustem i bez upustu oraz zasady hamownianej metody wyznaczania charakterystyk sprężarki i turbiny.

1. WSTĘP

Lotniczy silnik turbo-odrzutowy może być rozpatrzony jako bezpośrednie źródło energii możliwej do oddania na zewnątrz w następujących postaciach:

1. energii kinetycznej gazów wylotowych,
2. energii mechanicznej w postaci mocy na wale,
3. energii sprężonego powietrza pobieranego za sprężarką.

Pierwsza postać energii wykorzystywana jest powszechnie w zastosowaniu na samolotach i dla tego zastosowania silnik turbo-odrzutowy jest budowany. Dotąd w nielicznych tylko przypadkach energia ta wykorzystywana jest do innych celów, takich jak zasysanie zimnego powietrza do tłumików hamownianych oraz napęd tuneli aerodynamicznych dla dużych prędkości. Tunele z napędem tego typu wykazały już swoją przydatność dzięki swojej prostocie, mimo że posiadają niską sprawność, charakterystyczną dla ejektorów. Te ostatnie stosowane są jako jedyne możliwe do zrealizowania urządzenia, w których zachodzi bezpośrednia wymiana ilości ruchu polegająca na udzielaniu prędkości powietrzu zasysanemu przez strumień gazów wylotowych silnika. Rozpatrzenie urządzeń tego typu, aczkolwiek interesujących z punktu widzenia silnikowego i ejektorowego, nie będzie tematem tego artykułu.

Druga postać energii nie jest celem silnika turbo-odrzutowego, w związku z czym silnik ten w licznych przypadkach mało nadaje się do poboru mocy, chociażby ze względów konstrukcyjnych. Dlatego zagadnienie poboru tej energii z silnika omówione zostanie ogólnie w miarę konieczności.

Trzecia z wymienionych postaci energii możliwych do pobrania z silnika turbo-odrzutowego przedstawia się bardzo atrakcyjnie, szczególnie dla potrzeb związanych z badaniami turbin spalinowych, komór spalania, silników strumieniowych i sprężarek. Wymienione zastosowania nie są zresztą jedyne, dla których istnieją chwilowe, nieciągłe zapotrzebowania znacznych ilości sprężonego do kilku atmosfer powietrza. Tego rodzaju potrzebom odpowiadają własności silnika odrzutowego. Korzyści, jakie kryje w sobie możliwość szybkiego zastosowania produkowanego masowo silnika turbo-odrzutowego, w porównaniu do jakiegokolwiek innego urządzenia, będącego w stanie zaspokoić zapotrzebowanie sprężonego powietrza, są dla pewnych warunków dostatecznie wyraźne.

2. PRACA SILNIKA ODRZUTOWEGO W WARUNKACH NORMALNYCH

Zadaniem silnika turbo-odrzutowego jest dostarczenie ciągu, który zależy od energii kinetycznej gazów wypływających z dyszy wylotowej silnika. Otrzymanie maksymalnych prędkości gazów wylotowych, będące jedynym celem silnika w jego zastosowaniu na samolotach nie przedstawia na ogół wartości dla jego zastosowań nielotniczych, gdyż energia prędkości wraz z energią cieplną unoszoną przez gazy rozpraszana jest w powietrzu otaczającym dyszę wylotową. W normalnych warunkach pracy energia ta, roztrwoniona z punktu widzenia stacyjnego, jest znaczna mimo niewielkiej sprawności zamiany energii cieplnej paliwa na energię prędkości gazów.

*) Autor i koreferent świadomie pozostawili w tytule i tekście niniejszego artykułu nazwę silnika niezgodną z obowiązującą normą PN/L-02520, ponieważ określenia wprowadzone przez wspomnianą normę nie są — ich zdaniem — słuszne.

Na przykład dla silnika o następujących danych:

wydatek powietrza	$G_{sb} = 40,5$ kG/sek
ciąg	~ 2300 kG
prędkość gazów na wylocie z dyszy	~ 550 m/sek
zużycie paliwa	~ 2500 kG/h
sprawność określona w ten sposób wynosi	$\sim 20\%$
przy wartości opałowej paliwa wynoszącej	10 500 kcal/kG.

Oznacza to, że z dostarczonej silnikowi energii cieplnej tylko około 20% ulega przekształceniu w energię prędkości, która w normalnych warunkach przejawia się ciągiem silnika. Pozostałe około 80% uchodzi nieuchronnie w postaci ciepła gazów wylotowych, niezależnie od warunków pracy silnika. Moc, jaką reprezentuje w tym przykładzie energia kinetyczna gazów, wynosi $\sim 8,450$ KM.

Z powyższego wynika, że wyzyskanie istniejącego silnika turbo-odrzutowego jako źródła energii w postaci mocy na wale lub w postaci sprężonego powietrza, polegać może tylko na ograniczeniu strat rozpraszanej energii prędkości. W uświeleniu, mającym na celu wyzyskanie tej energii, trzeba mieć na względzie zachowanie koniecznej równowagi układu turbinowo-sprężarkowego. Co się tyczy nieuchronnych, nieodwracalnych strat ciepła, wynikających z drugiej zasady termodynamiki, to można spodziewać się jedynie wzrostu w związku z przejściem silnika w pozaobliczeniowe warunki pracy, nieoptymalne pod względem sprawności turbiny i sprężarki.

Zmniejszenie strat rozpraszanej energii prędkości możliwe jest przez zmniejszenie prędkości gazów wylotowych, to znaczy przez zastąpienie lub przedłużenie dyszy wylotowej silnika — dyfuzorem. W dyfuzorze możliwa będzie zamiana z określoną sprawnością — a nie utrata, która ma miejsce przy wypływie z dyszy — energii prędkości na energię ciśnienia statycznego. W celu maksymalnego ograniczenia strat energii prędkości, prędkość u wylotu z dyfuzora powinna być możliwie mała przy możliwie wielkiej sprawności dyfuzora.

3. PRACA SILNIKA TURBO-ODRZUTOWEGO W WARUNKACH POBORU MOCY Z WAŁU

Na pierwszy rzut oka można się spodziewać, że na skutek zastąpienia dyszy silnika dyfuzorem, dzięki zredukowaniu strat energii prędkości, musi powstać możliwość poboru znacznych mocy z wału silnika, w wyniku naruszenia równowagi panującej między turbiną a sprężarką.

W rzeczywistości pobór mocy będzie możliwy do momentu, w którym prędkość gazów osiągnie prędkość dźwięku, w jakimś przekroju turbiny, nieprzystosowanym do tego celu. Poczynając od tego momentu możliwości zwiększenia poboru mocy będą się wybitnie pogarszały na skutek „zakorkowania” przepływu. Zakorkowanie (według terminologii angielskiej choking mass flow) utrudnia zwiększenie wydatku przepływających przez turbinę gazów oraz zwiększenie mocy przez ograniczenie spadku ciśnienia na turbinie. W związku z tym należy rozpatrzyć możliwość wystąpienia prędkości dźwięku przy „ustajaniu” przeciętnego silnika turbo-odrzutowego.

W ślad za dążeniem do osiągania coraz to niższych zużyć paliwa na jednostkę ciągu oraz większych ciągów stosuje się coraz wyższe stopnie sprężania i w następstwie tego — coraz większe prędkości gazów, uchodzących z dyszy silnika. Stosowanie wysokich sprężów prowadzi do wyzyskiwania możliwie maksymalnych spadków ciśnienia na stopniu lub na stopniach turbiny. W związku z tym prędkości względne są bliskie prędkości dźwięku.

Przy zastąpieniu dyszy wylotowej dyfuzorem lub dobudowaniu do dyszy dyfuzora, w najwęższym, to znaczy w początkowym przekroju dyfuzora, nastąpi spadek ciśnienia statycznego poniżej wartości ciśnienia statycznego u wylotu dyfuzora, oraz powstanie przrost prędkości w porównaniu z prędkością istniejącą w normalnych warunkach pracy bez dyfuzora, z dyszą. Pociągnie to za sobą spadki ciśnienia statycznych i wzrost prędkości w przekrojach poprzedzających, jednakże w wyniku nastąpi zwiększenie stopnia rozprężania na turbinie. W związku ze spadkiem ciśnienia na sprężarce spowoduje to wzrost mocy turbiny ponad wartość zapotrzebowywaną przez sprężarkę. Okoliczności te stworzą możliwość poboru mocy.

Ponieważ w nowoczesnym silniku turbo-odrzutowym prędkości, już przy jego użytkowych warunkach pracy, są bliskie krytycznych, zatem przy usiłowaniu „ustajnienia” takiego silnika dla poboru mocy z wału, zakorkowanie wystąpi prawie natychmiast. Pobór mocy w tej formie ograniczyć się więc musi tylko do nielicznych przypadków silników turbo-odrzutowych, pracujących na małych sprężach oraz do silników turbo-śmigłowych. W tych ostatnich silnikach energia prędkości i prędkości wylotu gazów z dyszy są małe, dzięki temu, że prawie cały spadek ciśnienia pochłaniają stopnie turbiny, niewielka zaś część tego spadku przypada na dyszę.

Jak widać, pobór mocy z wału przeciętnego silnika turbo-odrzutowego, niezależnie od trudności konstrukcyjnych, praktycznie uniemożliwi zjawisko, które nazwaliśmy zakorkowaniem przepływu przez silnik. Opóźnienie lub uniknięcie tego zjawiska jest możliwe przez zmniejszenie wydatku ciężarowego czynnika przepływającego przez turbinę w miarę spadku ciśnienia. Możliwe to będzie do zrealizowania o ile za sprężarkę odbierze się część powietrza przez nią sprężanego. W ten sposób można przeciwdziałać tendencji, wynikającej z kształtu charakterystyk sprężarek, polegającej na zwiększeniu wydatku przy zastosowaniu na końcu rury wylotowej dyfuzora zmniejszającego dławienie.

Jednakże na skutek pobrania części sprężonego powietrza traci się możliwość zwiększenia mocy turbiny ponad wartość pochłanianą przez sprężarkę i co za tym idzie — możliwość poboru mocy z wału. Jedynym wtedy zewnętrznym efektem energetycznym będzie pobór energii w postaci sprężonego powietrza.

4. PRACA SILNIKA TURBO-ODRZUTOWEGO W WARUNKACH POBORU ENERGII W POSTACI SPRĘŻONEGO POWIETRZA (UPUST POWIETRZA)

Jak widać, upust powietrza jest naturalną konsekwencją, wynikającą z dążenia do stworzenia silnikowi odpowiednich warunków pracy stacyjnej. Pod określeniem odpowiednich warunków pracy stacyjnej należy rozumieć takie warunki pracy silnika, w których cały zespół silnikowy i jego poszczególne elementy, przede wszystkim turbina i sprężarka, pracują przy nieoptymalnej sprawności, na tyle jednak dobrej, że użytkowanie silnika jest opłacalne zarówno z uwagi na koszty ruchu, jak i koszty wynikające ze zmiany szybkości zużywania się części składowych silnika.

Odnosnie ostatnich, można już teraz zaznaczyć, że możliwe jest osiągnięcie korzystniejszych warunków pod względem zużycia części niż występuje to w silniku turbo-odrzutowym na hamowni lub na samolocie.

Obecnie przejdziemy do dokładniejszego jakościowego omówienia zjawisk zachodzących w silniku z upustem powietrza, a następnie ilościowy charakter zmian zachodzących na silniku zostanie zilustrowany przykładem obliczeniowym, w toku którego podano sposób szybkiego przeliczenia silnika, dla dostosowania go do pracy z upustem.

4. 1. Jakościowe omówienie zjawisk towarzyszących upustowi powietrza

Na skutek zastąpienia lub przedłużenia dyszy silnika dyfuzorem zostanie zmniejszone dławienie sprężarki i turbiny w związku z czym, dla utrzymania tego samego wydatku ciężarowego powietrza przepływającego przez silnik, wystarczą

mniejsze obroty i niższy stopień sprężania sprężarki, liczony względem ciśnienia atmosferycznego niż obroty i stopień sprężania odpowiadający normalnym warunkom pracy silnika bez upustu.

Jeżeli dyfuzor będzie przedłużeniem dyszy silnika, to w najmniejszym przekroju dyszy, będącym zarazem najmniejszym przekrojem dyfuzora, łatwo może wystąpić prędkość dźwięku. Można być pewnym, że zaistnienie prędkości dźwięku będzie niekorzystne nie tylko dlatego, że ograniczy spadek ciśnienia, i co za tym idzie — moc turbiny, ale także dlatego, że pogorszy się sprawność dyfuzora. Dyfuzor w takich okolicznościach będzie pracował w swojej początkowej części jak nadmiernie długa dysza Laval, w warunkach daleko odbiegających poza obliczeniowe. Przedłużenie dyszy dyfuzorem nie daje więc okazji całkowitego wykorzystania możliwości upustu. Bardziej celowe jest więc usunięcie dyszy wylotowej silnika i zastąpienie jej dyfuzorem.

Przy zastąpieniu dyszy silnika dyfuzorem najmniejszy jego przekrój znajdzie się w płaszczyźnie wylotu z turbiny. W przekroju tym prędkości osiowe są zawsze dość znacznie mniejsze od prędkości dźwięku, co pociąga za sobą pewną możliwość ich zwiększenia. Możliwość ta jest jednak ograniczona, gdyż zwiększenie prędkości osiowej na wylocie z wirnika związane jest ze zwiększeniem prędkości względnych w wylotowym i pozostałych przekrojach turbiny. O możliwościach zwiększenia prędkości, które są godne starań, z uwagi na zyski jakich mogą być przyczyną, decydują własności turbiny, przejawiające się ostatecznie postaciami charakterystyk turbiny, w szczególności zdolnością turbiny do utrzymywania wysokiej sprawności w szerokim zakresie obrotów. Dopuszczenie do nadmiernych prędkości prowadzi do nadmiernego spadku sprawności turbiny, co jest niepożądane. Dlatego w użytkowych warunkach pracy z upustem, prędkości nie powinny znacznie przekraczać prędkości występujących w użytkowych warunkach pracy bez upustu.

W odniesieniu do ostatniego, z wymagających omówienia, parametru stanu gazów przepływających przez turbinę, jakim jest temperatura, należy opowiedzieć się za utrzymaniem jej na umiarkowanym poziomie. Oznacza to konieczność ograniczenia upustu do tego stopnia, żeby temperatury przed turbiną mogły być tylko zachowane — lecz nie przekroczone. Oczywiście, przy niewielkim upuszczeniu, możliwa jest praca w temperaturach niższych od występujących w użytkowych warunkach silnika pracującego bez upustu. Stosowanie niższych temperatur łącznie ze zmniejszeniem obrotów pożądane jest wtedy, gdy zależy na okresie użytkowania upustu dłuższym od rezerwy silnika.

Co się tyczy obrotów silnika, to zachodzi tu korzystna — z punktu widzenia zużycia silnika — okoliczność, że upust z natury rzeczy prowadzi do ich zmniejszenia. Utrzymanie obrotów w przeciwnieństwie do utrzymania prędkości i temperatur jest utrudnione ze względu na nadmierne wydatki sprężarki, prowadzące szybko do zakorkowania. Konieczność pracy na mniejszych obrotach wywołuje dwa niekorzystne następstwa:

1. przesuwają punkty pracy sprężarki i turbiny na ich charakterystykach w kierunku mniejszych sprawności,
2. ograniczają wielkość upustu.

W związku z punktem 1 można przewidywać, że silniki ze sprężarkami promieniowymi nadają się bardziej do dostosowania ich dla pracy z upustem od silników ze sprężarkami osiowymi. Spowodowane to jest bardziej wyrównaną sprawnością w funkcji obrotów sprężarki promieniowej, w porównaniu ze sprężarką osiową.

Spadek ciśnienia na wylocie z turbiny i zachowanie temperatur oraz prędkości, przy niezmiennym przekroju poprzecznym, wywoła potrzebę zmniejszenia wydatku gazów przepływających przez turbinę. Wydatek ten ulegnie zmniejszeniu osiągając wielkość proporcjonalną do stosunku ciśnienia za turbiną w warunkach pracy z upustem do ciśnienia w analogicznych pod względem prędkości i temperatur warunkach pracy bez upustu.

Ze względu na wspomnianą cechę, charakteryzującą obecne turbiny lotnicze, jaką jest największy możliwy spadek ciśnienia na turbinie, nie można oczekiwać możliwości zwiększenia pracy jednostkowej, otrzymanej z 1 kG przepływających gazów. Natomiast dla pewnych układów istnieje praktyczna możliwość jej utrzymania. Dążenie do utrzymania tej pracy w związku ze spadkiem obrotów i co za tym idzie sprawności turbiny, pociągnęłoby za sobą konieczność odpowiedniego powiększenia stopnia rozprężania na turbinie. W tych oko-

licznościach, w których będzie mogła być utrzymana praca jednostkowa, stosunek mocy turbiny przy pracy silnika z upustem do mocy turbiny przy pracy bez upustu, będzie równy stosunkowi wydatków. Zatem przy pracy silnika z upustem nieunikniony jest znaczny spadek mocy całkowitej turbiny, wywołany spadkiem wydatku ciężarowego gazów przepływających przez turbinę. Wobec możliwości utrzymania pracy jednostkowej przy nieznacznym tylko, gdyż wynikającym ze zmiany sprawności turbiny, wzrostem stopnia rozprężania na turbinie, ciśnienie przed turbiną i w ślad za tym ciśnienie za sprężarką i stopień sprężania sprężarki będą znacznie mniejsze przy pracy z upustem w porównaniu z analogicznymi warunkami pracy bez upustu. Oznacza to, że sprężarka będzie pracowała w warunkach odpowiadających jakiemś nowemu punktowi na polu charakterystyk. O punkcie tym można już w tej chwili powiedzieć tyle, że będzie on odpowiadał zarówno zmniejszonemu sprężowi i dławieniu sprężarki, jak i zmniejszonym obrotom oraz zmniejszonej sprawności.

Wobec niewielkiego zmniejszenia, a nawet możliwości utrzymania pracy jednostkowej otrzymywanej z turbiny, oraz znacznego zmniejszenia stopnia sprężania i co za tym idzie — znacznego zmniejszenia pracy jednostkowej, jaka winna być dostarczona 1 kg powietrza na sprężarce, przy jednakowych wydatkach czynnika przepływającego przez sprężarkę i turbinę, układ turbinowo-sprężarkowy byłby niezrównoważony. Turbina dawałaby znaczny nadmiar mocy w stosunku do zapotrzebowanej przez sprężarkę. W takiej sytuacji, która może odpowiadać na przykład nagłemu zamknięciu upustu, turbina miałaby skłonność do zwiększenia obrotów. Czynnikiem, przywracającym naruszoną równowagę, może być w tej okoliczności tylko zmniejszenie ilości doprowadzonego paliwa, czyli obniżenie temperatury, prowadzące do zmniejszenia spadku entalpii na turbinie i zmniejszenia mocy turbiny. Przy pracy silnika z upustem w warunkach ustalonych, w których zachowane są temperatury i prędkości za turbiną, cały nadmiar mocy turbiny przekazywany jest powietrzu odbieranemu sprężarce upustem.

Dzięki upustowi układ turbinowo-sprężarkowy, po zastąpieniu dyszy silnika dyfuzorem, staje się układem wewnętrznie zrównoważonym. Turbinę i sprężarkę charakteryzować będzie praca w warunkach obiegających pod wieloma względami od normalnych warunków pracy bez upustu. Zarówno turbina jak i sprężarka będą pracowały przy niższych sprawnościach od sprawności, odpowiadających normalnym warunkom pracy bez upustu. Sprawności te bezpośrednio, w sposób bardzo silny, wpływają na wielkość upustu. Dlatego w obliczeniach dokładna ich znajomość jest bardzo ważna. Do wiarygodnych wartości tych sprawności dojść można jedynie poprzez oznaczenie punktów pracy sprężarki i turbiny na ich charakterystykach doświadczalnych. Te ostatnie winny więc być znane. W przeciwnym przypadku każde obliczenie może być traktowane tylko za szacunkową ocenę o nieokreślonym błędzie.

4. 2. Przykład obliczenia upustu powietrza

Oznaczenia:

$A = \frac{1}{427}$	równoważnik cieplny pracy	kcal/kgm
F	powierzchnia przekroju poprzecznego przepływu	m ²
G	wydatek ciężarowy przepływającego czynnika	kg/sek
g	przyspieszenie ziemskie	m/sek ²
i	entalpia odniesiona do 1 kg	kcal/kg
k	wykładnik adiabaty dla spalin	
m	oznaczenie punktów na wykresie $i(T)s$	
n		
L	praca wyrażająca się spadkiem lub przyrostem entalpii odniesiona do 1 kg przepływającego czynnika, podlegającego przemianom termodynamicznym	kcal/kg
P	ciśnienie średnie w danym przekroju przepływu	kg/m ²
P_{at}	ciśnienie atmosferyczne	kg/m ²
T	średnia temperatura strumienia w danym przekroju	°K

w	średnia prędkość osiowa w danym przekroju przepływu	m/sek
v	średnia objętość właściwa spalin w danym przekroju przepływu	kg/m ³
η_d	sprawność dyfuzora	
ζ	współczynnik określający pracę traconą na napęd	
ξ	współczynnik określający udział ciężarowy paliwa w mieszaninie powietrza i paliwa.	

Indeksy:

- o — stan przed turbiną
- 1 — stan za turbiną
- 2 — stan u wylotu dyfuzora
- a — przebieg adiabatyczny i izentropowy
- b — praca bez upustu
- s — sprężarka
- t — turbina
- u — upust

Oznaczenia bez indeksu b odnoszą się do pracy z upustem.

Przykład, będący ilustracją liczbową możliwości, jakie daje upust powietrza, dotyczy silnika o danych ogólnych, wymienionych w p. 2. Dla obliczenia upustu dane te należy uzupełnić parametrami stanu czynnika w zasadniczych punktach silnika, takich, aby możliwe było odtworzenie obiegu termodynamicznego silnika na wykresie $i(T)s$ (rys. 4). Parametry te wpisano na schemacie silnika (rys. 1). Dla ogólności rozważań, tam gdzie to będzie możliwe, stosowane będą wzory odnoszące się do 1 kg czynnika.

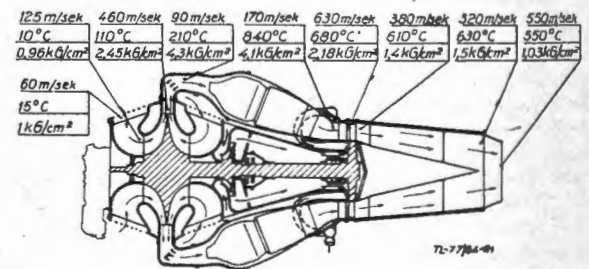
Sprężanie zachodzące w dyfuzorze (rys. 2) odbywać się będzie praktycznie bez odprowadzania ciepła. Jednakże na skutek strat, które przejawiają się przyrostem entalpii, przebieg sprężania nie będzie izentropowy. Dla przebiegu bez wymiany ciepła z otoczeniem, niezależnie czy odbywa się on ze stratami, to znaczy z wewnętrznym wydzielaniem ciepła, czy bez strat, słuszne jest równanie energii, które w odniesieniu do najmniejszego (początkowego) i największego (końcowego) przekroju dyfuzora zapiszemy

$$i_1 + \frac{A w_1^2}{2g} = i_2 + \frac{A w_2^2}{2g}$$

stąd

$$i_2 = i_1 + \frac{A}{2g} (w_1^2 - w_2^2) \dots \dots \dots [1]$$

Zgodnie z wytycznymi w p. 4.1, upust obliczymy dla takich warunków, w których temperatura i prędkość zostaną utrzy-



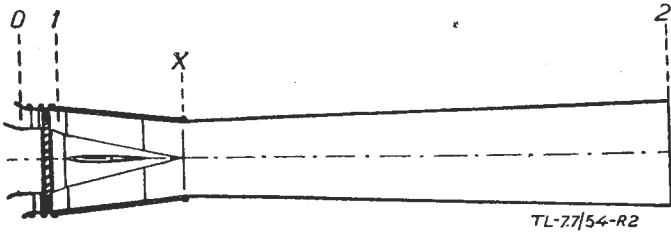
Rys. 1. Schemat silnika turbo-odrzutowego, z naniesionymi wartościami liczbowymi parametrów stanu powietrza i spalin w zasadniczych miejscach silnika

mane w największym przekroju dyfuzora, będącym zarazem przekrojem wylotowym turbiny. Zatem w rozpatrywanym przykładzie: $T_1 = 883^\circ K$, $w_1 = 380$ m/sek.

Jak wynika to z danych zaznaczonych na rys. 1, w silniku będącym przedmiotem niniejszych rozważań, rura wylotowa ma w początkowej swej części kształt dyfuzora, przechodzącego u końca w krótką dyszę. Wobec tego usuwanie całej rury dla zastąpienia jej dyfuzorem jest zbędne, a wystarczy jedynie zastąpienie dyfuzorem końcowej jej części, to znaczy właściwej dyszy.

Posługując się tablicami termodynamicznymi produktów spalania benzyny dla współczynnika nadmiaru powietrza 4, przy zupełnym spalaniu, otrzymamy, że $i_1 = 156,7$ kcal/kg.

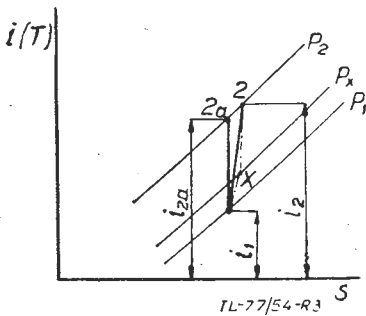
Dalej należy zdecydować się na jakąś prędkość na wylocie z dyfuzora, która nie musi być bardzo mała, gdyż energia prędkości jest proporcjonalna do kwadratu prędkości. Przyjmijmy, że ma ona wynosić $w_2 = 100$ m/sek, stąd, na podstawie



Rys. 2. Dyfuzor wylotowy silnika

wzoru (1), entalpia spalin na wylocie z dyfuzora $i_2 = 172,73$ kcal/kg i odpowiadająca jej temperatura gazów $T_2 = 669,3^{\circ}\text{C} = 942,3^{\circ}\text{K}$.

Ponieważ dyfuzor ma pewną sprawność η_d , określoną stosunkiem przyrostu entalpii przy sprężeniu izentropowym do przyrostu rzeczywistego, należy obliczyć temperaturę T_{2a} , jaką osiągnęłyby spaliny przy sprężeniu izentropowym. Znajomość tej temperatury pozwoli na obliczenie sprężu w dyfuzorze i stąd ciśnienia powstałego w największym przekroju.



Rys. 3. Przebieg sprężania w dyfuzorze wylotowym silnika

Sprawa jest na tyle prosta, że nie wymaga szerszych wyjaśnień, poza zilustrowaniem przebiegu sprężania na wykresie $i(T)$ s (rys. 3).

$$\eta_d = \frac{i_{2a} - i_1}{i_2 - i_1}$$

stąd

$$i_{2a} = \eta_d i_2 + (1 - \eta_d) i_1 \dots \dots \dots [2]$$

Biorąc pod uwagę, że dyfuzor, będący w swoim odcinku 1 — x częścią rury wylotowej silnika, zaopatrzonej w wewnętrzne żebra i stożek, posiada sprawność około 0,8, można przewidywać ogólną sprawność całego dyfuzora 1 — 2: $\eta_d = 0,85$. Dla takiej sprawności dyfuzora otrzymujemy entalpię $i_{2a} = 170,3$ kcal/kg i odpowiadającą jej temperaturę gazów przy sprężaniu izentropowym $T_{2a} = 660,4^{\circ}\text{C} = 933,4^{\circ}\text{K}$.

Izentropowe sprężanie zachodziłoby zatem w granicach temperatur 610^o do 660,4^oC, w których wykładnik adiabaty dla spalin wynosi $k = 1,333$, zatem stopień sprężania w dyfuzorze określony wzorem

$$\frac{P_2}{P_1} = \left(\frac{T_{2a}}{T_1} \right)^{\frac{k}{k-1}} \dots \dots \dots [3]$$

wynosi $\frac{P_2}{P_1} = 1,2485$.

Ponieważ, jak omówiono to już w p. 4.1, w przekroju wylotowym dyfuzora można przyjąć $P_2 = P_{st} = 10\,000$ kG/m², więc ciśnienie statyczne w największym przekroju będzie wynosiło $P_1 = 8\,010$ kG/m².

Przy pracy silnika z dyszą, jak podaje to rys. 1, ciśnienie statyczne w tym samym przekroju wynosi $P_{1b} = 14\,000$ kG/m².

Zgodnie z równaniem stanu i ciągłości, dla pracy z upustem, wydatek ciężarowy przepływających przez turbinę gazów ulegnie zmniejszeniu w stosunku proporcjonalnym do prędkości, ciśnienia oraz odwrotnie proporcjonalnym do temperatury

$$G_t = \frac{w_1 P_1 T_{1b}}{w_{1b} P_{1b} T_1} G_{sb} \frac{1}{1 - \xi_b} \dots \dots \dots [4]$$

W rozpatrywanym przykładzie, dla $T_1 = T_{1b}$ oraz $w_1 = w_{1b}$ przy $\xi_{1b} = 0,065$, $G_t = 23,5$ kG/sek.

Powyżej obliczone dane wystarczą już dla obliczenia wymiarów dyfuzora, przede wszystkim jego przekroju wylotowego F_2

$$\frac{F_2}{F_1} = \frac{w_1 P_1 T_2}{w_2 P_2 T_1} \dots \dots \dots [5]$$

tutaj $\frac{F_2}{F_1} = 3,28$.

Z dalszymi rozważaniami przenosimy się na wykres $i(T)$ s (rys. 4), na którym na podstawie danych doświadczalnych z rysunku 1 wykreślamy obieg silnika dla użytkowanych warunków pracy bez upustu (rys. 4, linie kreskowe). Zwraca się uwagę, że kształt krzywych przemian sprężania na sprężarce i rozprężania na turbinie, określający przebieg przemian, nie posiada istotnego znaczenia dla poprawności niniejszych rozważań. Dlatego w przemianach tych nie będziemy wyodrębniać odcinków odpowiadających osobno sprężaniu na wirniku i w dyfuzorze sprężarki oraz rozprężaniu na kierownicach i na wirniku turbiny, lecz zastąpimy je pojedynczymi liniami prostymi, w miejsce domniemych krzywych załamanych sprężania i rozprężania, zaznaczonych na wykresie $i(T)$ s (rys. 4) liniami punktowymi. Praktycznie biorąc te linie proste będą wyrażały przemiany ze stałą sprawnością, co będzie bardzo użyteczne dla dalszego przebiegu rozważań. Pochylenie linii prostej przemiany w danym obszarze wykresu $i(T)$ s będzie określało ogólną sprawność przemiany. Wartości liczbowe sprawności w procentach wpisano obok linii przemian.

Z wykresu odnoszącego się do silnika pracującego bez upustu widać, że $L_{sb} < L_{tb}$.

Można więc napisać warunek równowagi układu turbinowo-sprężarkowego, pracującego bez upustu

$$L_{sb} = \frac{1 - \zeta_b}{1 - \xi_b} L_{tb} \dots \dots \dots [6]$$

gdzie współczynnik ζ_b określa pracę i co za tym idzie moc, zużywaną na napęd osprzętu silnikowego, agregatów, wentylatora chłodzącego łożyska i dysk turbinowy, oraz straty mechaniczne. W naszym przykładzie $\zeta_b = 0,06$.

Obliczona na podstawie wykresu moc turbiny bez upustu wynosi 11 460 KM. Przy zachowaniu prędkości i temperatur oraz pracy jednostkowej, otrzymanej z 1 kG spalin, moc turbiny przy pracy z upustem byłaby znacznie mniejsza, na skutek zmniejszenia wydatku. Wynosiłaby mianowicie 6,550 KM; moc zaś, jaką reprezentuje energia prędkości gazów wpływających z dyfuzora będzie wynosiła tylko 160 KM. Przez zastosowanie dyfuzora, umożliwiającego upust, moc turbiny uległa wprawdzie zmniejszeniu 1,75 raza, lecz za to straty energii prędkości zmniejszone zostały 52,8 raza. Ich udział w bilansie energetycznym jest teraz znikomy. Widać stąd, że w pewnych przypadkach, gdy warunki będą tego wymagały, jak np. obecność tłumika na wylocie silnika, można śmiało pójść na zwiększenie prędkości na wylocie z dyfuzora ponad założone 100 m/sek i w następstwie tego — na skrócenie dyfuzora.

Dotychczasowe proste przeliczenia określają już w pewnym stopniu zmianę warunków pracy silnika, a właściwie turbiny, lecz nie dają odpowiedzi na pytanie dotyczące sprężarki i upustu. Odpowiedź na te pytania dostarczą dalsze rozważania.

W obecnym etapie można usiłować wykreślić obieg silnika z upustem na wykresie $i(T)$ s. Przede wszystkim kreślimy prostą, wyrażającą sprężanie w dyfuzorze. Zwraca uwagę fakt, że ekwiwalent ciepłej energii prędkości na wylocie z dyfuzora jest tak mały, że wyraża się na wykresie strzałką o prawie nieuchwytniej długości. O przebiegu rozprężania w turbinie możemy w tej chwili powiedzieć tylko tyle, że znamy założone parametry końcowe rozprężania, odnoszące się do stanu gazów za turbiną, określające punkt na wykresie $i(T)$ s. Nieznane są natomiast parametry początkowe, które muszą być tak dobrane, żeby możliwe było osiągnięcie przy rozprężaniu znanych już parametrów końcowych. Wielkość tych parametrów początkowych będzie zależała od charakteru przebiegu rozprężania, zachodzącego na turbinie, na który składają się liczne

czynnikami. Wpływ tych czynników, odnoszących się zarówno do kierownic jak i wirników, sprowadza się do jednego „wypadkowego”, jakim jest sprawność całej turbiny, to znaczy wszystkich stopni turbiny lub jednego jej stopnia, jak w rozpatrywanym przez nas przykładzie. Niestety w tej chwili o sprawności turbiny, w zmienionych, nie znanych jeszcze warunkach, nic nie można powiedzieć i nie można wykorzystać dla jej określenia posiadanych charakterystyk turbiny. Brak bowiem wystarczających danych dla oznaczenia na charakterystykach punktu pracy turbiny.

W związku z tym, nie pozostaje nic innego, jak założyć w pierwszym przybliżeniu tę samą sprawność turbiny, jaka istnieje w użytkowych warunkach pracy silnika bez upustu. Czynimy to, zdając sobie dokładnie sprawę z tego, że w rzeczywistości sprawność ta jest inna. Założenie to, łącznie z założeniem zachowania pracy jednostkowej, pociąga za sobą utrzymanie tego samego co bez upustu stopnia rozprężania na turbinie, a w związku z zachowaniem temperatury za turbiną, zachowanie temperatury przed turbiną.

Ponieważ utrzymany jest stopień rozprężania
$$\frac{P_0}{P_1} = \frac{P_{ob}}{P_{ib}}$$

więc

$$\frac{P_0}{P_{ob}} = \frac{P_1}{P_{ib}} \dots \dots \dots [7]$$

Wobec równości dla pierwszego przybliżenia stosunków ciśnień przed i za turbiną, dla pracy bez i z upustem, oraz zachowania temperatur, równanie ciągłości i zachowanie prędkości w_1 za turbiną pociąga za sobą zachowanie (tylko w pierwszym przybliżeniu) prędkości w_0 przed turbiną. W naszym przykładzie, jak widać z rys. 1, $w_0 = 170$ m/sek. Ekwiwalent ciepły energii tej prędkości zaznacza się na wykresie $i(T)s$ wyraźną już strzałką. W ten sposób wyznaczamy dla pierwszego przybliżenia stan czynnika przed turbiną, określony na rys 4 punktem I.

Przewidzenie przebiegu przemian między sprężarką i turbiną nie nastroża obecnie trudności. Z wystarczającą praktycznie dokładnością można uznać, że względna strata ciśnienia całkowitego na drodze czynnika między sprężarką i turbiną, zostanie zachowana. Wobec tego, ponieważ przy pracy bez upustu dla stopnia sprężania 4,3 wynosiła ona w naszym przykładzie 0,1 kG/cm², więc przy pracy z upustem dla stopnia sprężania ~ 2,5 można ją ocenić na 0,06 kG/cm². W tej chwili jest pora na to, żeby zwrócić uwagę na straty, wynikające z konieczności odgałęzienia przewodu lub przewodów za sprężarką, dla poboru powietrza. Straty te można wyrazić w postaci strąt ciśnienia całkowitego, podobnie jak wyrażono straty między sprężarką i turbiną. Straty te będą niewielkie w przypadku, gdy przekroje i kształty odgałęzień będą dobrze dobrane do wydatku powietrza pobieranego upustem. W zależności od swego kształtu mogą wzrosnąć znacznie tylko wtedy, gdy wydatki upuszczanego powietrza będą odbiegać od wydatków przewidywanych, dla których odgałęzienia zostały skonstruowane. W rozważanym przykładzie silnika najkorzystniej będzie odprowadzać powietrze z zagiętych kanałów, łączących dyfuzor sprężarki z komorami spalania. Są to miejsca, gdzie prędkości powietrza są już niewielkie. Można przewidywać, że dla takiego sposobu odprowadzania powietrza, straty nie powinny przekraczać 0,05 kG/cm².

Odprowadzenie powietrza w jakikolwiek inny sposób lub z innych miejsc pociągnie za sobą wzrost strat. W szczególności może być niewskazane usunięcie jakichś komór spalania, dla umożliwienia poboru powietrza całym przekrojem zagięcia, gdyż powstający w wyniku tego duży spadek sprawności turbiny wywoła konieczność znacznego zmniejszenia upustu.

Znając wszystkie straty ciśnienia między sprężarką i turbiną oraz znając prędkość i ciśnienie przed turbiną, określone w związku (7) dla pierwszego przybliżenia dla turbiny lub odczytywane z wykresu $i(T)s$, zarówno dla pierwszego jak i następnych przybliżeń, określamy natychmiast ciśnienie za sprężarką i stopień sprężania. W naszym przykładzie dla $P_{at} = 10\,000$ kG/m² ciśnienie ~ 2,55 kG/cm² lub stopień sprężania ~ 2,55. Ten zmniejszony spręż będzie osiągnięty przy pewnej, nie znanej jeszcze sprawności, zależnej od wypadku sprężarki i jej obrotów. Jednakże zarówno wydatek, jak i obroty nie są jeszcze w tej chwili znane, więc podobnie, jak to miało miejsce w odniesieniu do turbiny, użytkowanie posiadanych charakterystyk sprężarki jest jeszcze niemożliwe.

W związku z tym czynimy dla sprężarki analogiczne, jak dla turbiny, założenie zachowania sprawności sprężarki w warunkach pracy z upustem. Założenie to jest pierwszym przybliżeniem dla sprężarki w pierwszym przybliżeniu dotyczącym turbiny, to znaczy — jest założeniem w założeniu. W wyniku tego założenia na przecięciu izobary, odpowiadającej ciśnieniu za sprężarką, i prostej przemiany sprężania ze stałą sprawnością dla pracy bez upustu, otrzymamy punkt. Punkt ten oznaczony jest dla naszego przykładu na wykresie $i(T)s$ (rys. 4) liczbą 1.

Punkt I rozdziela dla pierwszego przybliżenia pracę L_{sb} , jaka należałoby włożyć w sprężenie 1 kG powietrza przy pracy silnika bez upustu, na dwie części. Dolną część dla pierwszego przybliżenia $L_{sb} - L_u$ lub oznaczona przez L_s dla następnych przybliżeń, jest pracą jednostkową jaką należy włożyć w sprężenie 1 kG powietrza przy pracy silnika z upustem, górna L_u zaś wyraża nadmiar pracy, otrzymanej z 1 kG spalin na turbinie, który idzie na sprężenie pobieranej upustem ilości powietrza

$$G_u = G_s - G_t(1 - \xi) \dots \dots \dots [8]$$

Przypominamy, że w powyższym wyrażeniu ξ jest współczynnikiem określającym udział ciężarowy doprowadzanego paliwa w łącznym wydatku ciężarowym powietrza i paliwa, dochodzącym do komór spalania i przepływającym w postaci spalin przez turbinę. Wartość współczynnika ξ zależy jedynie od składu chemicznego paliwa, to znaczy od rodzaju paliwa i od współczynnika nadmiaru powietrza.

Ogólny warunek równowagi układu sprężarkowo-turbinowego przy pracy z upustem należy napisać w postaci $G_s L_s = G_t L_t(1 - \zeta)$, skąd po podstawieniu (8) otrzymujemy:

$$G_u = G_t \frac{L_t(1 - \zeta) - L_s(1 - \xi)}{L_s} \dots \dots \dots [9]$$

Oczywiście, wzór ten jest słuszny dla każdego z przybliżeń i dla ostatecznego rachunku, rozwiązującego zagadnienie.

Wracając do rozważanego pierwszego przybliżenia dla sprężarki w pierwszym przybliżeniu dla turbiny, warto zwrócić uwagę, że wynik z niego otrzymany wyraża maksymalne, nie-realne zresztą, możliwości upustu pod względem wydatku i ciśnienia. Odnoszą się one do tego przypadku, w którym sprawności sprężarki i turbiny pozostałyby bez zmiany, co, jak wiadomo, nie jest możliwe. W obliczonym przez nas przykładzie, uwzględniając spadek mocy turbiny i spadek obrotów, można przewidywać, że $\zeta > \zeta_b$ mianowicie $\zeta = \sim 0,07$, wartość ξ zaś, odpowiadająca współczynniki nadmiaru powietrza 4 pozostanie niezmienną i wyniesie dla nafty $\xi = \xi_b = 0,0165$. Po podstawieniu do wzoru (9) powyższych wartości ζ i ξ oraz wartości $L_s = L_{sb} - L_u$ i $L_t = L_{tb}$ z wykresu $i(T)s$, otrzymamy $G_u = 17,9$ kG/sek (przy ciśnieniu 2,55 kG/cm²).

Część mocy turbiny, idąca na upust, wyniesie ~ 2770 KM, udział zaś mocy, przypadającej na upust w mocy turbiny, wyniesie 42,2%. Dla kolejno następujących po sobie przybliżeń wartości G_u odpowiadające tym przybliżeniom, będą początkowo szybko, a później coraz wolniej malały w miarę zwiększania się dokładności przybliżenia, do momentu, w którym sprawność sprężarki i turbiny będzie zgodna z rzeczywistą sprawnością braną z charakterystyk. W ostatnim przybliżeniu, z wystarczającą dokładnością rozwiązującym zagadnienie, spełnione muszą być trzy warunki:

1. Warunek równowagi układu turbinowo-sprężarkowego, określony równaniem (9).

2. Zgodność sprawności z wartościami, wynikającymi z charakterystyk.

3. Zgodność obrotów sprężarki i turbiny, odpowiadających punktom pracy sprężarki i turbiny, wyznaczonych na charakterystykach.

Warunek 1 spełnia każde przybliżenie. Pozostałe dwa warunki spełnione są coraz ściślej dla następujących po sobie przybliżeń.

Zwraca uwagę fakt, że dla otrzymania pierwszego przybliżenia dla sprężarki, w pierwszym przybliżeniu dla turbiny niepotrzebne są charakterystyki, które będą wyzyskane dopiero w następnych przybliżeniach.

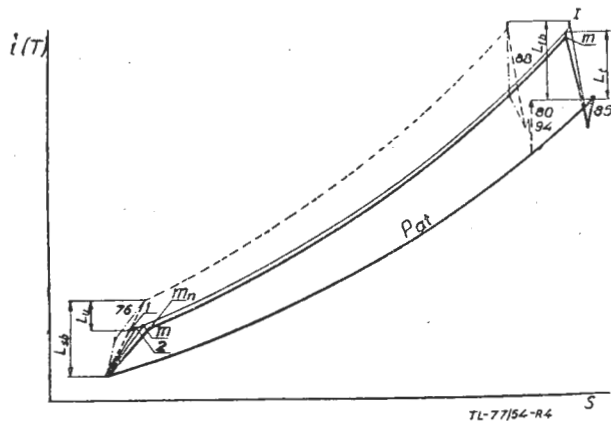
Dla otrzymania drugiego przybliżenia dla sprężarki w pierwszym przybliżeniu dla turbiny, obliczamy ze związku (8) całkowity wydatek sprężarki, odpowiadający pierwszemu przybliżeniu. W naszym przykładzie $G_s = 41,03$ kG/sek. Dla tego wydatku, oraz odpowiadającego mu stopnia sprężania, oznaczamy punkt pracy na polu charakterystyk sprężarki. Punktem temu będzie odpowiadała jakaś nowa sprawność, różna od

sprawności sprężarki przy pracy bez upustu, która pozwoli na poprowadzenie prostej o innym pochyleniu, odpowiadającej przemianie sprężania. Prosta ta przetnie izobarę w punkcie 2, odpowiadającym drugiemu przybliżeniu dla sprężarki w pierwszym przybliżeniu dla turbiny.

Dla otrzymania trzeciego i ewentualnie następnych przybliżeń dla sprężarki obliczamy kolejno ze wzoru (9) G_u i ze związku (8) G_s i postępujemy w wiadomy już sposób.

W pierwszym przybliżeniu dla turbiny nie warto silić się na nadmierną dokładność ostatniego przybliżenia dla sprężarki, które na wykresie oznaczono punktem m .

Uznając m -te przybliżenie dla sprężarki w pierwszym przybliżeniu dla turbiny za wystarczające, bierzemy pod uwagę charakterystyki turbiny, na połu których nanosimy punkt pra-



Rys. 4. Obiegi termodynamiczne silnika — w użytkowych warunkach pracy bez upustu i przy pracy z upustem

cy turbiny, odpowiadający obrotom sprężarki oraz wydatkowi G_t , przepływającym przez turbinę spalin. Punktowi temu będzie odpowiadała jakaś nowa sprawność, różna od sprawności turbiny przy pracy bez upustu oraz nowy stopień rozprężania na turbinie. Znajomość tej sprawności pozwala na poprowadzenie prostej o innym pochyleniu, odpowiadającej przemianie rozprężania na turbinie. Prosta ta przetnie się z izobarą, odpowiadającą temu nowemu stopniowi rozprężania w punkcie II, nie zaznaczonym dla przejrzystości na wykresie $i(T)s$. Punkt ten odpowiadać będzie 2 przybliżeniu dla turbiny. Punkt ten, podobnie jak i punkty III, IV ... n dalszych przybliżeń, będzie leżał na odpowiedniej izobarze i będzie określał temperaturę przed turbiną. Temperatura ta określi z kolei poprzez równanie stanu objętość właściwą przepływających spalin w ilości G_t , niezależnej od przybliżenia (w naszym przykładzie zawsze $G_t = 23,5$ kG/sek). Oczywiście, objętość ta odpowiada objętości właściwej wyrażonej izochorą, przechodzącą przez odpowiedni punkt przybliżenia. Objętość ta może więc być bezpośrednio wzięta z izochory. Znajomość objętości umożliwia każdorazowe obliczenie średniej prędkości osiowej przed turbiną, potrzebnej do wyznaczenia stopnia sprężania sprężarki. Mianowicie prędkość ta dla ostatniego przybliżenia, a także dla przybliżeń wcześniejszych, określona jest na podstawie równania ciągłości prostymi związkami

$$w_{on} = w_{on-1} \frac{v_{on}}{v_{on-1}}$$

albo

$$w_{on} = w_{oI} \frac{v_{on}}{v_{oI}} \dots \dots \dots [10]$$

lub dla $w_{oI} = w_{ob}$

$$w_{on} = w_{ob} \frac{v_{on}}{v_{oI}}$$

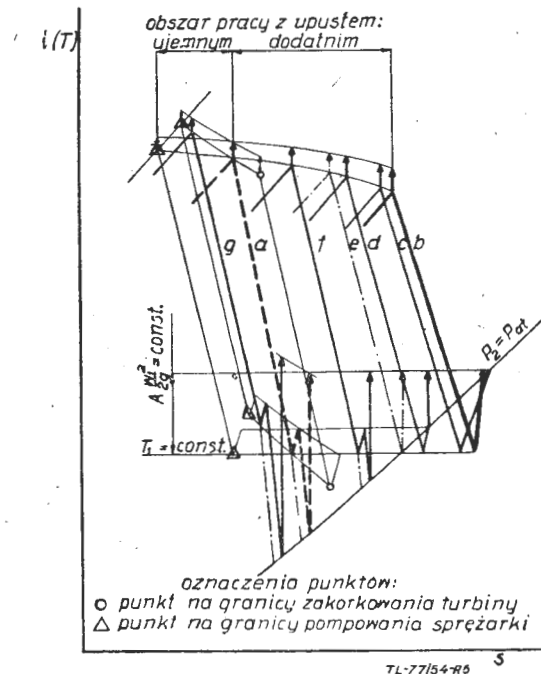
Znając tą prędkość wyznacza się ekwiwalent ciepły energii, jaką ona reprezentuje. W następnej kolejności można już przystąpić do przeszacowania wszystkich strat między turbiną i sprężarką. Otrzymujemy więc w ten sposób po kolei szereg izobar, odnoszących się do kolejnych przybliżeń określonych punktami II, III ... n. Dla każdego z przybliżeń dla turbiny, łącznie z ostatnim, poprawiamy w wiadomy sposób, drogą kolejnych przybliżeń, linię sprężania. Ostatnie przybliżenie dla sprężarki w pewnym przybliżeniu dla turbiny traktujemy zawsze za pierwsze przybliżenie dla sprężarki w następnym przybliżeniu dla turbiny. Jeżeli w toku kolejnych przybliżeń

dla turbiny praca L_t będzie znacznie malała, wtedy wartość ζ wchodząca do wzoru (9), należy poddać analizie i ewentualnie skorygować, biorąc za punkt wyjścia zmianę obrotów silnika.

W wyniku opisanego postępowania otrzymujemy ostatecznie na wykresie $i(T)s$ (rys. 4) punkty m_n i n , dla których są spełnione z dostateczną dokładnością podane trzy warunki równowagi układu turbinowo-sprężarkowego, pracującego z upustem. Izobara, przechodząca przez punkt m_n określa upust pod względem wydatku. Obroty silnika, odpowiadające obrotom w użytkowych warunkach pracy silnika z upustem, odczytuje się z charakterystyk. Obroty te, oczywiście, będą niższe od obrotów użytkowych, przy pracy silnika bez upustu.

Na zakończenie omówiony zostanie sposób postępowania przy obliczaniu upustu silnika o nieznanych charakterystykach sprężarki i turbiny.

W pewnych przypadkach, dysponując dostatecznie obszernym materiałem statystycznym, dotyczącym licznych turbin i sprężarek, można ocenić sprawności turbiny i sprężarki oraz otrzymać rozwiązanie bliższe rzeczywistości. Jednakże, o ile w odniesieniu do sprawności przewidywania mogą być trafne,



Rys. 5. Przebieg rozprężania na turbinie dla różnych dyfuzorów i dysz wylotowych

to w odniesieniu do obrotów i stopnia rozprężania w turbinie przy pracy z upustem, pomyłki mogą być znaczne. Dlatego obroty i stopień rozprężania mogą być określone tylko z charakterystyk. W związku z tym nie pozostaje nic innego, jak sporządzić te charakterystyki na podstawie badań silnika.

Sporządzenie charakterystyk w wystarczającym zakresie nie przedstawia trudności ponieważ, jak już wyraźnie wspomniano, a w toku przykładu obliczeniowego — wykazano, zmiana rury wylotowej powoduje zmianę dławienia sprężarki. W ogólności zaś omówienie skutków powstałych z zastąpienia dyszy wylotowej dyfuzorem jest treścią niniejszego artykułu. Sporządzenie charakterystyk na podstawie pomiarów parametrów stanu powietrza i spalin w miejscach, do których odnoszą się dane naniesione na rys. 1, będzie możliwe przy zastosowaniu kompletu rur wylotowych, składających się z dysz i dyfuzorów o różnych, stopniowo zmieniających się, przekrojach wylotowych. Łączna liczba dysz i dyfuzorów w komplecie zależy od liczby punktów pomiarowych,*) jakie będziemy chcieli otrzymać dla poprowadzenia przez nie pojedynczej charakterystyki dławienia, odnoszącej się do stałych obrotów. Metodą dysz i dyfuzorów można wyznaczyć charakterystyki sprężarki na hamowni silnika odrzutowego, zaopatrzonej w urządzenie do pomiaru wydatku powietrza przepływającego przez silnik. Metoda ta nie daje się porównać z dławieniem silnika turbo-odrzutowego na wlocie i ma tę wyższość, że pozwala na określenie charakterystyk w dużo szerszym zakresie, nie tylko obejmującym większe dławienia. Dla dalszego

*) Wygodniejsze może być użycie pojedynczej dyszy-dyfuzora o nastawnym przekroju wylotowym.

jeszcze poszerzenia tego zakresu w częściach odnoszących się do bardzo małych dławień, zalecić można dodatkowe „od-dławienie” sprężarki doraźnie sporządzonym upustem. Pozwoli to na uniknięcie zakorkowania turbiny przy większych obrotach. Metoda dysz i dyfuzorów może okazać się użyteczna, a nawet niezastąpiona, w tych warunkach, w których niemożliwe jest przebadanie sprężarki i turbiny silnika odrzutowego w laboratorium dysponującym mocą wielu tysięcy KM.

Jeżeli chodzi o wyznaczenie tą metodą charakterystyk turbiny, to sprawa napotyka tu na pewne trudności, wynikające ze zmiany temperatury przed turbiną.

5. PRACA SILNIKA TURBO-ODRZUTOWEGO Z RÓŻNYMI DYFUZORAMI I DYSZAMI NA WYLOCIE

Rozpatrzmy na wykresie $i(T)s$ przebiegi procesów termodynamicznych, zachodzących w silniku dla szeregu dyfuzorów i dysz o różnych przekrojach wylotowych. Ogólnie będzie chodziło o takie warunki pracy silnika z upustem, ewentualnie bez upustu, w których stosunek przekroju wylotowego dyfuzora lub dyszy do przekroju za turbiną będzie różny od tego stosunku dla optymalnych użytkowych warunków pracy bez upustu. Przykład obliczeniowy pokazał już, że niecelowe

jest stosowanie nadmiernie dużego stosunku $\frac{F_2}{F_1}$, to znaczy

nadmiernie długiego dyfuzora, ponad taką długość, przy której ekwiwalent cieplny energii prędkości u jego wylotu jest już wielkością dostatecznie małą w stosunku do całkowitego spadku entalpii na turbinie. Nadmierne wydłużenie dyfuzora może wywołać nawet skutki przeciwne do pożądaných, takie same jak dyfuzor krótki, przy zastosowaniu którego wzrastają straty energii prędkości rozpraszanej w otaczającym powietrzu. Przy nadmiernym wydłużeniu dyfuzora zachodzi znaczny spadek sprawności dyfuzora, wynikający z bardzo nierównomiernego rozkładu prędkości w jego końcowych przekrojach i z powiększenia się strat hydraulicznych przepływu. Ten spadek sprawności, dający się wyrazić stratą energii prędkości, powoduje, że maksymalne podciśnienie w najwęższym przekroju dyfuzora osiąga się dla pewnego

określonego stosunku $\left(\frac{F_2}{F_1}\right)_{max}$, odpowiadającego dyfuzorowi,

który dla krótkości nazwiemy maksymalnym. Stosowanie dyfuzora o stosunku przekrojów większym od maksymalnego, lub co na ogół na jedno wychodzi, stosowanie dyfuzora dłuższego od maksymalnego, jest niekorzystne z uwagi na przebieg sprężania w dyfuzorze. Przebieg rozprężania na turbinie dla dyfuzora maksymalnego i sprężania w nim zachodzącego wyraża linia b na wykresie rys. 5. Przebieg rozprężania na turbinie i sprężania w dyfuzorze, znacznie dłuższym od maksymalnego, wyrażony jest linią c . Widać stąd, że linia rozprężania na turbinie przy dyfuzorze maksymalnym osiąga skrajne położenie na wykresie $i(T)s$, ograniczające z prawej strony obszar pracy z upustem.

Niezależnie od tego, stosowanie długich dyfuzorów przesunęło bardzo punkty pracy turbiny i sprężarki na ich charakterystykach w kierunku mniejszych sprawności. Istnieje pe-

wien stosunek optymalny $\left(\frac{F_2}{F_1}\right)_{opt}$, ogólnie biorąc różny od

maksymalnego, przy którym część mocy turbiny, przypadająca na upust, osiąga największą wartość. Dyfuzor taki nazwiemy optymalny. Stosowanie dyfuzora o stosunku przekrojów większym od optymalnego jest niekorzystne ze względu na spadek sprawności sprężania na sprężarce i rozprężania na turbinie. Praktycznie znaczenie ma zachodzący z reguły przypadek, w którym spadek sprawności sprężarki i turbiny jest

tak wielki, że stosunek $\left(\frac{F_2}{F_1}\right)_{opt} < \left(\frac{F_2}{F_1}\right)_{max}$. Wtedy linia, wyra-

żająca rozprężanie na turbinie dla optymalnego dyfuzora, będzie leżała po lewej stronie linii b na rys. 5.

Doboru dyfuzora o optymalnym stosunku $\frac{F_2}{F_1}$ i co za tym idzie — wyznaczenia największego upustu można dokonać przez przeliczenie kilku wariantów upustów dla różnych $\frac{F_2}{F_1}$,

czyli różnych w_2 . Dla każdego z wariantów sprawność dyfuzora należy szacować na podstawie danych doświadczalnych.

Skracając stopniowo dyfuzor (1—2, rys. 2) dochodzimy w naszym przykładzie do przekroju x , w którym kończy się dyfuzor rury wylotowej silnika. Dla tego dyfuzora przebieg rozprężania na turbinie oznaczony jest linią d na rys. 5, który jest powiększonym w pewnej skali wycinkiem wykresu rys. 4. Dla porównania podano poniżej wyniki obliczeń z pierwszego przybliżenia dla sprężarki w pierwszym przybliżeniu turbiny, odnoszące się do dyfuzora 1— x silnika z rys. 1, przy tych samych założeniach jak w p. 4.2: $P_1 = 9500$ kG/m², $G_t = 27,9$ kG/sek, moc turbiny — 7770 KM, moc reprezentowana przez energię kinetyczną gazów — 1940 KM, $G_u = 13,4$ kG/sek przy ciśnieniu $\sim 2,9$ kG/cm² dla $\zeta = 0,06$ i $\chi = 0,0165$, część mocy turbiny idąca na upust — 2410 KM, udział mocy przypadającej na upust w mocy turbiny — 31%.

Dla ostatnich przybliżeń, dających wyniki zbliżające się do rzeczywistości, moce turbiny — idące na upust przy dyfuzorach 1—2 i 1— x — będą pod względem wartości bardziej zbliżone do siebie niż otrzymane z pierwszych przybliżeń. Przyczyną tego jest mniejszy spadek sprawności turbiny i sprężarki w przypadku pracy silnika z dyfuzorem 1— x niż z dyfuzorem 1—2. Różnice między mocami, reprezentowanymi przez upust, będą jeszcze mniejsze od różnic między mocami turbiny, idącymi na te upusty, gdyż przy mniejszej wprawdzie mocy turbiny idącej na upust dla dyfuzora na 1— x , sprężanie dokonywane będzie z większą sprawnością aniżeli w przypadku dyfuzora 1—2.

Linie rozprężania na turbinie dla dyfuzorów krótszych od maksymalnego, a dłuższych od dyfuzora 1— x , przebiegać będą między liniami b i d , podobnie jak linia dla dyfuzora nadmiernie długiego.

Dla otrzymania linii rozprężania na turbinie, coraz bardziej przesuniętych w lewo, należy w dalszym ciągu zmniejszać stosunek przekrojów, zmniejszając stopniowo kąt rozwarcia dyfuzora lub skracając dyfuzor. Zupełnemu usunięciu dyfuzora lub zastąpieniu go tak krótką rurą o stałym przekroju, że przepływ może być traktowany za izentropowy, odpowiada przebieg rozprężania na turbinie, wyrażony linią e na rys. 5. Dla otrzymania jeszcze dalszych przesunięć linii rozprężania należałoby już zastosować dysze, o malejących przekrojach wylotowych. Rozprężanie w tych dyszach, bezpośrednio przystawionych do płaszczyzny wylotu turbiny, określone byłoby liniami punktowymi f , a , g , przy czym linia a kreskowa u góry i punktowa u dołu, odnosiłaby się do optymalnych warunków pracy silnika bez upustu z optymalną dyszą. Przesunięcie linii rozprężania na turbinie w lewo będzie też możliwe bez usuwania dyfuzora 1— x rury wylotowej, a przez zakończenie wylotu dyfuzora dyszami o stopniowo malejących przekrojach wylotowych. Dla dyszy większej od optymalnej otrzymamy wtedy przebieg oznaczony ciągłą linią f . Przy zastosowaniu takiej dyszy w warunkach zachowania temperatury i prędkości osiowej za turbiną, istnieje niewielka możliwość upustu powietrza o znacznym ciśnieniu. Dla dyszy optymalnej, przy której osiągane są w warunkach użytkowych parametry stanów, podane dla przykładowego silnika na rys. 1, otrzymujemy przebieg wyrażony linią kreskową a , zgodną z podobnie oznaczoną linią z rys. 4. Dla stworzenia możliwości upustu przy dyszy optymalnej trzeba podnieść temperaturę przed turbiną i w konsekwencji tego zrezygnować z zachowania temperatury i prędkości osiowej za turbiną. Dla dysz mniejszych od optymalnej nie będzie możliwa, nawet przy pracy bez upustu, równowaga układu turbinowo-sprężarkowego przy zachowaniu temperatury na wylocie z turbiny.

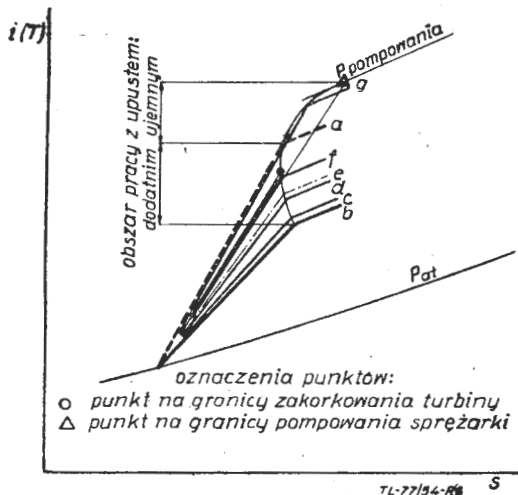
Dążenie do zachowania temperatur i prędkości osiowej za turbiną przy dyszach mniejszych od optymalnej pociągnęłoby za sobą konieczność dodatkowego dostarczenia sprężarce z zewnątrz mocy w ilości odpowiadającej niedoborowi mocy turbiny. Dlatego dla utrzymania równowagi układu turbinowo-sprężarkowego należy zwiększyć spadek entalpii na turbinie przez zwiększenie temperatur przed turbiną. Stosowanie dysz mniejszych od optymalnej prowadzi wprawdzie do znacznego zwiększenia ciągu, przypadającego na jednostkę wydatku przepływającego czynnika, lecz jednocześnie prowadzi do przegrzania turbiny. Przyrost ciągu otrzymanego z jednostkowego wydatku ciężarowego gazów, proporcjonalny do różnicy pierwiastków wartości, wyrażonych strzałkami ekwiwalentu cieplnego prędkości na wylocie dla linii g i linii kreskowej a na rys. 5, przejawia się dużo mniejszym przyrostem ciągu silnika. Nastąpi to na skutek zwiększenia dławienia sprężarki i spadku jej wydatku całkowitego. Możliwość zwiększenia ciągu przez przedławienie silnika zmniejszeniem dyszy wylotowej i zwiększenie temperatur przed turbiną, zależeć będzie

od kształtu charakterystyki dławienia sprężarki, ściśle od pochyłości charakterystyki w okolicy punktu pracy w warunkach użytkowych oraz od oddalenia tego punktu od granicy pompowania.

Linie na wykresie rys. 5, przebiegające przez punkty odpowiadające parametrom stanu gazów przed i za turbiną przy pracy z upustem, przy założeniu łatwym do urzeczywistnienia, stałości temperatury i prędkości osiowej na wylocie, przecinają się z podobnymi liniami dla pracy bez upustu, zaznaczonymi również na rysunku. Punkty przecięcia rozgraniczają obszary pracy z upustem dodatnim od obszaru pracy z upustem ujemnym, to znaczy takim, w którym dla zachowania temperatury i prędkości za turbiną sprężanie powietrza wymaga większej pracy niż jest w stanie dać turbina. Linie odnoszące się do pracy bez upustu, przebiegające na wykresie rys. 5 stromiej od analogicznych linii dla pracy z upustem, wykazują dobitnie, że zmiana dyszy optymalnej na dyszę większą a dalej na dyfuzor — powoduje przy pracy bez upustu konieczność zmniejszenia temperatur na turbinie. Na odwrót — zmiana dyszy optymalnej na mniejszą wywołuje konieczność zwiększenia temperatur.

Pochylenia linii rozprężania na turbinie, wyrażające sprawności określone przebiegiem charakterystyk turbiny, będą się zmieniały. Dla dyszy optymalnej, dla danego zespołu turbino-sprężarkowego, linia rozprężania na turbinie będzie najbardziej stroma, ewentualnie zbliżona do najbardziej stromej. Dla maksymalnie długiego dyfuzora linia ta będzie najmniej stroma. Dla dysz mniejszych od optymalnej linia ta będzie miała na ogół przebieg mniej stromy od przebiegu dla dyszy optymalnej.

Przy stopniowym skracaniu dyfuzorów, począwszy od maksymalnego i przechodząc dalej do dysz o coraz mniejszym przekroju wylotowym — przebiegi sprężania na sprężarce, przy założeniu stałych warunków przed sprężarką, będą miały charakter podany na wykresie $i(T)s$ (rys. 6). Poszczególne



Rys. 6. Przebiegi sprężania na sprężarce dla różnych dyfuzorów i dysz wylotowych

linie sprężania na tym wykresie odpowiadają liniom rozprężania z wykresu rys. 5. Z przebiegu linii sprężania widać, że w miarę skracania dyfuzora i przechodzenia na dysze, dławienie sprężarki zwiększa się, przez co rośnie ciśnienie za sprężarką. Dla optymalnej dyszy przy pracy bez upustu, linia sprężania będzie najbardziej stroma, ewentualnie zbliżona do najbardziej stromej. Przy przedstawieniu silnika dyszą mniejszą od optymalnej, ciśnienie może nieznacznie wzrosnąć przy spadku sprawności, co wyrazi się mniej stromym przebiegiem linii sprężania, wyrażonym linią g.

Krzywe, łączące punkty określające parametry stanu powietrza za sprężarką, swoim przebiegiem wyznaczają obszar pracy z upustem dodatnim i ujemnym. W tym ostatnim przypadku obojętne jest dla sprężarki, czy niedobór pracy turbiny jest pokrywany mocą dostarczoną z zewnątrz, czy też wzrostem mocy turbiny, powstałym ze zwiększenia spadku entalpii. Na podstawie tego oraz z faktu ciągłości tych krzywych, który jest rezultatem ciągłości krzywych sprawności na charakterystykach sprężarki, wysuwa się wniosek, że krzywe, łączące parametry stanu czynnika za sprężarką dla pracy z upustem i bez upustu, pokrywają się ze sobą. Dla pracy bez upustu krzywa taka będzie się rozciągać między punktem na granicy pompowania sprężarki, a punktem na granicy zakorkowania

turbiny. Dla pracy z upustem krzywa taka będzie się rozciągać między punktem na granicy pompowania sprężarki, a punktem określającym parametry stanu powietrza przy pracy z dyfuzorem maksymalnym. Punkt, odpowiadający stanowi w optymalnych, użytkowych warunkach pracy bez upustu, przyjętych za wyjściowe, rozdziela ostatnią krzywą na dwie części, odpowiadające obszarom pracy z upustem dodatnim i ujemnym, w sposób zaznaczony na rys. 6.

Wykresy (rys. 5 i rys. 6) oraz równanie (9) wskazują, że w miarę skracania długości dyfuzora, to znaczy zwiększania prędkości u jego wylotu, możliwości upustu pogarszają się. Towarzyszące temu zmiany jakościowe upustu, polegające na szybkim maleniu wydatku i względnie powolnym wzroście ciśnienia, są okolicznością umożliwiającą dobór upustu w zależności od potrzeb. O ile te potrzeby będą wymagały dużych wydatków przy drugorzędnych, niskich ciśnieniach, to należy

stosować długie dyfuzory, o dużym stosunku $\frac{F_2}{F_1}$, pozwalają-

cym na uzyskanie małych prędkości wylotu. Na odwrót, o ile potrzeby będą wymagały dużych ciśnień przy drugorzędnych, niewielkich wydatkach, należy stosować krótkie dyfuzory

o małym stosunku $\frac{F_2}{F_1}$, prowadzącym do dużych prędkości

wylotu i niestety — do znacznych strat. Przy zastosowaniu krótkiego dyfuzora, jak już wspomniano w innym miejscu, można stosować tłumienie silnika z powietrznym chłodzeniem tłumika, o ile energia prędkości gazów wypływających z dyfuzora będzie dostatecznie duża, aby wywołać zassanie do tłumika wystarczającej ilości zimnego powietrza atmosferycznego. Z powyższych uwag wynika, że wydatek upustu i ciśnienie można dostosowywać w dość szerokim zakresie do różnorodnych potrzeb.

Rozważania zawarte w tym rozdziale, nie wybiegające zasadniczo poza ramy dotyczące upustu, objęły zakres dotyczący się zachowania turbiny, sprężarki i rury wylotowej silnika przy pracy bez upustu z różnymi dyszami wylotowymi, co ma istotne znaczenie dla zastosowania silnika turbo-odrzuтового w samolocie. W świetle tych rozważań widać wyraźnie jak ważnym elementem decydującym o osiągnięciu właściwych warunków równowagi między sprężarką i turbiną jest dysza wylotowa silnika. Dobór wymiarów dyszy wpływa w zasadniczym stopniu na osiągnięcie warunków pracy silnika optymalnych pod względem sprawności turbiny oraz sprężarki i co za tym idzie — na osiągnięcie minimalnego zużycia paliwa na jednostkę ciągu. Obszar tego wpływu jest określony własnościami turbiny i sprężarki. Z jednej strony ograniczeniem w stosowaniu dysz o dużych przekrojach wylotowych jest zjawisko zakorkowania turbiny, z drugiej zaś strony ograniczeniem w stosowaniu dysz o małych przekrojach wylotowych jest zjawisko pompowania zachodzące na sprężarce, o ile wcześniej nie dojdą do głosu ograniczenia technologiczne, wynikające z przegrzania turbiny. Tylko w tym obszarze, zawartym między punktami odpowiadającymi granicy zakorkowania i pompowania przy pracy bez upustu, zaznaczonymi na wykresach rys. 5 i rys. 6, możliwa jest współpraca układu sprężarkowo-turbinowo-dyszowego. Warto zwrócić uwagę, że obszar ten w nowoczesnym silniku turbo-odrzuтовым ze sprężarką osiową i turbiną, pracującą na maksymalnym spadku ciśnienia, może być bardzo wąski.

Podana w p. 4.2. metoda obliczeniowo-wykreslna może być dostosowana do różnych wymagań, w których zachodzi konieczność dokonania szczegółowej analizy ilościowej procesów termodynamicznych, wywołanych zmianą warunków na wylocie silnika. Przede wszystkim metoda ta może być przystosowana do określenia warunków pracy silnika w ejektorze napędzającym tunel aerodynamiczny. Także może być użyta tam, gdzie zmiany warunków wylotowych silnika są nieznaczne, co ma miejsce w ejektorach tłumikowych przy poprawnym ustawieniu silnika względem wlotu do ejektora. W tym ostatnim przypadku dla zapewnienia dostatecznej dokładności przeliczeń, należałoby posłużyć się wykresem $i(T)s$ w bardzo dużej skali, względnie przejść na obliczenie całkowite rachunkowe z wykorzystaniem tablic termodynamicznych.

W rozważaniach tego, jak i poprzednich rozdziałów, za punkt wyjścia przyjęte zostały użytkowe warunki pracy silnika, zazwyczaj będące jednocześnie optymalnymi. Dla dowolnych innych, zarówno rzeczywistych jak i określonych na podstawie charakterystyk, warunków pracy silnika potraktowanych za wyjściowe, przebieg rozważań będzie taki sam.

Dla różnych warunków wyjściowych otrzymamy w układzie współrzędnych $i(T)s$ grupy linii.

Znamienna jest współzależność między punktami pracy turbiny i sprężarki na ich charakterystykach a dyfuzorami lub dyszami wylotowymi. Współzależność ta stwarza możliwość teoretycznego doboru optymalnej dyszy dla pracy bez upustu lub optymalnego dyfuzora dla pracy z upustem, o ile charakterystyki są znane i na odwrót daje możliwość doświadczalnego wyznaczenia charakterystyk przy zastosowaniu zespołu dysz i dyfuzorów.

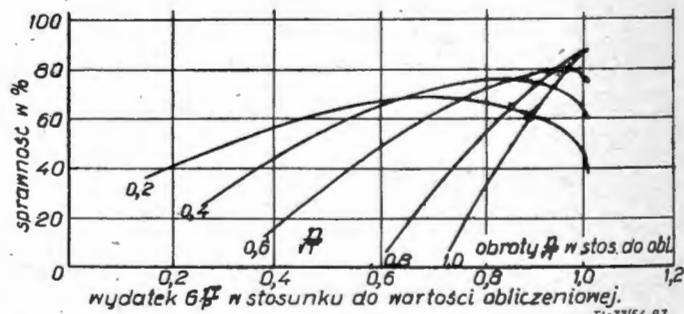
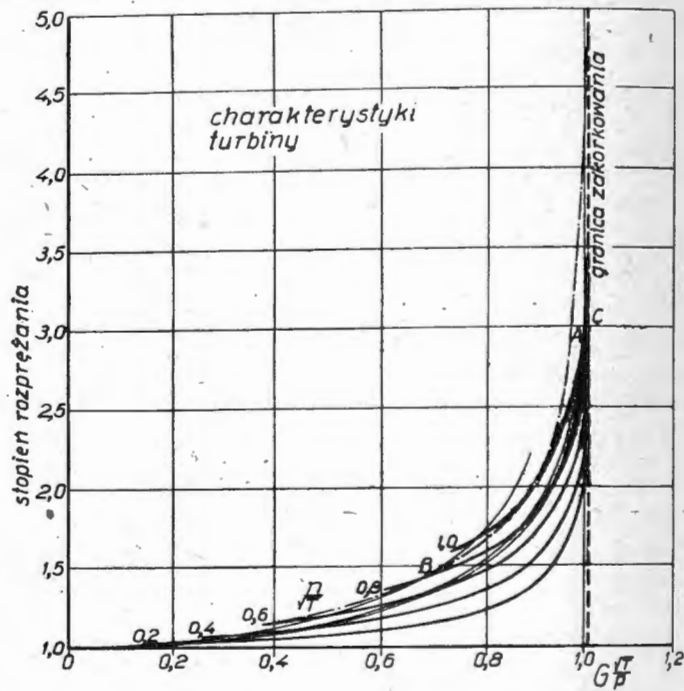
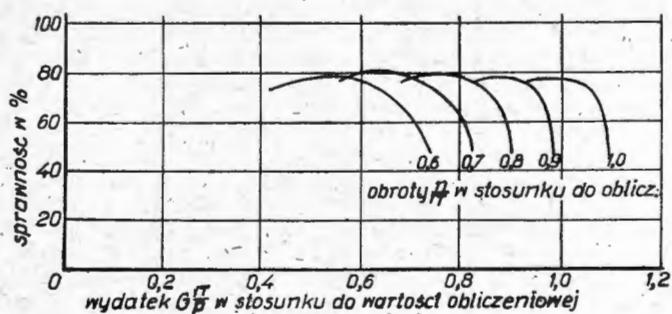
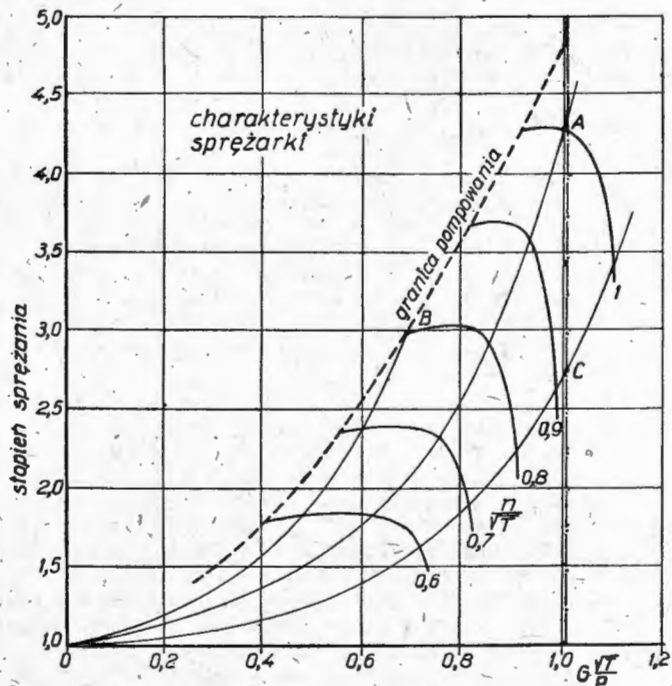
6. CHARAKTERYSTYKI SPRĘŻARKI I TURBINY

Dla określenia zakresu wyznaczalności charakterystyk metodą dysz i dyfuzorów należy rozpatrzyć przemieszczenie punktów pracy sprężarki i turbiny na ich charakterystykach. Charakterystyki te, wyrażające dla stałych obrotów związek między stopniem sprężania lub rozprężania i wydatkiem przepływającym przez sprężarkę lub turbinę, przedstawione

zmiana punktów pracy przy powolnej zmianie obrotów będzie się odbywać według krzywej OB, dla odpowiednio zaś dużego dyfuzora — według krzywej OC. Ogólnie krzywe te nie pokrywają się z liniami stałego dławienia.

Ograniczeniem linii OB na charakterystykach sprężarki jest punkt przecięcia z granicą pompowania, zawężającą jednocześnie możliwy do wyznaczenia obszar charakterystyk turbiny. Zawężenie to wynika z tej prostej przyczyny, że dla stałych obrotów sprężarka traci poza granicą pompowania zdolność do wytwarzania dostatecznego ciśnienia przy malejącym wydatku. Granica pompowania odpowiednio przeniesiona na pole charakterystyk turbiny współpracującej ze sprężarką zawęży od góry obszar możliwy do doświadczalnego wyznaczenia. Przeniesioną na pole charakterystyk turbiny granicę pompowania oznaczono na rys. 7 linią punktową.

Dla stworzenia możliwości przebadania turbiny w zakresie wybiegającym poza ten obszar w polu zawartym między przedłużeniem linii OB a granicą pompowania, przeniesioną na po-



Rys. 7. Zasadnicze charakterystyki sprężarki i turbiny silnika turbo-odrzutowego

są na rys. 7. Na rysunku tym podano także przebiegi sprawności izentropowych, odnoszące się do poszczególnych krzywych. Krzywe wykresów rys. 7 określają w sposób jednoznaczny procesy termodynamiczne, zachodzące w sprężarce i turbinie pod względem ilościowym i jakościowym, dla przyjętych warunków początkowych.

Punkty A na charakterystykach sprężarki i turbiny odnoszą się do użytkowych warunków pracy układu sprężarkowo-turbinowego i odpowiadają warunkom obliczeniowym. Punktem A odpowiada pewna, na ogół bliska maksymalnej lub maksymalna temperatura przed turbiną. Linie OA odnoszą się do pracy silnika z dyszą optymalną przy dostatecznie powolnej — teoretycznie nieskończenie wolnej — zmianie obrotów silnika.

Dyszom mniejszym od optymalnej odpowiadają krzywe wybiegające z punktów O, leżące powyżej linii OA, dyszom zaś większym od optymalnej i ewentualnie dyfuzorom — krzywe leżące poniżej linii OA. Dla odpowiednio małej dyszy

le charakterystyk turbiny, należy począwszy od punktu B stosować odpowiedni upust, dzięki któremu możliwe jest zmniejszenie wydatku przepływającego przez turbinę przy zachowaniu ciśnienia przed turbiną.

Podobnie dla umożliwienia przebadania turbiny w obszarze zawartym między linią OB, odnoszącą się do najmniejszej z możliwych do zastosowania dysz a granicą pompowania, przeniesioną na pole charakterystyk turbiny, należy stosować odpowiedni upust.

W obu przypadkach należy liczyć się z koniecznością „dokręcania” układu. Dokręcanie to będzie konieczne w tym większym stopniu, im w większej odległości od granicy pompowania, przeniesionej na pole charakterystyk turbiny, wyznaczone będą charakterystyki turbiny.

Przebadanie sprężarki w części obszaru zawartego między linią OB a granicą pompowania możliwe jest jedynie przez zmniejszenie dyszy.

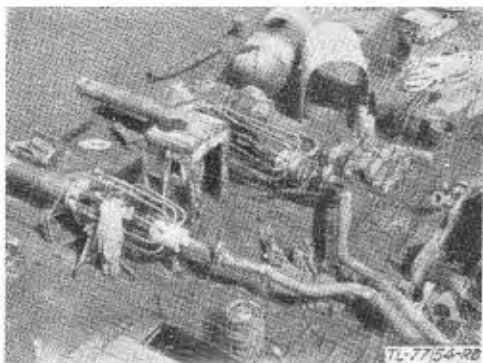
Warto przypomnieć, że dla zachowania równowagi układu

sprężarkowo-turbinowego konieczne jest w miarę oddalania się linii OB do linii OA zwiększanie temperatur przed turbiną, lub przy ich zachowaniu zastosowanie upustu ujemnego, tzn. „dokręcanie” zespołu sprężarkowo-turbinowego pomocniczym silnikiem, np. elektrycznym.

Ograniczeniem linii OC na charakterystykach turbiny jest granica zakorkowania turbiny, która zawęża jednocześnie możliwości do wyznaczenia obszar charakterystyk sprężarki. Przyczyna tego jest także prosta i polega na niemożności „oddławienia” sprężarki przez turbinę na skutek nadmiernego wydatku sprężarki. Granicę zakorkowania przenosi się bardzo łatwo na pole charakterystyk sprężarki, współpracującej z turbiną. Zawęża ona z prawej strony obszar możliwy do doświadczonego wyznaczenia. Przeniesioną na pole charakterystyk sprężarki granicę pompowania oznaczono także na rys. 7 linią punktową. Przebadanie sprężarki w obszarze wybiegającym poza granicę zakorkowania, przeniesioną na pole charakterystyk sprężarki, możliwe jest w dowolnym zakresie jedynie przy „oddławieniu” sprężarki upustem.

Dla umożliwienia przebadania turbiny w obszarze, zawartym między granicznym położeniem linii OC (poza którym zastosowanie większego dyfuzora nie będzie już skuteczne) i granicą zakorkowania, należy doprowadzić z zewnątrz do układu dodatkowe powietrze. Ilość tego powietrza decydująco wpływa na to, jak daleko w głąb tego obszaru, w kierunku naroża utworzonego przez oś poziomą i granicę zakorkowania, możliwe będzie przebadanie turbiny. W krańcowym przypadku, gdyby chodziło o pomiarzenie całego zakresu charakterystyki dla wirnika turbiny, obracającego się z bardzo małymi obrotami, należy dostarczyć układowi z zewnątrz prawie cały obliczeniowy wydatek powietrza. Trzeba jednak zauważyć, że dokonywanie pomiarów, mających na celu wyznaczenie charakterystyk w tym zakresie pozbawione jest praktycznego celu, podobnie jak np. badanie sprężarki znacznie poza granicą pompowania.

Należy także przypomnieć, że w obecnych okolicznościach dla zachowania równowagi układu sprężarkowo-turbinowego konieczne jest początkowo, w miarę oddalania się linii OC od OA, zmniejszanie temperatury przed turbiną lub przy zachowaniu jej — hamowanie układu, który w tych warunkach jest w stanie dostarczyć pewną moc na zewnątrz. Zamiast hamowania, począwszy od linii OA, może być stosowany upust.



Rys. 8. Ogólny widok instalacji upustowej i silników ustawionych na pokładzie okrętu

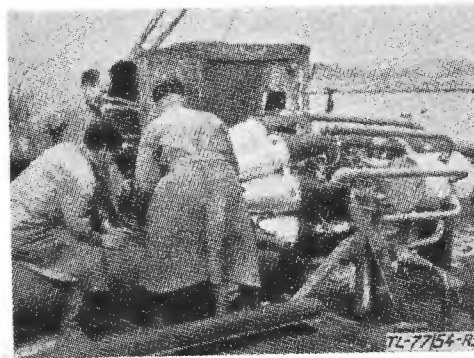
Jednakże przy dużych oddaleniach linii OC od OA na skutek spadku sprawności sprężarki i turbiny, pogarszającej możliwość upustu, może powstać konieczność „dokręcania” układu kosztem mocy zewnętrznej.

Z tych uwag, dotyczących charakterystyk, wynika, że możliwe jest ich wyznaczenie w dowolnie szerokim zakresie na podstawie badań sprężarki i turbiny w zespole. Zakres ten będzie mógł być tym większy im większa moc będzie do dyspozycji na „dokręcanie” układu lub zasilanie go sprężonym powietrzem. Dla otrzymania dostatecznych danych, potrzebnych dla doboru optymalnej dla danego układu dyszy, dalej dla doboru regulacji układu paliwowego przy szybko zmieniających się w czasie obrotach silnika oraz dla teoretycznej oceny minimalnego okresu przyspieszania układu od obrotów minimalnych do maksymalnych, nie jest potrzebna znajomość charakterystyki w całym zakresie. Dla tych celów wystarcza znajomość charakterystyk w pewnej części obszaru zawartego między linią OA a pewną linią OC w bliskości linii OA, oraz w możliwie szerokim zakresie między linią OA a granicą pompowania. Znajomość tego ostatniego zakresu charaktery-

styk ma istotne znaczenie dla doboru regulacji układu paliwowego, pozwalającego na osiągnięcie w danym zespole minimalnego okresu przyspieszania. Układ regulacyjny winien zapewnić w czasie maksymalnie szybkiego zwiększania obrotów silnika takie doprowadzenie paliwa, aby przy bezpiecznych temperaturach przed turbiną dodatkowe dławienie sprężarki, wynikające ze zmniejszenia współczynnika nadmiaru powietrza w komorach spalania, nie spowodowało osiągnięcia granicy pompowania. W czasie szybkiego zwiększania obrotów zmiana punktów pracy sprężarki dla dyszy optymalnej odbywa się bowiem nie według krzywej OA, lecz według krzywej przebiegającej tym bardziej powyżej OA im szybsza jest zmiana obrotów. Zrozumiałe jest, że w tych warunkach istnieje możliwość nadmiernego zbliżenia się, a nawet niebezpieczeństwo osiągnięcia granicy pompowania. Ostatnie względy uzasadniają koncepcję sprzęgnięcia układu regulacyjnego z mechanizmem, zwiększającym przekrój dyszy wlotowej silnika w czasie zwiększania obrotów.

Na marginesie należy wyrazić przypuszczenie, że powiązanie tej koncepcji z koncepcją zastosowania automatycznej zmiany przekroju i profilu dyszy w zależności od ciśnienia w dyfuzorze wlotowym do silnika, pozwoli na realizację elastycznego i ekonomicznego silnika turbo-odrzutowego strumieniowo-sprężarkowego dla naddźwiękowych samolotów o dużych zdolnościach zwiększania prędkości lotu.

Znajomość charakterystyk konieczna jest zasadniczo



Rys. 9. Fragment silnika o 1640 kG ciągu z kolektorem odprowadzającym powietrze z zagiętych kanałów łączących sprężarkę z komorami spalania

w stosunkowo niewielkim obszarze, którego wyznaczenie bez przegrzewania turbiny możliwe jest przy doprowadzeniu z zewnątrz mocy w ilości będącej niewielkim ułamkiem mocy turbiny.

Znajomość charakterystyk w obszarach, w których należałoby doprowadzić sprężone powietrze i stosować duży upust jest drugorzędna.

7. UWAGI KOŃCOWE

Mała wielkość upustu pod względem wydatku i ciśnienia wynika z dużej zmiany warunków pracy silnika, a przede wszystkim ze spadku przelotowości turbiny, przejawiającej się spadkiem wydatku ciężarowego gazów przez nią przepływających. Oczywiście, spadek przelotowości ma swe źródło w spadku wartości bezwzględnych ciśnień, będących wynikiem zabiegów, dokonanych na silniku, zmierzających do zmniejszenia strat energii prędkości. W związku z tym spada znacznie moc turbiny. W przytoczonym przykładowym obliczeniowym można spodziewać się spadku do około połowy mocy turbiny dla pracy bez upustu. Z mocy tej na upust pójdzie tylko pewna część.

Wobec pogorszonych sprawności turbiny i sprężarki koszty ruchu silnika turbo-odrzutowego z upustem będą większe od kosztów ruchu jakiegokolwiek innego współczesnego zespołu silnikowo-sprężarkowego o przeciętnych sprawnościach.

Przerobiony rachunkowo przykład uwidacznia, że upust jest stosunkowo mały w porównaniu z potencjalnymi możliwościami, tkwiącymi w lotniczym silniku turbo-odrzutowym. Niestety całkowite ich wyzyskanie związane byłoby z koniecznością poczynienia daleko idących zmian na silniku, polegających na wymianie ułopotkowania i zwiększeniu liczby stopni turbiny. W pewnych jednakże okolicznościach istniejące możliwości nie są do pogardzenia. Odnosi się to przede wszystkim do wzmiankowanego na wstępie przypadku potrzeb, związanych

z badaniami lotniczymi. W tych badaniach silnik turbo-odrzutowy, będący nieustannie celem postępu naukowo-technicznego, może, w jeszcze jednej formie, oddać usługi postępowi jako jego narzędzie.

*

Po złożeniu tego artykułu w Redakcji „Techniki Lotniczej” w czasopiśmie zagranicznych, będących w posiadaniu Redakcji, znaleziona została notatka na temat wykorzystania upustu do podniesienia zatopionego ciężkiego okrętu wojen-

nego. Doprowadzenie sprężonego powietrza miało na celu wyparcie wody, wypełniającej silnie podziurawiony kadłub. Wcześniej dokonane próby przy użyciu 48 zwykłych sprężarek tłokowych pozwoliły na osiągnięcie nadciśnienia 0,84 kG/cm², które było jednak niedostateczne dla wydzwignięcia kadłuba. Dopiero przy zastosowaniu upustu z dwóch silników turbo-odrzutowych osiągnięto po dwóch godzinach pracy silników nadciśnienie 1,05 kG/cm², przy którym kadłub wypłynął.

Artykuł wpłynął dnia 28 grudnia 1954 r.

Mgr inż. RYSZARD LEWANDOWSKI

689.1.052:500.6

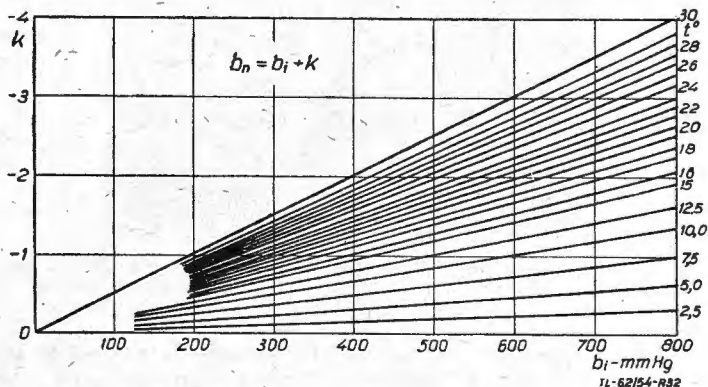
Wysokość lotu – jej rodzaje, pomiar i metody redukcji

(dokończenie z zeszytu 1/55)

Zamieszczamy poniżej: dokończenie omówienia warunków działania i wykorzystania wysokościomierza ciśnieniowego w lotnictwie; analityczne wyrażenie różnych zagadnień określania wysokości w zastosowaniu do nawigacji, redukcji osiągnięć samolotów i określenie wyczynów oraz przedstawienie metod pomiarów wysokości względnej.

Błąd przyrządowy

Sam wskaźnik wysokościomierza również jest źródłem pewnych błędów wskazywania. Układ puszek membranowych nie jest doskonale sprężysty, mechanizm przeniesienia ruchu i skala nie mogą być idealne, zawierają w sobie pewne błędy wykonania. Wszystko to składa się na błąd przyrządu, który może być wyznaczony za pośrednictwem porównania wskazań z przyrządem wzorcowym, bardzo dokładnie wykonanym. Czynność tę nazywamy wzorcowaniem, a poprawkę



Rys. 32. Wykres dla obliczenia poprawki k , uwzględniającej rozszerzenie się rtęci w miarę wzrostu temperatury otoczenia

uwzględnianą dla pokrycia tego błędu — poprawką przyrządową Δh_p .

Jeżeli wskazania przyrządu badanego oznaczymy przez h_i , a wskazania przyrządu wzorcowego przez h_m , to poprawka przyrządowa jest określona jako

$$\Delta h_p = h_m - h_i \quad [4.6]$$

Wysokościomierze wzorcujemy w komorze próżniowej według precyzyjnego barometru rtęciowego lub też wysokościomierza o wysokiej dokładności, często sprawdzanego. Funkcja $h_m = f(b)$ jest określona warunkami AW.

W przypadku barometru rtęciowego należy uwzględnić wpływ temperatury na ciężar właściwy Hg. Przy określaniu ciśnienia według mm Hg przyjęty jest ciężar właściwy rtęci $\gamma = 13,6 \text{ G/cm}^3$, odpowiadający temperaturze 0°C. Ponieważ w warunkach wzorcowania rtęć w barometrze ma temperaturę otoczenia, należy wprowadzić odpowiednią poprawkę k , przy czym

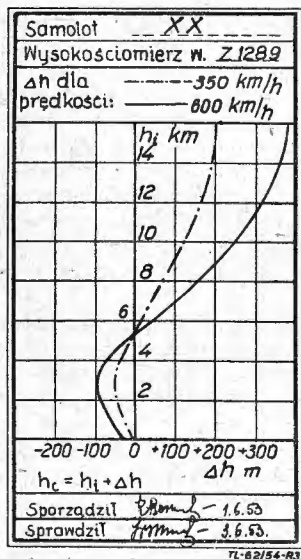
$$b_n = b_i + k \quad [4.7]$$

gdzie b_n jest ciśnieniem w AW, zaś b_i — ciśnieniem, jakie trze-

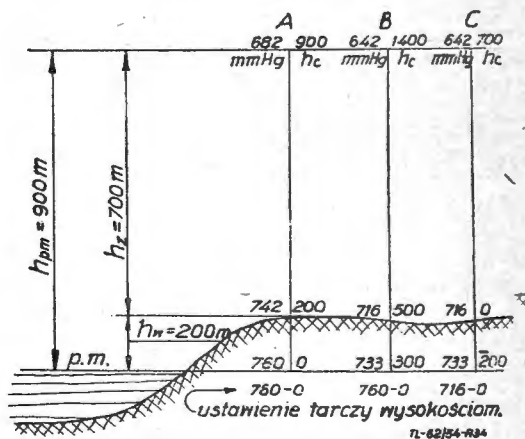
ba nastawić na barometrze, aby uzyskać żądane ciśnienie według AW przy danej temperaturze otoczenia t . Dla szybkiego obliczania k służą odpowiednie tabele i wykresy (rys. 32).

Wzorcowanie należy przeprowadzać zarówno przy zwiększaniu jak i zmniejszaniu ciśnienia, gdyż w ten sposób można określić nie tylko odchylenia od wskazań wzorcowych, ale także i histerezę przyrządu. Ponadto bada się prawidłowość wskazań w zakresie ekstremalnych temperatur w celu sprawdzenia kompensacji termicznej przyrządu, określa się bezwładność wskazań przy zmianie wysokości, tarcie w mechanizmie, dokładność nastawienia zera skali oraz szczelność puszek.

Od dobrego przyrządu wymaga się, by błąd przyrządowy nie przekraczał 1,6 — 2,0% w całym zakresie wskazań (licząc w stosunku do aktualnych wartości wskazań). W ekstremalnych temperaturach — przyjmuje się +50° i -60°C — dopuszcza się nieco większe odchyłki. Specjalnie dokładne przyrządy do pomiarów osiągnięć itp. winny dawać dokładność do 2 mm Hg do wysokości 12÷15 km. Histereza nie powinna przekraczać 50 m do wysokości 3 km, oraz 80—100 m na wysokościach większych. Dokładność nastawienia wskazówki na „zero” wynosi 30 m, gdy zaś błąd wynosi do 50 m, to należy przeprowadzić regulację „zera” za pomocą specjalnej śrubki, umieszczonej na przyrządzie do tego celu. Gdy błędy są większe niż podane wyżej, to przyrząd należy wycofać z eksploatacji i przesać do naprawy. Próbę szczelności przeprowadza się w ten sposób, że po uzyskaniu na wysokościomierzu określonej wysokości (stosuje się zwykle 6 km) odcina się ciśnienie. Jeżeli spadek wysokości po sześćdzie-



Rys. 33. Wykres, umieszczony w kabinie samolotu, służący do szybkiego określania wysokości ciśnieniowej w czasie lotu



Rys. 34. Nastawianie wysokościomierza na zero w różnych warunkach lotu

sięciu sekundach nie przekroczy 100 m, to przyrząd zostaje uznany za dobry.

Przy szybkich zmianach wysokości wskazówka winna wykonywać ruch płynny bez skoków. Skoki świadczyłyby o zbyt dużych oporach tarcia w mechanizmie. Wymaga się, aby różnica wskazań przyrządu znajdującego się w stanie spoczynku i przy poddaniu go wstrząsom od brzęczyka nie przekraczała 30 m.

Od przyrządu wymaga się również, aby nie był wrażliwy na przyspieszenia. W tym celu cały mechanizm przenoszenia

ruchu winien być wyważony masowo. Jakość tego wyważenia jest sprawdzana na karuzeli lub wahadle.

Wymagania dokładności oraz sposób przeprowadzania poszczególnych prób są ujęte warunkami technicznymi. Według tych warunków przyrządy są kontrolowane w wytwórni oraz odbierane, również w czasie eksploatacji przyrządy są poddawane okresowym badaniom w zależności od liczby godzin lotu lub też czasokresu (zwykle co 30÷50 godzin lotu i/lub co 3 miesiące). Staranna obsługa, prawidłowa konserwacja i okresowe kontrole są konieczne dla zapewnienia podanych wyżej dokładności wskazań i niezawodności działania przyrządu.

Obliczanie wysokości ciśnieniowej

Z przeprowadzonej wyżej analizy warunków pracy instalacji wysokościomierza na samolocie wynika, że istnieją dwa główne błędy wskazań wysokościomierzy: błąd przyrządowy Δh_p i błąd aerodynamiczny Δh_a . W celu określenia prawdziwej wysokości ciśnieniowej należy do odczytu przyrządu h_i dodać poprawki Δh_p i Δh_a według poniższego wzoru:

$$h_i + \Delta h_p + \Delta h_a = h_c \quad [4.8]$$

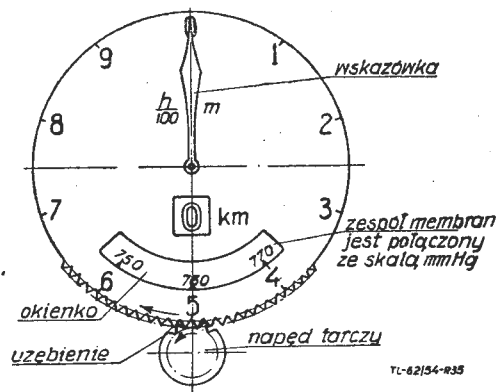
Pomocne są tu: wykres poprawki aerodynamicznej według rys. 31 oraz wykres poprawki przyrządowej. W ten sposób postępuje się, gdy jest konieczna dokładna znajomość h_c np. przy pomiarach osiągnięć samolotu. Jak wynika z rys. 31, większe wartości Δh_a otrzymuje się przy dużych prędkościach i wysokościach lotu. W zwykłych warunkach lotu posługiwanie się powyższymi wykresami byłoby uciążliwe, nie wymaga się też zbyt dużej dokładności — upraszczamy więc zadanie wykonując jeden wykres ujmujący łącznie poprawki Δh_p i Δh_a , biorąc Δh_a dla pewnej prędkości, np. przelotowej. Odpowiedni wykres (rys. 33) lub tabelę umieszcza się na pokładzie samolotu.

W dalszym ciągu artykułu, mówiąc o wysokości ciśnieniowej, będziemy mieli zawsze na myśli jej wielkość prawdziwą, obliczoną według wzoru [4.8].

Posługiwanie się wysokościomierzem

Gdyby danego dnia ciśnienie atmosferyczne na poziomie morza wynosiło 760 mm Hg, to na tym poziomie wysokościomierz (po wprowadzeniu poprawek) wskaże 0 m, a na poziomie lotniska położonego np. na wysokości 200 m ponad poziom morza, gdzie ciśnienie wyniesie 742 mm Hg, wskaże odpowiednio 200 m. Gdy samolot będzie leciał np. na wysokości $h_{pm} = 900$ m, to i wysokościomierz wskaże 900 m, ściśle około 900 m, gdyż w warunkach rzeczywistych $h_{pm} \neq h_c$, patrz str. 16. Wtedy wysokość względna wyniesie $h_z = 700$ m (przypadek A, rys. 34).

Dowolnego dnia na poziomie lotniska może panować inne ciśnienie, np. 716 mm Hg, wtedy wysokościomierz wskaże $h_c \approx 500$ m, gdy samolot stoi na ziemi (przypadek B). W czasie lotu na wysokości $h_{pm} = 900$ m, przyrząd wskaże $h_c = 1400$ m. W tych warunkach lecąc na wysokości bezwzględnej $h_{pm} = 900$ m, wysokość względna będzie wynosiła $h_z = 700$ m, a wysokościomierz wskaże $h_c \approx 1400$ m.

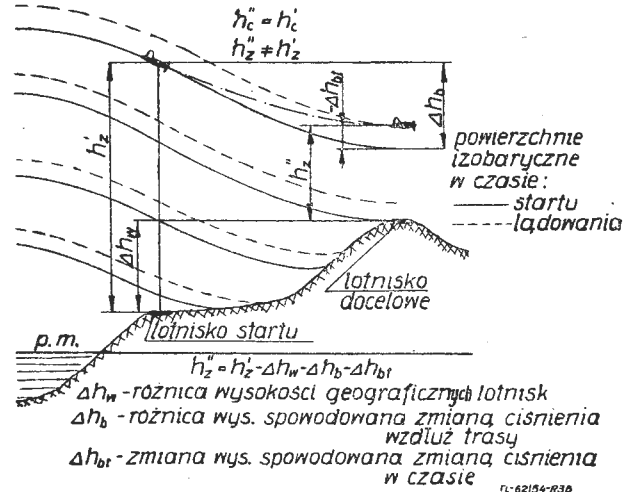


Rys. 35. Wysokościomierz z urządzeniem do nastawiania zmiennego ciśnienia atmosferycznego

Taki stan rzeczy jest kłopotliwy dla pilota. W czasie przelotu interesuje go najwięcej wysokość względna h_z , żeby h_z w tym przypadku otrzymać — musiałby dokonać przeliczeń.

W celu wyeliminowania tych przeliczeń — gdzie w warunkach lotu nietrudno o omyłkę — wysokościomierze są tak zbudowane, że położenie zerowej wysokości może być zmieniane zależnie od potrzeby — przez przekręcanie odpowiednią gałką wskazówki względem tarczy ze skalą. Wysokościomierz zaopatrzony w taką regulację posiada zwykle okienko ze skalą ciśnienia atmosferycznego (w mm Hg lub milibarach (rys. 35)).

Mając takie urządzenie w przypadku A tak obracamy wskazówkę, by znajdując się na poziomie lotniska, przyrząd



Rys. 36. Zmienność wysokości ciśnieniowej i wysokości względnej w czasie lotu, gdy ciśnienie atmosferyczne zmienia się wzdłuż trasy i w czasie

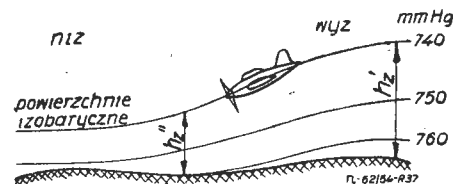
wskazywał 0 m. Wtedy na wysokości 900 m przyrząd wskaże interesującą pilota wysokość względną $h_z = h'_c = 700$ m (przypadek C).

W przypadku A na poziomie morza, gdzie panuje ciśnienie 760 mm Hg, a wysokościomierz wskazuje 0 m, wskaźnik w okienku wskaże również 760 mm Hg.

Jeżeli na wysokości 200 m sprowadzimy wskazówkę do zera, przekręcając gałkę, to w okienku ukaże się ciśnienie 742 mm Hg, gdyż wartości $\Delta h = 200$ m odpowiada w tych warunkach spadek ciśnienia o 18 mm Hg.

W ten sposób możemy posługiwać się wysokościomierzem jak barometrem — wystarczy w tym celu tak długo przekręcać położenie wskazówki, aż wskaże ona wysokość 0 m. Wtedy w okienku odczytamy wielkość ciśnienia atmosferycznego. Oczywiście, jeżeli obracając wskazówkę nastawimy w okienku panujące w danym miejscu ciśnienie atmosferyczne, to wskazówka wysokościomierza wskaże 0 m.

Ma to wielkie znaczenie dla lotów bez widoczności. Jeżeli samolot zbliża się do lotniska, to po otrzymaniu drogą radiową wartości ciśnienia atmosferycznego, panującego na poziomie lotniska i nastawieniu jej w okienku wysokościomierza, odczytuje się na nim od razu wysokości względne. Otrzymanie aktualnego ciśnienia jest konieczne, bo jeżeli nawet przy starcie pilot nastawił wysokościomierz na zero, to musi być uwzględniona różnica wysokości pomiędzy lotniskiem, z którego startowano i lotniskiem docelowym oraz różnica ciśnienia występująca pomiędzy lotniskami, która zresztą w czasie lotu może ulec zmianie (rys. 36).



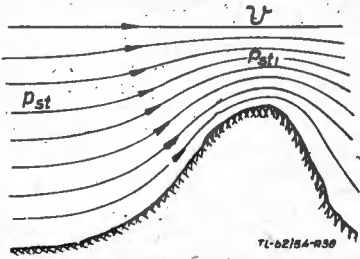
Rys. 37. Lot przy stałej wysokości ciśnieniowej z obszaru wyżu do obszaru niżu atmosferycznego

Jeżeli samolot leci w ten sposób, że wskazania wysokościomierza nie ulegają zmianie, to bynajmniej nie oznacza, że wysokość lotu pozostaje bez zmiany, świadczymy natomiast, że tor lotu pokrywa się z powierzchnią izobaryczną. Tak np. samolot, lecąc z obszaru wyżu barometrycznego do obszaru niżu przy niezmiennym położeniu wskazówki wysokościomierza — będzie stale tracił wysokość (rys. 37).

Wracając do przypadku B, pilot może tak nastawić wysokościomierz, by wskazywał on na poziomie lotniska 0 m, wtedy w okienku ujrzy 716 mm Hg — aktualnie panujące ciśnienie, a na wysokości $h_{pm} = 900$ m wskazówka wskaże $h_c = h_z = 700$ m, czyli interesującą pilota wysokość względną (patrz przypadek C).

W czasie lotów zwykłych nastawienie wysokościomierza na 0 na poziomie lotniska jest powszechnie stosowane. Odstepujemy od tej zasady przy lotach pomiarowych i przy lotach kontrolowanych przez służbę ruchu lotniczego.

Przy przeprowadzaniu lotów pomiarowych jest dogodniej posługiwać się wysokością ciśnieniową — wtedy w okienku należy nastawić 760 mm Hg (1 013 mb lub 29,92 cali Hg). Ułatwia to potem przeprowadzanie obliczeń i redukcji pomiarów. Dla zapewnienia bezpieczeństwa należy wtedy stwierdzić, jakie jest ciśnienie atmosferyczne na poziomie lotniska



Rys. 38. Zmiana ciśnienia statycznego przy opływie góry

i zanotować je. Jeżeli w czasie lotu zajdzie potrzeba (np. w razie przygotowania się do lądowania przy braku widoczności ziemi), to w okienku nastawiamy zanotowane ciśnienie i odczytujemy na wysokościomierzu wysokości względem poziomu lotniska.

Kontrola ruchu lotniczego dla zapobieżenia możliwości zderzenia się samolotów w locie nakazuje pilotom utrzymywanie określonej wysokości lotu. Jest stosowany „połówkowy lub ćwiartkowy podział wysokości”. Podział ten jest tak pomyślany, by nawet pewne błędy przy ustalaniu h_c (np. nieuwzględnienie Δh_p lub Δh_g) nie powodowały zaszerebowania się poszczególnych poziomów. Stosowanie h_c dla rozdziału samolotów w pionie jest zupełnie wystarczające. Konieczne jest przy tym nastawienie wysokościomierza wszystkich kontrolowanych samolotów na te same warunki początkowe, stosuje się powszechnie nastawienie na 760 mm Hg. Na samolotach podlegających kontrolowaniu z reguły stosuje się dwa wysokościomierze, jeden z nich nastawiony na 760 mm Hg, służy do utrzymywania nakazanej wysokości lotu — wtedy nawet przy braku łączności radiowej z kontrolą ruchu pilot bez trudności może utrzymywać nakazaną wysokość, bez względu na zmienne warunki atmosferyczne itp. Drugi wysokościomierz jest nastawiony na ciśnienie panujące np. na interesującym założę lotniska i będzie służył dla lądowania lub też lotu w rejonie lotniska.

Dodatkowe błędy wskazań wysokościomierza mogą powstać w warunkach górskich, gdzie występowanie silnych wiatrów nie należy do rzadkości. Przy opływie grzbietów górskich, w dyszach itp. występują bardzo silne wiatry, powodując obniżenie się atmosferycznego ciśnienia statycznego (rys. 38). I tak np. na wysokości 3 km — $b = 525,8$ mm Hg dla warunków bezwietrznych, natomiast przy wystąpieniu podmuchów np. 30 — 40 m/sek powstałe obniżenie ciśnienia Δp obliczone ze wzoru

$$p' = p - \frac{\rho v^2}{2} \quad \Delta p = p - p' = \frac{\rho v^2}{2}$$

daje zmianę wysokości 50 — 80 m, wysokościomierz wskazuje o tyle wysokość większą niż w rzeczywistości ona wynosi. Toteż w warunkach lotu górskiego, gdzie z reguły osiągi samolotu są obniżone i nie ma za dużej swobody manewrowania w pionie, zaleca się przy kontrolowaniu lotu według wysokościomierza przestrzegać większych wysokości niż to by wynikało ze statycznych odczytów wysokościomierza.

V. OBLICZANIE RÓŻNIC WYSOKOŚCI I WYSOKOŚCI RZECZYWISTYCH

Obliczanie rzeczywistej różnicy wysokości

Bardzo często zachodzi potrzeba obliczania różnic wysokości Δh , jakie w danych warunkach przebywa samolot przy wznoszeniu lub opadaniu. Wyjdziemy tu z równania

* G. Kekusz, S. Rybarski, Z. Zborowski — „Organizacja ruchu samolotów cywilnych”. Wyd. Kom. 1954.

$$\Delta p = -g \rho \Delta h \dots \dots \dots [33]$$

$$\Delta h = -\frac{\Delta p}{g \rho} = -\frac{\Delta p}{g \rho_0 \sigma}$$

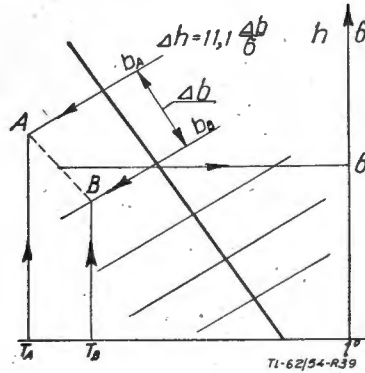
Stosując Δb w mm Hg zamiast Δp w kG/m², otrzymamy

$$\Delta p = \gamma \cdot \Delta h = 13600 \frac{\Delta b}{1000} = 13,6 \Delta b$$

$$\gamma_{Hg} = 13600 \text{ kG/m}^3 \text{ przy } t = 0^\circ \quad g \rho_0 = \gamma_0 \text{ powietrza} = 1,225 \text{ kG/m}^3$$

$$\Delta h = -\frac{13,6 \Delta b}{1,225 \sigma} = -11,1 \frac{\Delta b}{\sigma} \dots \dots \dots [5.1]$$

Oczywiście σ bierzemy średnie dla przedziału Δh .



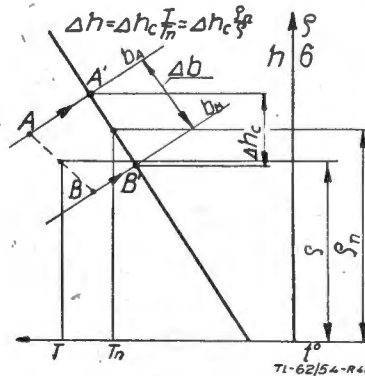
Rys. 39 Obliczenie Δh wg Δb

Posługując się wykresem krzywej dnia dla obliczenia różnicy wysokości Δh nanosimy najpierw punkty A i B, odpowiadające danym b_{A1} ; t_{A1} i b_{B1} ; stąd łatwo obliczyć Δb i σ według skali σ .

Δh można obliczyć innym sposobem. Dla punktów A i B można napisać równanie $\Delta p = -g \rho \Delta h$.

Gdyby w danym dniu panowały warunki normalne, to punkty A' i B' odpowiadałyby punktom A i B, stąd $\Delta p' = -g \rho_n \Delta h'$.

Różnica pomiędzy dniami wzorcowym i danym jest spowodowana tylko innymi temperaturami, które nie wpływają na różnicę ciśnień, czyli $\Delta p = \Delta p'$, stąd jest zarazem Δh_c wspólnym dla dnia wzorcowego i danego. Stąd otrzymujemy



Rys. 40 Obliczenie Δh wg Δh_c

$$g \rho \Delta h = g \rho_n \Delta h_c$$

$$\Delta h = \Delta h_c \frac{\rho_n}{\rho} = \Delta h_c \frac{c_n}{\sigma} \dots \dots \dots [5.2]$$

lub też posługując się równaniem gazów [2.1] $\frac{p}{\rho_n} = \frac{R g \rho T}{R g \rho_n T_n}$ ponieważ

$$p = p_n = \text{const to } \Delta h = \Delta h_c \frac{T}{T_n} \dots \dots \dots [5.3]$$

Dla otrzymania Δh , odpowiednie Δh_c (np. według wysokościomierza) mnożymy przez stosunek temperatur $\frac{T}{T_n}$ (T — średnia temperatura występująca rzeczywistości, T_n — średnia temperatura odpowiadająca warunkom normalnym).

Δh można obliczyć również za pośrednictwem Δh_g . I tak oznaczając na wykresie krzywej dnia punkty A' i B' odpowiadające warunkom normalnym przy tych samych gęstościach ρ i dla punktów A i B, różnica wysokości wyrazi się wzorem

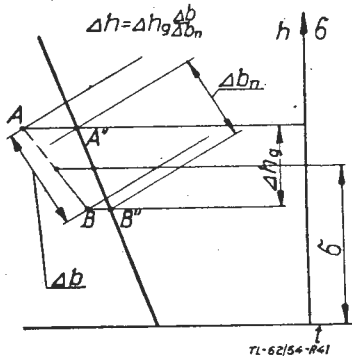
$$\Delta h = -11,1 \frac{\Delta b}{\sigma}$$

Analogicznie dla dnia wzorcowego $\Delta h' = -11,1 \frac{\Delta b'}{\sigma'}$.

Zauważmy, że $\Delta h' = \Delta h_g$ jest to samo dla warunków wzorcowych i rzeczywistych jak również i $\sigma = \sigma' = \sigma_n$ $\Delta b' = \Delta b_n$.

Po podstawieniu i podzieleniu otrzymamy $\frac{\Delta h}{\Delta h_g} = \frac{\Delta b \sigma'}{\Delta b' \sigma}$
 skąd $\Delta h = \Delta h_g \frac{\Delta b}{\Delta b_n} \dots \dots \dots [5.4]$

Wzory [5.1; 2; 3; 4] pozwalają na obliczenie rzeczywistej różnicy wysokości dla różnych warunków wyjściowych, w oparciu o wykres krzywej dnia. Jeżeli na przykład w czasie



Rys. 41. Obliczenia Δh wg Δh_g

opadania samolotu w pewnej chwili pomierzono ciśnienie i temperaturę powietrza, otrzymując wartości $b_A = 550$ mm Hg i $t_A = 2,5^{\circ}C$, a powtarzając pomiar w jakiś czas później otrzymano $b_B = 645$ i $t_B = 22$, to posługując się krzywą dnia na wykresie AW (rys. 9, 11) lub też wzorami [3.25 do 29] i [5.1 do 4] — otrzymamy następujące wartości: $h_{cA} = 2620$ m, $h_{cB} = 1360$ m, $\Delta h_c = 1260$ m, $h_{gA} = 2800$ m, $h_{gB} = 1940$ m, $\Delta h_g = 860$ m, $b = 95$ mm Hg, $b_n = 60$ mm Hg, $\sigma = 0,792$, $\sigma_n = 0,822$, $T = 285,3$ °K, $T_n = 275$ °K zaś $\Delta h = 1320$ m.

Wzory na rzeczywistą wysokość lotu

Dla określenia rzeczywistej wysokości lotu należy przedstawić wzór na Δh postaci całkowitej $h_{1-2} = \int_1^2 dh$.

Wychodząc ze wzoru $\frac{dp}{p} = -\frac{dh}{RT} \dots [3.4]$ przyjmujemy najpierw pewne średnie $T = T_n = const$, gdyż w warunkach rzeczywistych gradient temperatury jest różny od przyjętego przy ustalaniu AW. Otrzymamy po scałkowaniu

$$\ln \frac{p_2}{p_1} = -\frac{1}{RT_n} (h_2 - h_1)$$

Przyjmując, że wysokość liczymy od poziomu, gdzie panuje p_1

$$h_n = RT_n \ln \frac{p_1}{p_2} \dots \dots \dots [5.5]$$

Gdy w punkcie A jest p_A, T_A , a w punkcie B p_B, T_B to temperatura średnia słupa powietrza wyniesie $T = \frac{T_A + T_B}{2}$, wysokość zaś rzeczywista

$$h_n = R \left(\frac{T_A + T_B}{2} \right) \ln \frac{p_A}{p_B} \dots \dots \dots [5.6] \text{ wzór Laplace'a}$$

W praktyce można się spotkać z wzorami użytkowymi, wyprowadzonymi ze wzoru [5.6], a także i ze wzorami wyprowadzonymi w inny sposób.

Jeżeli do wzoru [5.5] podstawimy następujące dane wyjściowe: $b_1 = 760$; $b_2 = b$; $t_1 = 0^{\circ}$; $T = 273^{\circ}$; $R = 29,271$, to otrzymamy często spotykany wzór

$$h_n = 29,271 \cdot 273 \cdot 2,3026 \lg \frac{760}{b} = 18401,2 \lg \frac{760}{b} \dots \dots \dots [5.7]$$

Jeżeli jednak średnia temperatura słupa powietrza T_{sr} odbiega od przyjętego T_n , to wzór należy przekształcić

$$h = RT_{sr} \ln \frac{p_2}{p_1} = R \frac{T_{sr}}{T_n} T_n \ln \frac{p_2}{p_1} = h_n \frac{T_{sr}}{T_n} \dots \dots \dots [5.8]$$

Ponieważ $\frac{T_{sr}}{T_n} = \frac{273 + t}{273} = 1 + \frac{t}{273}$ gdzie t jest śred-

nią temperaturą słupa powietrza o wysokości h , wzór przyjmie postać

$$h = 18401,2 \left(1 + \frac{t}{273} \right) \lg \frac{760}{b} \dots \dots \dots [5.9]$$

Do roku 1935, przy ustalaniu rekordów wysokości przez F. A. I. (Fédération Aéronautique Internationale), był stosowany wzór podany przez R. Soreau'a

$$h = (15320 + 8,65 b - 0,0055 b^2) \lg \frac{760}{b} \dots \dots \dots [5.10]$$

Porównując wysokości otrzymane według tego wzoru z wysokościami według AW stwierdzamy, że daje on przy tych samych ciśnieniach nieco mniejsze wysokości.

Obecnie jest stosowany wzór dokładny w postaci podanej przez Angota

$$h = 18401,2 \cdot A \cdot B \cdot C \cdot \lg \left(\frac{760}{b} D \right) \dots \dots \dots [5.11]$$

gdzie $A = \left(1 + \frac{t}{273} \right)$ uwzględnia rzeczywistą średnią temperaturę słupa powietrza o wysokości h

B uwzględnia wpływ wilgotności powietrza

C uwzględnia zmienność g z szerokością geograficzną φ

D uwzględnia wpływ wysokości na wartość g

Wpływ wilgotności powietrza na jego gęstość — B

Przyjmując, że ciężar właściwy suchego powietrza wynosi $\gamma_p = \rho g$, a ciężar pary wodnej γ_w wychodząc ze wzoru

$$\gamma = \frac{p}{RT}, \text{ otrzymamy ciężar właściwy powietrza wilgotnego}$$

jako $\gamma = \frac{p_p}{RT} + \frac{p_w}{R_w T}$ przyjmując, że p_{wn} jest ciśnieniem czą-

steczkowym pary nasyconej a x stopniem nasycenia — inaczej wilgotnością względną, otrzymamy

$$p_w = x p_{wn} \quad p = p_p + p_w = p_p + x p_{wn}$$

stąd

$$\begin{aligned} \gamma &= \frac{p - x p_{wn}}{RT} + \frac{x p_{wn}}{R_w T} = \frac{p}{RT} \left[1 - \frac{x p_{wn}}{p} \left(1 - \frac{R}{R_w} \right) \right] = \\ &= \frac{p}{RT} \left(1 - 0,378 \times \frac{p_{wn}}{p} \right) = \gamma_p \frac{1}{B} \dots \dots \dots [5.12] \\ R &= 29,27 \quad R_w = 47,1 \end{aligned}$$

Tak więc, chcąc uwzględnić wilgotność powietrza, należy pomnożyć γ przez czynnik $\left(1 - 0,378 \times \frac{p_{wn}}{p} \right) = \frac{1}{B}$. Widzimy

z tego wzoru, że powietrze wilgotne jest lżejsze od suchego; tak np. dla $x = 1$ i $t = 15^{\circ}$ gdy $p_{wn} = 12,79$, to

$$\frac{1}{B} = 1 - 0,378 \cdot 1 \cdot \frac{12,79}{760} = 0,99365$$

czyli powietrze jest lżejsze o około 0,6%; w klimacie tropikalnym, gdy przy $t = 40^{\circ}$ i $x = 1$, $p_{wn} = 55,3$ — to $1/B = 0,973$, czyli powietrze wilgotne jest lżejsze o 2,7%. Poprawka na wilgotność nie jest więc duża, należy ją stosować przy dokładnych obliczeniach, gdy powietrze jest gorące i wilgotne, a wysokość lotu nieduża.

Wpływ szerokości geograficznej φ na wielkość g — C

Wartość przyspieszenia ziemskiego g zmienia się z szerokością geograficzną ($g = 9,8309$ m/sek² na biegunach, 9,7780 na równiku, średnia wartość dla strefy umiarkowanej 9,81). Dla obliczania AW przyjęto $g_0 = 9,80665$. Chcąc w danej szerokości geograficznej φ uwzględnić aktualną wartość przyspieszenia ziemskiego g posługujemy się wzorem

$$g = g_0 (1 - 0,00259 \cos 2\varphi)$$

Uwzględniając wzór [2.1] i podstawiając do [5.5], otrzymamy

$$h = \frac{p}{\rho g} \ln \frac{p_1}{p_2} = \frac{p}{\rho g_0} C \ln \frac{p_1}{p_2} = RT_n C \ln \frac{p_1}{p_2}$$

przy czym $C = \frac{g_0}{g} = \frac{1}{1 - 0,00259 \cos 2\varphi} \dots \dots \dots [5.13]$

Tak więc, stosując wzór przybliżony [5.9] na równiku otrzymamy wysokość o 0,26% mniejszą, a na biegunach o tyle samo większą niż jest w rzeczywistości.

Wpływ zmiany wartości g z wysokością — D.

Wartość g zmniejsza się ze wzrostem wysokości według wzoru

$$\frac{g}{g_0} = \left(\frac{r}{r+h} \right)^2 \dots \dots \dots [5.14]$$

gdzie g_0 = na wysokości 0 m
 r = promień kuli ziemskiej

Ponieważ $h \ll r$ to wzór można uprościć

$$\frac{g}{g_0} \approx 1 - 2 \frac{h}{r}$$

Ponieważ wartość R odnosi się do 1 kg gazu, to na wysokości wartość R zmniejsza się w stosunku

$$R = R_0 \frac{g_0}{g} \dots \dots \dots [5.15]$$

Podstawiając to do równania [3.4] i uwzględniając [5.15], otrzymamy

$$\frac{dp}{p} = - \frac{dh}{RT} \left(1 - 2 \frac{h}{r} \right)$$

Przyjmując T jako stałe i całkując, otrzymamy

$$\ln \frac{p}{p_0} = - \frac{h}{R_0 T_0} + \frac{h^2}{r R_0 T_0} \quad \frac{p}{p_0} = e^{-\frac{h}{R_0 T_0}} \cdot e^{\frac{h^2}{r R_0 T_0}} \dots [5.16]$$

Widzimy, że wzór [5.16] odróżnia się od wzoru [3.5a] nie uwzględniającego zmienności g z wysokością wyrażeniem

$$e^{\frac{h^2}{r R_0 T_0}} = 1 + \epsilon = D \dots \dots \dots [5.17]$$

Tak więc

$$\frac{p}{p_0} = \left(\frac{p}{p_0} \right)_g = const \cdot D$$

By we wzorze [5.7] uwzględnić zmianę g z wysokością, należy zamiast $\left(\frac{p}{p_0} \right) = \frac{p}{760}$ wstawić $\frac{p}{p_0 D} = \frac{p}{760 D}$.

Dla ułatwienia obliczenia ϵ wprowadzamy uproszczenie

$$\epsilon = e^{\frac{h^2}{r R_0 T_0}} - 1 \approx \frac{h^2}{r R_0 T_0} \dots \dots \dots [5.18]$$

Obliczone z tego wzoru poprawki dla warunków $h = 11\,000$ m i $20\,000$ m wynoszą odpowiednio $\epsilon \approx 1/400$ i $1/100$, czyli $D = 1,0025$ i $1,01$, co w przeliczeniu na różnice wysokości da $17,1$ i $68,5$ m. Nieuwzględnienie więc poprawki na zmienność g z wysokością (przyjęcie $D = 1$) daje więc wysokości nieco za małe.

W praktyce — jak widać z przytoczonych przykładów — nieuwzględnienie wilgotności powietrza i zmienności g z szerokością geograficzną i z wysokością ($B = C = D = 1$) nie daje dużych błędów.

Dla ustalenia wysokości według wzoru [5.7] potrzebny jest jedynie barograf oraz znajomość wysokości miejsca startu. Przy stosowaniu wzoru dokładnego [5.11] zestaw przyrządów dla lotu na wysokość musi się składać z barografów i termografów wraz z przyrządami pomocniczymi dla ustalenia kompensacji termicznej przyrządów jak woltomierze obwodów ogrzewania przyrządów samopiszących, brzęczyki dla zmniejszania tarcia i stopery. Według wymagań F. A. I. dokładność przyrządów głównych winna wynosić $\pm 1\%$.

Wzór dla ustalenia wysokości rzeczywistej bezwzględnej ma postać

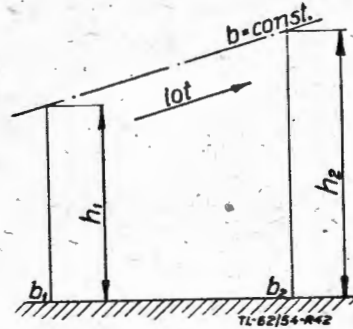
$$h = 18\,401,2 C \sum AB \lg \left(\frac{p_i}{p_i + 1} D \right) + h_{st} + h_w \dots [5.19]$$

gdzie h_{st} oznacza wysokość miejsca startu nad poziom morza a h_w odległość mierzona w pionie pomiędzy samolotem a punktem odbierania ciśnienia statycznego atmosferycznego w locie, w granicach troposfery oblicza się sumę szeregu odciętych wysokości, w obszarze stratosfery wystarcza obliczenie całkowitej różnicy wysokości; przy podstawieniu p_i należy oczywiście uwzględnić poprawkę przyrządową i aerodynamiczną.

Według wymagań F. A. I. dla samolotów pobicie rekordu wysokości liczy się wtedy, gdy nowa wysokość przekracza

poprzednią o 3% (dla szybowców nawet 5%) — ma to na celu wyłączenie nieporozumień, wywołanych ograniczoną dokładnością pomiaru ciśnienia i temperatury oraz uproszczeniami przy wyprowadzaniu wzorów na obliczenie h .

Zmiana ciśnienia atmosferycznego powoduje różnice wysokości rzeczywistej przy tych samych wskazaniach wysokościomierza (por. rys. 43 i 37).



Rys. 42. Lot po powierzchni izobarycznej przy zmiennym ciśnieniu atmosferycznym

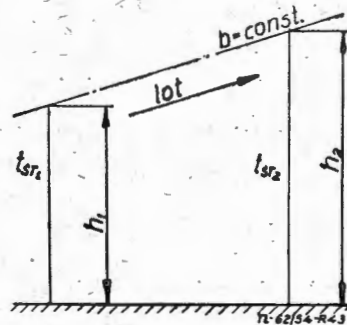
Przypuśćmy, że samolot porusza się po powierzchni izobarycznej (rys. 43), to przy stałej temperaturze stosując wzór [5.9] otrzymamy

$$h_2 = h_1 \frac{\lg \frac{p_2}{p_0}}{\lg \frac{p_1}{p_0}} \dots \dots \dots [5.20a]$$

$$\frac{\Delta h}{h_1} = \frac{\lg \frac{p_2}{p_1}}{\lg \frac{p_1}{p_0}} \dots \dots \dots [5.20b]$$

Tak na przykład, gdy $b_1 = 730$, $b_2 = 750$, $b = 526$ ($h = 3\,000$ m) to $\frac{\Delta h}{h} = 0,0575$ zaś $\Delta h = 172,5$ m.

Zmiana temperatury powietrza powoduje różnicę wysokości



Rys. 43. Lot po powierzchni izobarycznej przy zmianie temperatury powietrza

rzeczywistej przy tych samych wskazaniach wysokościomierza. Gdy podczas lotu przy niezmiennych warunkach ciśnieniowych zmienia się tylko temperatura powietrza (rys. 44), to stosując wzór [5.9] otrzymamy:

$$h_2 = h_1 \frac{T_{sr2}}{T_{sr1}} \dots \dots \dots [5.21a]$$

$$\frac{\Delta h}{h_1} = \frac{t_{sr2} - t_{sr1}}{273 + t_{sr1}} \dots \dots \dots [5.21b]$$

Przyjmując $h = 100$ m i $t_{sr} = 15^\circ$, wzór sprowadza się do $\Delta h = \frac{100}{288} (t_{sr2} - 15)$. Gdy temperatura zmienia się w granicach $t_{sr} = 15 \pm 5^\circ$, to $\Delta h = \pm 1,74$ m. Tak więc, gdy temperatura wzrasta, to na każde 100 m przy wzroście temperatury o 5° wysokość rzeczywista wzrasta o 1,74 m.

Porównanie różnych skal wysokości

Wzór $h = f(p) \dots [3.7]$ według AW zakłada określony gradient temperatury k_T . Wzór przybliżony według Laplace'a [5.6] przyjmuje zaś stałą średnią temperaturę rozpatrywanego słupa powietrza. Ustalimy jaki błąd powstaje przy posługiwaniu się wzorem przybliżonym. Obliczenie będzie przeprowadzone na bazie AW.

Dla troposfery wzór [3.7] można przedstawić w postaci

$$\ln \frac{p}{p_0} = \frac{1}{Rk_T} \ln \frac{T}{T_0} \dots \dots \dots [5.22]$$

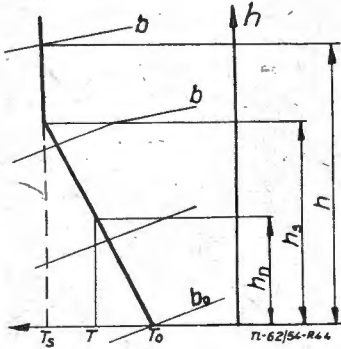
Uwzględniając, że $k_T = \frac{T_0 - T}{h}$ otrzymamy

$$h = R (T_0 - T) \ln \frac{p}{p_0} \frac{1}{T_0 \ln \frac{T}{T_0}} \dots \dots \dots [5.23]$$

Postać wzoru przybliżonego

$$K = R \frac{(T' + T_0) \ln \frac{p_0}{p}}{2} \dots [5.24]$$

Gdy wzór [5.23] da wysokość dokładną h to wzór przybliżony [5.24] da h' , ponieważ przyjmujemy AW, to i T' wyrazi się jako $T' = T_0 - k_T h'$.



Rys. 44. Wykres dla obliczenia średnich temperatur słupa powietrza

Błąd względny $\frac{\Delta h}{h}$ przyjmując $\Delta h = h - h'$ obliczymy ze wzoru

$$\frac{\Delta h}{h} = 100 \frac{T_0 - T - \frac{1}{2} (T_0 + T) \ln \frac{T_0}{T}}{(T_0 - T) \left[1 + \frac{1}{2} \ln \left(\frac{T_0}{T} \right) \right]} \text{ w \%} \dots [5.25]$$

Dla stratosfery wzór dokładny ma postać

$$h = h_s - RT_s \ln \frac{p}{p_s} \dots [3.14]$$

Do wzoru przybliżonego [5.24] wstawimy temperaturę średnią według rys. 47

$$T_{sr} = \frac{\left(\frac{T_s + T_0}{2} \right) h_s + T_s (h - h_s)}{h} \dots [5.26]$$

Błąd bezwzględny wysokości Δh otrzymamy przyjmując

$$A = h_s - RT_s \ln \frac{p_0}{p_s} \quad \text{dla AW} \quad A = 1495,35 \text{ m}$$

$$B = R \left(\frac{T_0 - T_s}{2} \right) h_s \quad B = \frac{26\,503\,700}{2,3026} \text{ m}^2$$

$$\Delta h = \frac{Ah - B \ln \frac{p_0}{p}}{h + A} \dots [5.27]$$

Dla ilustracji błąd względny wysokości $\frac{\Delta h}{h}$, obliczony ze wzorów

[5.25] i [5.27], wynosi dla wysokości

6 000 m	— 0,164%
11 000 m	— 0,61 %
20 000 m	— 0,85 %
30 000 m	— 0,714%

Wzór przybliżony daje więc nieco większe wysokości niż wzór dokładny ($h < h'$).

W całym zakresie wysokości błąd nie przekracza 1%. Przy obliczaniu różnic wysokości decydujące znaczenie ma spadek ciśnienia, różnice temperatury — biorąc względnie — są znacznie mniejsze i tak na wysokości pomiędzy 0 — 5 000 m $\frac{\Delta p}{p}$ wynosi 63,4%, zaś

$\frac{\Delta T}{T} = 12\%$, w przedziale 10 — 15 km odpowiednio 223% i 28,3%, w przedziale zaś 20 — 30 km 832% i 28,3%.

VI. ZASTOSOWANIE POSZCZEGÓLNYCH POJĘĆ WYSOKOŚCI

W poprzednich rozdziałach wyprowadzono szereg pojęć wysokości. Podane teraz będzie pokrótce, w jakich gałęziach techniki lotniczej znajdują zastosowanie te pojęcia.

We wszelkich obliczeniach w mechanice lotu posługujemy się wyłącznie wysokościami określonymi według AW, przy czym nie ma potrzeby rozróżniać h_c , h_g itp.

Jednakże przy próbach w locie samolotów mamy zawsze do czynienia z atmosferą rzeczywistą. Na osiągi samolotu wpływa zarówno ciśnienie p jak i temperatura powietrza t . Gdybyśmy chcieli porównać ściśle dwa samoloty między sobą, to wystarczyłoby wykonać pomiary przy tych samych p i t . To jednak jest bardzo trudne do zrealizowania, gdyż warunków atmosferycznych nie możemy dowolnie regulować. Wyjście z sytuacji polega na dokonaniu pomiarów w różnych warunkach atmosferycznych i sprowadzeniu wyników niejako do „wspólnego mianownika” na warunki normalne. Są znane

liczne metody sprowadzania osiągow samolotów na warunki normalne, nie są jednak one tematem niniejszego opracowania.

Trudność w sprowadzaniu osiągow samolotu na warunki normalne polega na tym, że siły zewnętrzne, działające na samolot, w różnym stopniu zależą od p i t . Siły aerodynamiczne są wprost proporcjonalne do gęstości powietrza $\rho(\sigma)$ same zaś wartości p i t nie mają znaczenia, jeżeli pominąć wpływ tych wielkości na Re i Ma (Re zawiera w sobie kinematyczny współczynnik lepkości ν , który zależy od p i t , Ma zaś jest funkcją jedynie t). Praca spaliniowego silnika lotniczego, dającego ciąg niezbędny do lotu, nie zależy wprost od σ , lecz od p i t , które w różny sposób wpływają na moc. Wzory na redukcję mocy na warunki normalne zawierają zwykle iloczyn p i t w różnych potęgach i nie są powszechnie obowiązujące, zależąc od rodzaju i konstrukcji silnika. Wzory uproszczone zawierają wprawdzie tylko σ , ale forma zależności jest dość skomplikowana w porównaniu do wyrażenia na zależność siły aerodynamicznej w funkcji σ .

Przy analizie osiągow szybowca lub samolotu z niepracującym zespołem napędowym wystarczy uwzględnić wpływ warunków atmosferycznych za pośrednictwem σ , czyli rozpatrujemy osiągi w funkcji wysokości gęstościowej h_g .

W przypadku lotu silnikowego samolotu sprawa staje się bardziej złożona. Nie da się przeprowadzić dokładnego sprowadzenia osiągow w oparciu o jedną z wysokości dotychczas zdefiniowanych, do tego celu wprowadzane są różnie określone wysokości zredukowane h_r , na przykład osiągi samolotów z silnikami tłokowymi zwykłymi i śmigłami stałymi są odnoszone do wysokości określonej jako

$$h_{rI} = f \left(\frac{p}{\sqrt{T}} \right) \dots [6.1]$$

w przypadku zaś samolotów z tłokowymi silnikami wysokościowymi i śmigłami o stałych obrotach jest stosowany wzór

$$h_{rII} = h_c - k (h_c - h_g) \dots [6.2]$$

przy czym wartość k waha się w granicach 0,3 — 0,5.

Dla pilota zwykle wystarczy przy widoczności ziemi wysokości ciśnieniowa h_c ; w warunkach zaś lotu bez widoczności potrzebna jest dla zapewnienia bezpieczeństwa znajomość wysokości względnej h_z .

Dla ustalenia rzeczywistej wysokości lotu można posługiwać się wzorami [5.7] i [5.9] lub, gdy wymagana jest większa dokładność, wzorami [5.11] lub [5.19].

Przy ustalaniu rekordów wysokości początkowo posługiwano się wyłącznie wysokością ciśnieniową, co miało tę zaletę, że nie była potrzebna skomplikowana aparatura. Ta jednak wysokość nie odzwierciedlała rzeczywistego osiągu i w ostatnich latach F. A. I. przyjęła dla rekordów światowych i pewnych kategorii statków powietrznych (samoloty, wiroplaty) wysokość rzeczywistą według wzoru [5.11]. Dla innych kategorii (np. balony, szybowce) przyjmuje się nadal wysokość ciśnieniową. Obecnie, gdy rekordy wysokości* weszły wysoko w stratosferę, sprawa stosowania różnych wzorów ma mniejsze znaczenie, gdyż w tych warunkach średnie odchylenie temperatury powietrza od AW stają się coraz mniejsze.

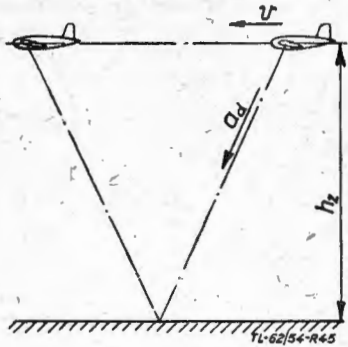
VII. METODY BEZPOŚREDNIEGO POMIARU WYSOKOŚCI WZGLĘDNEJ

Wysokościomierz ciśnieniowy, jakkolwiek bardzo lekki i prosty w użyciu, nie pozwala na bezpośredni pomiar wysokości względnej. Dla ustalenia tej wysokości konieczne jest wprowadzenie szeregu poprawek, przy czym trzeba znać ciśnienie na powierzchni ziemi i temperaturę powietrza, co wymaga posłużenia się dalszymi urządzeniami; wprowadzanie poprawek w czasie lotu jest uciążliwe lub wręcz niemożliwe. Natomiast przy nieuwzględnieniu wymaganych poprawek błąd przy określaniu wysokości może przekraczać 20%. Dlatego też opracowano szereg metod pozwalających na bezpośredni pomiar wysokości względnych, nie posiadających wyżej wymienionych wad. Są budowane aparaty akustyczne i radiowe, pracujące na zasadzie echa, dla specjalnych celów pomiarowe stosuje się naziemne stacje teodolitów lub też stacje radarowe. Wysokość względna może być również określana na podstawie zdjęć fotograficznych, dokonywanych ze statków latających w czasie lotu.

*) Obecny stan rekordów wysokości przedstawia się następująco: samoloty 19 410 m (dn. 4.V.1953), szybowce 13 489 m (dn. 13.III.1952) i balony wolne 22 066 m (dn. 11.XI.1935).

Wysokościomierz akustyczny. Urządzenie składa się z syreny wysyłającej krótkie sygnały dźwiękowe, oraz z części zegarowej, która określa czas od momentu nadania sygnału do momentu powrotu tego sygnału po odbiciu się od ziemi do samolotu. W pierwszych urządzeniach tego typu pilot po prostu włączał stoper w momencie nadania sygnału i zatrzymywał go z chwilą usłyszenia echa, w urządzeniach nowszych włączanie i wyłączenie stopera następuje samoczynnie. Podziałka zegara jest wyskalowana w metrach według wzoru

$$h_z = \frac{t}{2} \sqrt{a_d^2 - V^2} \dots \dots \dots [7.1]$$



Rys. 45. Schemat pracy wysokościomierza akustycznego

gdzie a_d — prędkość dźwięku
 V — prędkość samolotu
 t — czas odpowiadający drodze przebytej przez sygnał dźwiękowy.

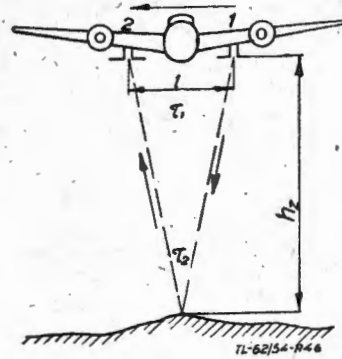
Ze wzoru [7.1] widać, że wysokość jest funkcją nie tylko t ale zależy też i od a_d i od V , przy czym a_d jest funkcją temperatury powietrza a V zależy od warunków lotu. Dla praktyki wystarcza przyjęcie stałej średniej prędkości dźwięku, przy czym skala jest układana dla przeciętnej prędkości podróżnej, względnie dla prędkości stosowanych przy starcie i lądowaniu. Wysokościomierz akustyczny może być stosowany, gdy prędkości lotu są mniejsze od a_d i do wysokości nie przekraczających 400 m, gdyż na większych wysokościach hałas silnika uniemożliwia odbieranie dość już słabego echa. Dobre wyniki wskazywania otrzymuje się do wysokości 120 m w locie i do 70 m w ziemie.

W warunkach lotu przyrząd może działać w sposób ciągły, to jest — sygnały są wysyłane co pewien czas. Z charakteru echa wprawne ucho może odróżniać rodzaj terenu, nad którym przelatuje samolot, inny jest bowiem odcień echa przy odbiciu od ziemi, lasu czy też wody. Obserwując wskazania wysokościomierza akustycznego przez pewien czas można ocenić czy teren jest płaski, czy też falisty itd. Opisany przyrząd daje zwłaszcza duże usługi podczas lotów nad pełnym morzem. Pilot w tych warunkach nie ma określonych punktów odniesienia, obraz fal nie daje „oparcia” dla wzroku (mała fala z małej wysokości daje to samo wrażenie co duża fala z wysokości większej), toteż wysokościomierz akustyczny zdobył uznanie i rozpowszechnienie w lotnictwie morskim. W użyciu znajdują się różne typy tych wysokościomierzy, ciężar całego urządzenia waha się w granicach 15 do 25 kG, zależnie od zasięgu, prawidłowe wskazania uzyskuje się już od 3 m wysokości, w locie ślizgowym (przy wyłączonych lub silnie zdławionych silnikach) zasięg wysokościomierza wzrasta dwukrotnie. W warunkach górskich oraz przy położeniach samolotu silnie odbiegających od lotu poziomego, przyrząd nie daje miarodajnych wskazań.

Wysokościomierze radiowe. Są stosowane dwa rodzaje wysokościomierzy radiowych: pracujące na fali modulowanej o zmiennej częstotliwości przewidziane do pomiarów wysokości małych i pracujące na zasadzie pomiaru czasu powrotu echa (zasada radaru) odpowiednio dla wysokości dużych.

Rodzaj I. Nadajnik pracujący w sposób ciągły wytwarza fale elektromagnetyczne o częstotliwości rzędu 400—600 MHz, przy czym odpowiedni modulator zmienia okresowo (np. 100 do 120 razy na sek.) częstotliwość podstawową w granicach $\pm 20 - 60$ MHz dla wysokości lotu małych i w granicach $\pm 2 - 6$ MHz dla wysokości większych. Te drgania są przekazywane do odbiornika raz drogą bezpośrednią, a drugi raz drogą dłuższą — po wypromieniowaniu przez antenę nadajnika i odbiciu się od ziemi i odebraniu przez antenę odbiornika. Ponieważ w międzyczasie częstotliwość drgań ulega zmianie, pomiędzy promieniowaniem bezpośrednim a odbitym

zachodzi różnica częstotliwości proporcjonalna do drogi przebytej przez promieniowanie odbite. Przesunięcie w czasie wynosi $\Delta\tau$



Rys. 46. Droga fali bezpośredniej i fali odbitej — echa — wysokościomierza radiowego o modulowanej częstotliwości

Ponieważ dla fali bezpośredniej $\tau_1 = \frac{l}{c}$ a dla fali odbitej

$$\tau_2 = \frac{2h_z}{c},$$

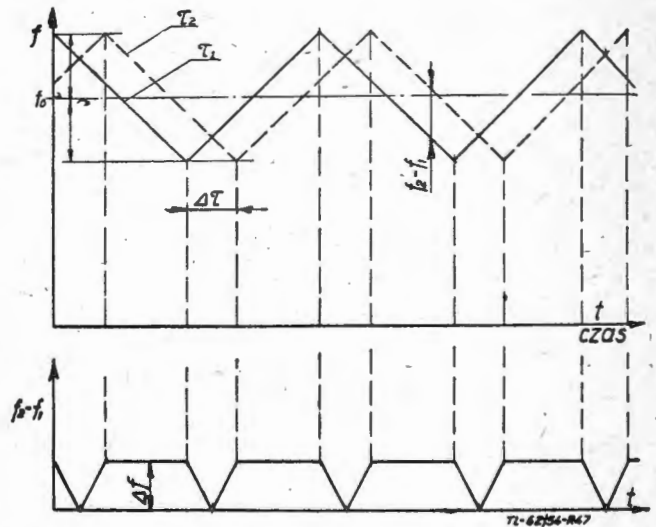
stąd

$$\Delta\tau = \tau_2 - \tau_1 = \frac{2h_z - l}{c} \quad c = 3 \cdot 10^8 \text{ m/sek — prędkość światła.}$$

Przyjmując funkcję zmienności częstotliwości podstawowej $f_1 = f_0 (1 \pm at)$ przesunięcie fali odbitej względem bezpośredniej wyniesie

$$f_2 = f_0 [1 \pm a(t + \Delta\tau)]$$

$$\Delta f = f_2 - f_1 = f_0 a \Delta\tau$$



Rys. 47. Zmiana częstotliwości spowodowana przesunięciem fazowym

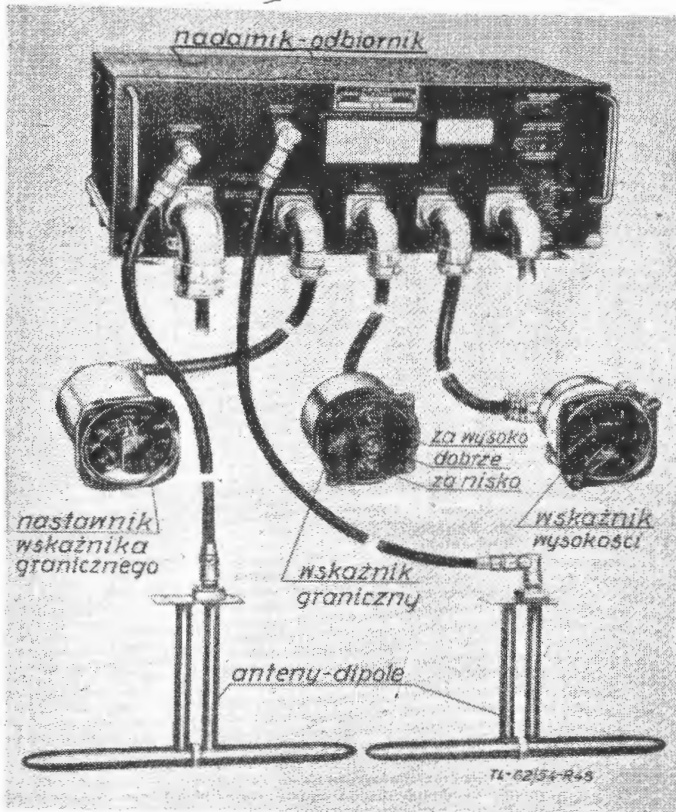
stąd $\Delta f = f_0 a \left(\frac{2h - l}{c} \right)$, a ponieważ zwykle $h_z \gg l$

to wzór ostateczny przybierze postać

$$h_z = \frac{c}{2a f_0} \Delta f \dots \dots \dots [7.2]$$

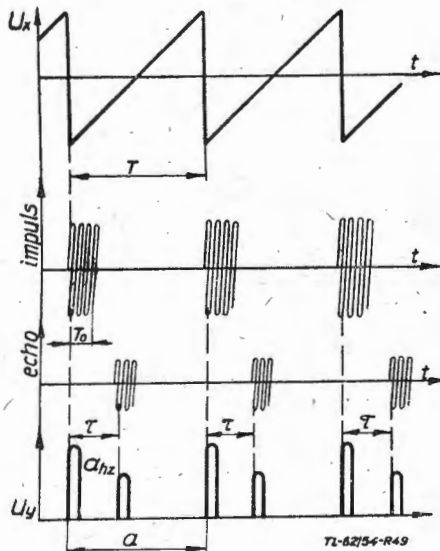
Wypadkowe drgania niskiej częstotliwości Δf zostają wzmocnione i przekazywane do częstościomierza, który jest wprost wyskalowany w metrach wysokości.

Wysokościomierze radiowe tego typu posiadają zwykle dwa zakresy, np. pierwszy do 120 względnie 150 m i drugi do 1200 względnie 1500 m. Dokładność dla zakresu pierwszego wynosi $2 \text{ m} + 5\%$, dla zakresu drugiego $20 \text{ m} + 5\%$. Przy dokładnej regulacji dokładność przy lądowaniu może wynieść do 1,5 m. Dla zachowania takiej dokładności wzorcowanie nie powinno być rzadziej przeprowadzane niż co miesiąc. Moc wypromieniowania waha się w granicach 0,5 — 1,5 wata, toteż nadajnik może być lekki i mały, wielkość tej mocy ogranicza jednak zasięg aparatu do około 1500 m. Do



Rys. 48. Zestaw wysokościomierza radiowego o modulowanej częstotliwości

zasilania stosuje się prąd stały 24 V. Moc pobierana z sieci wynosi poniżej 180 watów, ciężar całej instalacji waha się od 10 do 20 kG, zależnie od typu, długości przewodów itp. Warto sobie zdać sprawę ze specyfiki wskazań takiego wysokościomierza — przyrząd może być włączany okresowo lub też pracować w sposób ciągły. Najspokojniejsze wskazania są wtedy, gdy samolot przelatuje nad spokojną powierzchnią wody, przelotowi nad terenem pofalowanym towarzyszą łagodne wahania wskazówki; gdy lot odbywa się nad lasem, to wskazówka wykonuje ciągłe, bardzo niespokojne wahania, przy czym wysokość od powierzchni ziemi jest większa niż



Rys. 49. Schemat pracy wysokościomierza radiowego-radarowego

to wskazuje przyrząd; gdy las jest bardzo gęsty i liściasty to przyrząd wskazuje odległość od średniej wysokości szczytów drzew. Rowy i groble przelatywane w poprzek, pojedyncze drzewa, słupy, budynki średniej wielkości — nie dają żadnego efektu. Gdy samolot przelatuje nad ostrym szczytem górskim to wysokościomierz podaje wysokość nieco większą niż jest ona w rzeczywistości, gdy nad wąską doliną — to nieco mniejszą. Pewne odchylenia wskazań zachodzą, gdy samolot jest

silnie pochylony lub też przechylony. Gdy samolot leci na większej wysokości niż jest nastawiony zakres przyrządu, to nie wpływa to ujemnie na samą aparaturę, jednakże wskazania są niemiarodajne.

W razie uszkodzenia i wymiany nadajnika lub też odbiornika konieczne jest staranne dostrojenie i wyregulowanie nowego zespołu.

Do aparatury może być dołączony wskaźnik, który wskazuje czy lot odbywa się na wysokości nastawionej dowolnie przez pilota, czy też wyżej lub niżej. Wskaźnik taki może być połączony z automatycznym pilotem, wtedy samolot utrzymuje stałą wysokość lotu nad terenem.

Rodzaj II. Ponieważ zastosowanie wyżej opisanego systemu do pomiaru większych wysokości wymagałoby już dość znacznych ilości energii elektrycznej — nadajnik zostaje zmodyfikowany w ten sposób, że pracuje nie w sposób ciągły, lecz wysyła ultrakrótkie impulsy (rzędu ułamków mikrosekundy), dzięki czemu moc impulsu może być np. kilka tysięcy razy większa od średniej mocy urządzenia zasilającego. Taki impuls może z powodzeniem przebyć do 12000 m i wrócić do odbiornika po odbiciu. Czas przebiegu impulsu wynosi

$$\tau = \frac{2 h_z}{c}$$

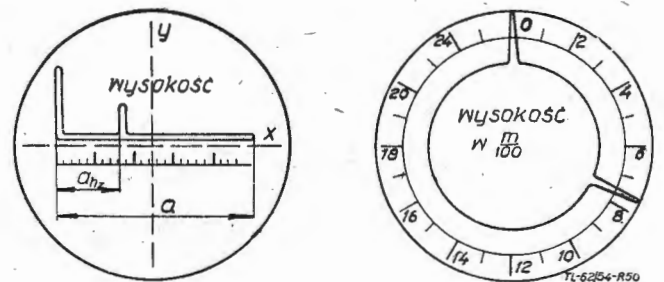
Zasadniczym elementem odbiornika jest lampa oscyloskopowa. Zmienne okresowo napięcie U_x powoduje przesuwanie się wiązki elektronów od lewego skraju ekranu lampy do prawego, po czym następuje skok napięcia i znowu wiązka przesuwa się od lewej ku prawej. Częstotliwość skoków napięcia U_x jest ta sama co i częstotliwość wysyłania impulsów, przy czym impuls zostaje zapoczątkowany w momencie, gdy wiązka elektronów zajmuje lewe skrajne położenie. Jednocześnie impuls daje napięcie U_y , odchylające wiązkę do góry (patrz rys. 49). W momencie odebrania echa odbiornik daje napięcie U'_y , powodujące również wychylenie wiązki do góry. Jest ono słabsze niż napięcie U_y . Taki przebieg powtarza się szereg razy bardzo szybko po sobie tak, że na ekranie fluoryzującym widzimy obraz jak na rys. 49. Stosunek od-

ległości $\frac{a h_z}{a}$ jest taki sam jak i czasów $\frac{\tau}{T}$, można więc napisać zależność

$$a h_z = a \frac{\tau}{T} = \frac{2 a h_z}{c T}$$

$$h_z = \frac{a h_z c T}{2 a} \dots \dots \dots [7.3]$$

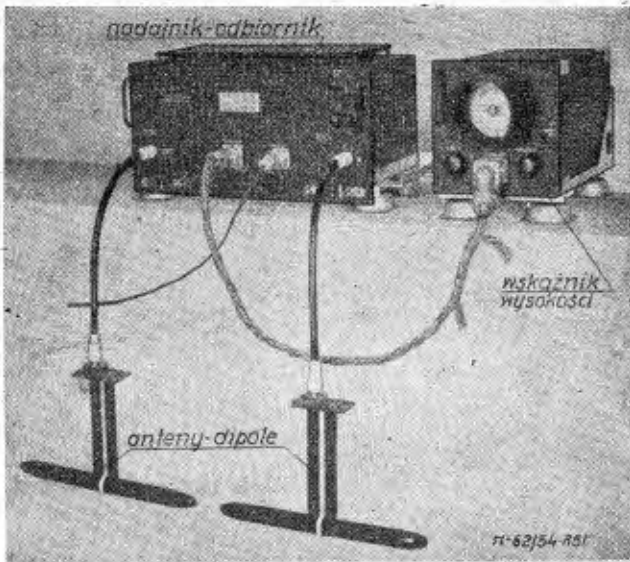
Odpowiednio dobierając parametry z równania [7.3], możemy skalą poziomą na ekranie lampy wyrazić w metrach wysokości, wtedy, przyjmując lewy skraj skali za 0, położe-



Rys. 50. Wskaźniki wysokościomierza radiowego-radarowego

nie drugiego uskoku wskaże bezpośrednio wysokość względną. Wygodniejsze jest takie zaprojektowanie lampy oscyloskopowej jak na rys. 50, gdzie wiązka elektronów porusza się po okręgu koła, a uskoki przebiegają w kierunku promieniowym. Wtedy obraz wskaźnika wysokościomierza radiowego jest zbliżony do widoku innych wskaźników pilotażowych na tablicy pokładowej, a długość skali zostaje zwiększona.

Opisany powyżej wysokościomierz radarowy może wskazywać wysokość do 12000 m z dokładnością 20 m + 0,25%, jest więc dokładniejszy na większych wysokościach niż wysokościomierz radiowy o modulowanej częstotliwości. Częstotliwość nadajnika jest tego samego rzędu co i wysokościomierza pierwszego typu, tak samo anteny są podobne — dipolowe o długości równej połowie fali i umieszczone pod



Rys. 51. Zestaw wysokościomierza radiowego-radarowego

spodnią powierzchnią samolotu. Do zasilania potrzebny jest prąd zmienny, np. 115 V i częstotliwości 400 do 2 400 Hz, moc pobierana do 135 watów. Ciężar aparatury 15 do 20 kG. Dla dokładnego odczytywania wysokości przewidziane są dwa zakresy wskazań, zgrubny — podający np. wysokość w kilometrach, i dokładny — podający już metry wysokości w danym przedziale kilometrów; przełączanie zakresów następuje ręcznie. Poniżej 15 m nie można korzystać z wysokościomierza radarowego. Sama aparatura jest bardzo precyzyjna, wymaga starannej zabudowy na samolocie, jest delikatna w użytkowaniu i dość kosztowna, jednakże regulacja jest łatwiejsza niż wysokościomierzy pierwszego typu.

Metoda fotograficzna określania wysokości była stosowana przy pewnych lotach balonów wolnych. Lotniczy aparat fotograficzny o długiej ogniskowej jest ustawiony pionowo na statku powietrznym, przy czym jest fotografowany teren pod statkiem. Znając długość pewnych obiektów na ziemi i porównując te długości na kliszy oraz znając ogniskową aparatu, można wysokość lotu wyznaczyć ze wzoru

$$h = L \frac{t}{l} \dots \dots \dots [7.4]$$

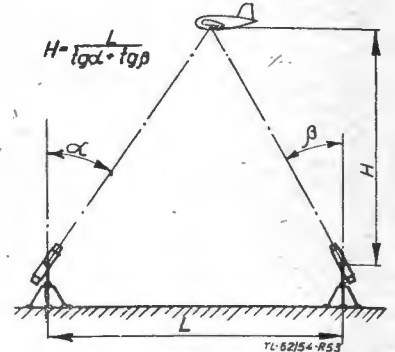
Pomiar wysokości za pomocą teodolitów nie wymaga specjalnych wyjaśnień, gdyż sposób określania wysokości naszym się nie różni od pomiarów odległości, dokonywanych

za pomocą tych przyrządów (np. w kartografii). Ma on zastosowanie do celów specjalnych, na przykład przy wyznaczaniu wysokości wlotu balonów meteorologicznych, do wyznaczania toru lotu samolotu itp.

Rolę teodolitów mogą spełniać również naziemne stacje



Rys. 52. Zasada pomiaru wysokości metodą fotograficzną



Rys. 53. Pomiar wysokości przy pomocy teodolitów

radarowe. Ich zalety, w porównaniu do teodolitów, to większy zasięg, niezależność od warunków widoczności i możliwość daleko posuniętej automatyzacji pomiarów.

Artykuł wpłynął dnia 5 października 1954 r.

LITERATURA

1. N. H. Czistjakow „Elektriczieskije awiacjonnyje pribory“ Oborongiz, 1950
2. C. J. Draper „The sonic altimeter for aircraft“ NACA TN 611
3. G. O. Fridlender, W. P. Selezniew „Pilotażnyje manometryczieskije pribory, kompasy i awtoszturmany“ Oborongiz, 1953
4. F. A. Gorbacziew, E. A. Mielkobrodow „Fiziczieskije osnov, ustrojstwa i raboty awiacjonnych priborow“ Oborongiz, 1953
5. B. Hamlin „Flight testing“ NY MacMillan, 1946
6. A. K. Martynow „Eksperimentalnaja aerodinamika“ Oborongiz, 1950
7. H. Wenke „Flugleistungermittlung“ Bd. 8 M. Gehlen, 1938
8. W. S. Wiedrow, M. A. Tajc „Liotnyje ispytanja samolotow“ Oborongiz, 1951
9. W. B. Huston „Accuracy of airspeed measurement and flight calibration procedures“ NACA. Rp. 919
10. H. Zacharias „Geraetewartung“
11. J. S. Hall „Radar aids to navigation“ McGraw & Hill, 1947.

Mgr inż. ROMAN CALIKOWSKI

629.13.05:681.2—219

Analiza pracy łożysk z czopami kulistymi stosowanymi w przyrządach lotniczych

Autor rozważa zagadnienie tarcia w łożyskach przyrządów pokładowych z czopami stożkowymi zakończonymi kulistym zaokrągleniem — dla kilku materiałów czopa i panewki, wskazując na zależność tegoż od wymiarów geometrycznych, luzów złożeń, powierzchni zetknięcia, występujących nacisków jednostkowych i sił dynamicznych. Na podstawie analizy tych czynników podaje najwłaściwszy dobór materiałów czopa i panewki i wskazówki przy projektowaniu tego typu łożysk.

1. Postawienie zagadnienia

W stosunku do łożysk precyzyjnych przyrządów lotniczych stawiane są specjalne wymagania, wynikające ze specyfiki ich działania, a wpływające na ich ukształtowanie i dobór materiałów, które są inne niż przy przyrządach zamocowanych na nieruchomych podstawach. Wymagania te dadzą się streścić w następujących punktach:

1. moment tarcia łożyska przyrządu mierniczego powinien być jak najmniejszy,

2. moment tarcia powinien mało ulegać zmianie pod wpływem takich czynników jak temperatura, zmiana gęstości powietrza i inne,

3. moment tarcia powinien być również jak najmniej zależny od czasu pracy, wstrząsów, położenia czopów innych.

Dla spełnienia tych warunków, w niektórych przyrządach mierniczych stosuje się znane łożyska z czopami stożkowymi, zakończonymi kulistym zaokrągleniem, spoczywającym na panewce o powierzchni kulistej czaszy przechodzącej w powierzchnię wewnętrzną stożka. Ponieważ zwykle pracuje ku-

lista część czopa na kulistej części panewki, dlatego łożyska te noszą nazwę kulistych. Panewki tych łożysk są zwykle wykonane z tworzywa mineralnych, a więc agatu (SiO_2)¹⁾, szafiru, rubinu, korundu (Al_2O_3)²⁾ lub w wyjątkowych przypadkach z diamentu³⁾, jakkolwiek mają tu zastosowanie niektóre stopy miedzi z berylem lub berylu z żelazem i niklem. Własności tych stopów zestawione są w tabeli 1.

Tabela 1

Rodzaj stopów	Rr kG/mm ² → Rr kG/mm ²	H_B kG/mm ²	10^{-6} cm ² /kG $\alpha = \frac{1}{E}$
Cu Be	135	375	0,80
Ni Be	185	480	0,53
Ni Ti Be	190	500	0,47

Czopy wykonane są przeważnie ze stali węglowej obrobionej termicznie i końce ich, podobnie jak czopy panewek, są polerowane. Obliczenie łożysk kulistych na podstawie teorii Hertza, wyprowadzonej dla zakresu sprężystego, obejmuje wyznaczenie powierzchni zetknięcia, naprężeń jednostkowych na tej powierzchni oraz przy znanym współczynniku tarcia wyznaczenie momentu tarcia.

Obliczenia te spotykane powszechnie w literaturze (lit. 1, 2, 3, 5, 6) rozpatrują zjawisko jako statyczne, zakładając, że panewki-łożyska są nieruchome. W takich warunkach panewki z tworzywa mineralnych, współpracując z czopem stalowym lub w rzadkich przypadkach z czopami wykonanymi z tworzywa mineralnych (szafir, diament) spełniają warunki podane na początku. Tymczasem wszystkie przyrządy zamontowane na samolotach podlegają drganiom (7, 9). W niektórych przyrządach lotniczych przyspieszenia wywołane drganiami przekraczają 10 g (9). W tych warunkach łożyska muszą być budowane inaczej, gdyż na skutek występowania większych sił i małych odkształceń panewek mineralnych naprężenia miejscowe przekraczają granicę sprężystości tworzywa. Dla dobru, najodpowiedniejszego materiału na wykonanie czopa i panewki potrzebna jest dokładniejsza analiza pracy czopa w panewce niż było to dotychczas stosowane w literaturze technicznej. Należy przede wszystkim ustalić zależność położenia czopa od luzu oraz od kształtu czopa i panewki, który najlepiej charakteryzuje stosunek R/r promienia wgłębienia panewki i zaokrąglenia czopa. Przypomnieć należy, że luz osiowy występuje zawsze w wałku położonym poziomo, jest on konieczny ze względu na możliwe wydłużenie wałka pod wpływem zmian temperatury jakim podlegają przyrządy lotnicze. Możliwe jest przy tym stosowanie urządzeń (sprężystego lub bimetalicznego), sprowadzających ten luz do stałej wielkości.

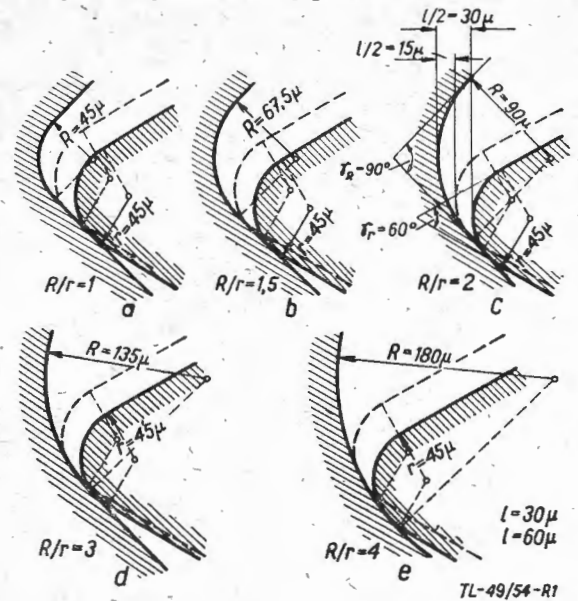
2. Zależność położenia czopa względem panewki od luzu osiowego i stosunku R/r

Najkorzystniejsza praca łożyska będzie przy symetrycznym rozłożeniu sił. Wówczas obydwa czopy obciążone są jednakową siłą i pracować będą w tych samych warunkach. Zależność położenia czopa względem panewki od stosunku R/r najłatwiej zbadać wykreślić. Na rys. 1 a, b, c są pokazane różne położenia czopa względem panewki, przy założeniu luzu osiowego $l = 30 \mu - 60 \mu$ i różnych stosunkach R/r , gdzie R (μ) jest promieniem wgłębienia panewki, a r (μ) promieniem zaokrąglenia czopa. Kąt rozwarcia tworzących stożka czopa wynosi wszędzie $\gamma_r = 60^\circ$.

Z podanych przykładów widać, że w zależności od luzu i R/r punkt zetknięcia czopa z panewką przyjmie różne po-

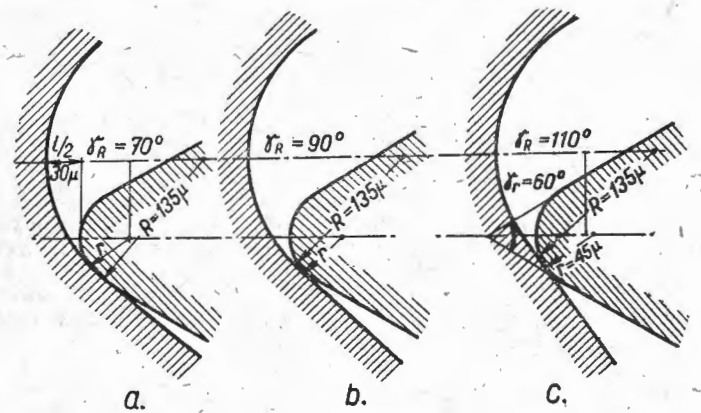
łożenie. Czop stykać się może z panewką na jej części kulistej lub stożkowej. Tabela 2 zestawia te wyniki.

Na rys. 2 a, b, c pokazane jest położenie punktu zetknięcia czopa z panewką, w zależności od kąta rozwarcia panewki. Widoczne jest, że przy większym kącie punkt zetknięcia przenosi się na część stożkową panewki.



Rys. 1 — (a, b, c, d, e) — Położenie czopa w panewce przy równomiernym działaniu obciążeń i różnych luzach osiowych $R = 45 \mu \div 180 \mu$, $l = 30 \mu \div 60 \mu$, $\gamma = 60^\circ$, $\gamma_R = 90^\circ$.

Na podstawie rys. 1 i 2 można już wyciągnąć wnioski, które dadzą się ująć w sposób następujący: im większy jest stosunek R/r , im mniejszy kąt rozwarcia panewki oraz im mniejszy jest luz osiowy, tym większe jest prawdopodobieństwo...



Rys. 2 (a, b, c) — Położenie czopa w łożysku przy symetrycznym rozłożeniu obciążeń, przy $R/r = 3 = \text{const}$, przy różnych γ_r gdy $\gamma_r = 60^\circ$, $R = 135 \mu$, $r = 45 \mu$, $l = 60 \mu$

stwo, że punkt zetknięcia czopa z panewką będzie leżał na powierzchni czaszy panewki.

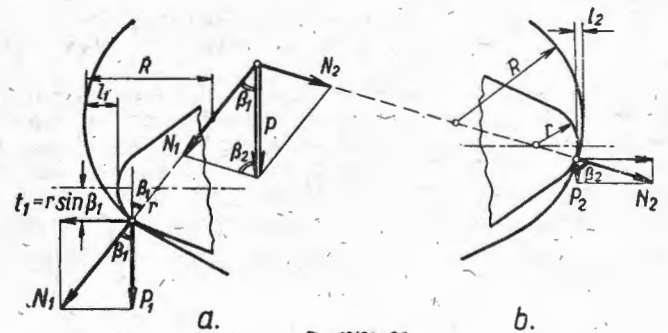
Przy łożyskach promieniowych, w ogólnym przypadku, na skutek nierównomiernego rozkładu mas obciążających układ ruchomy, siły moralne działające na płaszczyznę zetknięcia

Tabela 2

Położenie czopa względem panewki w zależności od l i R/r

R/r	Luz osiowy l	
	30μ	60μ
1,0	stożek	stożek
1,5	stożek	stożek
2,0	stożek-czasza	stożek
3,0	czasza	stożek-czasza
4,0	czasza	czasza

1) Twardość wg skali Mossa $7 \infty 1120 H_V$.
2) Twardość wg Mossa $9 \infty 2960 H_V$.
3) Twardość wg Mossa 10.



Rys. 3 — Układ sił w czopach i wyznaczenie luzów osiowych.

czopa z panewką w obu łożyskach będą różne. Na podstawie rys. 3 (a, b) siły te wynoszą

$$\left. \begin{aligned} N_1 &= \frac{\sin \beta_2}{\sin (\beta_1 + \beta_2)} (P_1 + P_2) \\ N_2 &= \frac{\sin \beta_1}{\sin (\beta_1 + \beta_2)} (P_1 + P_2) \end{aligned} \right\} \dots \dots [1]$$

gdzie: $P_1 + P_2 = P$ (G) siła działająca na układ, pochodząca od ciężaru wałka i części z nim związanych; β_1, β_2 , kąty zawarte pomiędzy normalną a osią wałka. Kąty β_1 i β_2 uzależnione są od kształtu czopa, panewki, luzu osiowego oraz od punktu przyłożenia siły P . Zakładając $l = l_1 + l_2$ na podstawie rys. 3 będzie:

$$\left. \begin{aligned} l_1 &= R - (R - r) \cdot \sin \beta_2 - r \\ l_2 &= R - (R - r) \cdot \sin \beta_1 - r \\ l &= (R - r) \cdot [2 - (\sin \beta_1 + \sin \beta_2)] \\ \sin \beta_1 + \sin \beta_2 &= 2 - \frac{l}{R - r} \end{aligned} \right\} \dots \dots [2]$$

Równanie to podaje zależność kątów β_1, β_2 od luzu osiowego oraz promieni zaokrąglenia czopa i panewki. Przy symetrycznym umieszczeniu siły P względem czopów oba końce czopów leżą na jednakowych wysokościach. Przy niesymetrycznym rozkładzie leżą na różnych wysokościach lub nawet jeden może leżeć na poboczniczy stożka, a wtedy kąty β_1 i β_2 będą różne.

3. Obliczenie powierzchni zetknięcia czopa z panewką

Czop i panewka rozpatrywane jako ciała doskonale sztywne stykają się w jednym punkcie. W rzeczywistości na skutek odkształceń obu części powstaje powierzchnia zetknięcia zbliżona do koła.

Obliczenie powierzchni zetknięcia przy znanym module Younga E i współczynniku sprężystości $\alpha = \frac{1}{E}$ przeprowadza się na podstawie wzorów wynikających z prac Hertza.

Jeżeli czop kulisty leży na czaszy kulistej, zetknięcie nastąpi wówczas na powierzchni koła o promieniu:

$$b = \sqrt[3]{0,682 N (\alpha_1 + \alpha_2) \cdot \frac{r R}{R - r}} \dots \dots [3]$$

gdzie N (G) siła normalna działająca w punkcie zetknięcia; α_1, α_2 współczynniki sprężystości materiałów czopa i panewki. Gdy czop spoczywa na powierzchni stożkowej, to łożysko można rozpatrywać jako kulę spoczywającą wewnątrz powierzchni walca, gdzie dla uproszczenia w miejsce stożka przyjmujemy wnętrze poboczniczy walca. Powierzchnia zetknięcia będzie wtedy elipsą o półosiach:

$$\left. \begin{aligned} b_1 &= \sqrt[3]{0,68 N \cdot (\alpha_1 + \alpha_2) \cdot \frac{r \cdot R}{R_1 - r}} \\ c_1 &= \sqrt[3]{0,68 N (\alpha_1 + \alpha_2)} \end{aligned} \right\} \dots \dots [4]$$

gdzie R_1 oznacza promień walca zastępującego stożek.

4. Zależność nacisku jednostkowego od luzu osiowego

Rozpatrzmy dwa przypadki zachodzące najczęściej w praktyce:

- a. czop kulisty współpracuje z czaszą panewki — i
- b. czop kulisty współpracuje z powierzchnią stożkową panewki.

Jeżeli rozpatrzmy rozkład naprężeń na powierzchni czaszy w miejscu zetknięcia czopa z panewką, to naprężenia na brzegu powierzchni zetknięcia są równe zero. Największe naprężenie wystąpi w środku tej powierzchni. Rozkład naprężeń będzie miał przebieg według półelipsy obrotowej i wobec tego średnie naprężenie wyniesie $\sigma_{sr} = 2/3 \sigma_{max}$. Z drugiej strony wiadomo, że naprężenie średnie wyniesie: $\sigma_{sr} = N/\pi b^2$ zatem:

$$\sigma_{max} = \frac{3}{2} \frac{N}{\pi b^2} = \sqrt[3]{0,235 \frac{N}{(\alpha_1 + \alpha_2)^2} \left(\frac{R - r}{Rr} \right)^2} \dots [5]$$

Dla wyznaczenia nacisków jednostkowych na powierzchni czynnej czopa i panewki, Kleiman (lit. 10) zaleca zależność:

$$\sigma_{max} \leq \frac{H_v}{3} = k_c$$

gdzie H_v — oznacza trwałość Vickersa dla materiału miększego, a więc dla czopa lub panewki.

Jeżeli czop leży na części stożkowej panewki, naprężenia rozkładają się według elipsoidy o półosiach b_1, c_1 , której objętość wynosi $2/3 \sigma_{max} b_1 c_1$, zaś średnie naprężenie wynosi $\sigma_{sr} = 2/3 \sigma_{max}$. Ponieważ z drugiej strony średnie naprężenie wynosi

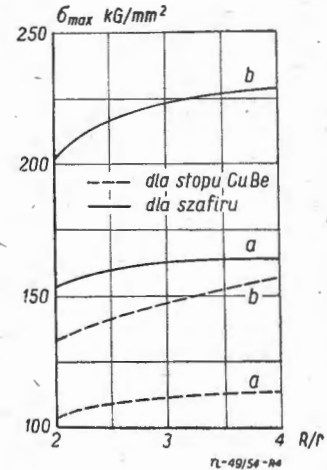
$$\sigma_{sr} = \frac{N}{\pi b_1 c_1}$$

to stąd:

$$\sigma_{max} = 2/3 \frac{N}{b_1 c_1 \pi} = \sqrt[3]{0,235 \frac{N}{(\alpha_1 + \alpha_2)} \frac{R_1 - r}{R_1 \cdot r^2}} \dots [6]$$

Z równania [5] i [6] wynika, że największe naciski jednostkowe σ_{max} są proporcjonalne do trzeciego pierwiastka siły normalnej i rosną ze wzrostem stosunku promieni, maleją natomiast ze wzrostem współczynnika sprężystości materiałów stosowanych do wykonania czopa i panewki.

Dla porównania naprężeń występujących w czopach i panewkach, wykonanych z różnych materiałów, przeprowadzono szereg przeliczeń, a wyniki zestawiono na wykresie rys. 4 w formie zależności naprężenia σ_{max} (kG/mm²) od stosunku promieni R/r .



Rys. 4 — Zależność σ_{max} od stosunków promieni przy stałym luzie osiowym l (μ).

Jak z wykresu wynika naciski jednostkowe, występujące przy panewkach ze stopu CuBe są dużo mniejsze niż przy panewkach szafirowych.

Jeżeli punkt zetknięcia czopa leży na czaszy panewki, to σ_{max} jest zależne od luzu osiowego i wówczas luz ten należy dobierać jak najmniejszy. W przeliczeniach, których wyniki są zestawione na rys. 4, luz osiowy wynosi 23 μ , gdyż przy tej wielkości i przy $R/r = 2$ punkt zetknięcia czopa z panewką leży zawsze na czaszy.

Jeżeli punkt zetknięcia leży na stożku, to nacisk zależy również od luzu osiowego, gdyż wielkość R_1 promienia zaokrąglenia walca zastępczego rośnie ze wzrostem l . Nacisk zależy z kolei od kąta rozwarcia tworzących stożka panewki. Jest zatem celowe pozostawienie luzu osiowego jak najmniejszego, natomiast kąta rozwarcia jak największego.

5. Moment tarcia czopa kulistego

Moment tarcia obu łożysk wylicza się z siły normalnej, występującej w łożysku i współczynnika tarcia, oraz odległości punktu zetknięcia od osi obrotu, która na podstawie rys. 3 wynosi:

$$t = r \cdot \cos \beta.$$

Po podstawieniu wartości na N ze wzoru [1], będzie:

$$M_t = (P_1 + P_2) \cdot r \cdot \mu = Pr \mu \dots \dots [7]$$

Moment tarcia jest zatem proporcjonalny do promienia zaokrąglenia czopa, współczynnika tarcia i siły działającej na wałek. O wielkości momentu tarcia przy stałym współczynniku tarcia i sile, działającej na wałek, decyduje jedynie pro-

mień zaokrąglenia czopa. Często, zamiast momentu tarcia M_t , wprowadza się tarcie właściwe T_w , jako stosunek momentu tarcia do współczynnika tarcia. Wtedy

$$T_w = (P_1 + P_2) r \dots \dots \dots [7a]$$

T_w jest zatem zależne od promienia zaokrąglenia czopa.

Nadmienić wypada, że w niektórych publikacjach uzależniają moment tarcia od luzu osiowego, kąta rozwarcia panewki i stosunku R/r , co nie znajduje potwierdzenia w rozważaniach analitycznych. Jak widać ze wzoru [7a], tarcie jest niezależne od położenia czopa, nawet jeżeli pracuje on na części stożkowej panewki, gdyż R_1 — promień stożka zastępczego nie wchodzi do równania. Wynika stąd, że powiększenie promienia zaokrąglenia czopa, wynikające np. z jego odkształcenia, pod wpływem działających sił, powoduje wzrost tarcia. Jest zatem celowe stosowanie twardych materiałów na wykonanie czopa, a nie wynika natomiast potrzeba stosowania twardych materiałów do wykonania panewki.

Ze wzorów [7] widać dalej, że moment tarcia jest zależny od współczynnika tarcia μ , podczas gdy współczynnik sprężystości, charakteryzujący zdolność odkształcenia, nie wchodzi do równania. Zatem jak długo współczynnik tarcia pozostaje stały, powiększenie modułu sprężystości materiałów czopa i panewki nie ma wpływu na moment tarcia. Zwiększenie modułu sprężystości E powoduje przedłużenie czasu pracy łożyska, lub przy jednakowych naciskach jednostkowych zezwala na stosowanie mniejszego promienia zaokrąglenia czopa, a zatem pośrednio powoduje mniejsze tarcie, czyli ze względu na odkształcenie czopa jest korzystne stosowanie dla panewki materiału bardziej miękkiego od czopa, aby tylko współczynnik tarcia pozostał ten sam. Taka zmiana materiału nie wpływa na zmianę wielkości momentu tarcia, co zresztą wynika z podanego wyżej założenia. Dlatego też pomiary przeprowadzane nad tarciami czopa stalowego, na panewce szafirowej i takiegoż czopa na panewce ze stopu CuBe, nie wykazują żadnych różnic.

6. Wpływ sił dynamicznych na pracę łożyska

Dokładna analiza pracy łożysk z czopami kulistymi, stosowanych w przyrządach pokładowych, wykazuje, że prócz sił, spowodowanych ciężarem układu ruchomego, działają znaczne siły masowe, pochodzące od przyspieszeń, występujących w czasie lotu samolotu.

Przyspieszenia, działające na przyrządy mogą być różnego rodzaju, a najważniejsze z nich można podzielić na dwie grupy:

a) przyspieszenia występujące sporadycznie, w czasie startu, lądowania i największe — przy wychodzeniu z lotu nurkowego,

b) periodyczne, które pochodzą od pracy silnika lub strzelania z broni automatycznej.

Wielkość przyspieszeń sporadycznych, trwających przeważnie ułamek sekundy, jest duża i według niektórych autorów (lit. 9) przekracza 50 g. Przyspieszenia periodyczne dochodzą, a czasem przekraczają 10 g, a częstość ich przy średniej liczbie obrotów silnika 2000 obr/min, wynosi 33 Hz, zaś przy strzelaniu z broni automatycznej przy 800 — 900 strzałach/min — wynosi 13—15 Hz.

Wynika stąd, że największe siły masowe spowodowane są przyspieszeniami sporadycznymi. Przeciw nim przyrządy zabezpieczone są przez elastyczne zawieszenie na tablicy przyrządów samolotu tak, że przepisy badania wyposażenia lotniczego przewidują badanie przyrządów przy przyspieszeniach dużo mniejszych. Jeżeli zatem układ obrotowy przyrządu znajduje się w spoczynku w kierunku osi układu, a działa przyspieszenie, pochodzące od części zewnętrznych, to czopy uderzają w panewki. Uderzenia te mogą być w pierwszym przybliżeniu traktowane jako środkowe zderzenia kul o promieniach R , r i współczynnikach sprężystości α_1 , α_2 . Przy uderzeniu czopa w panewkę naciski jednostkowe są duże, gdyż występująca przy tym energia kinetyczna jest zamieniana na energię odkształceń sprężystych czopa i panewki. Masa obudowy przyrządu jest zawsze znacznie większa od masy części obrotowej. Prędkość obudowy po uderzeniu można oznaczyć przez v_1 , a jej ciężar przez Q_1 . Wówczas energia kinetyczna pierwszego uderzenia lub praca zużyta na odkształcenie sprężyste wyniesie:

$$L = Q_1 \frac{v_1^2}{2g} = \int_0^l P df$$

gdzie v_1 (m/sek) jest prędkością uderzenia.

Q_1 (kG) ciężar części ruchomej przyrządu,

P (kG) siła uderzenia,

l (mm) całkowite spłaszczenie ciała uderzającego, które wyniesie

$$f = \sqrt[3]{0,46 P^2 (\alpha_1 + \alpha_2)^2 \frac{R-r}{rR}} \dots \dots \dots [8]$$

stąd wynika, że

$$P^2 = 0,021 \cdot \sqrt[5]{\frac{Q_1^3 v_1^6}{(\alpha_1 + \alpha_2)^2} \cdot \frac{Rr}{R-r}} \dots \dots \dots [9]$$

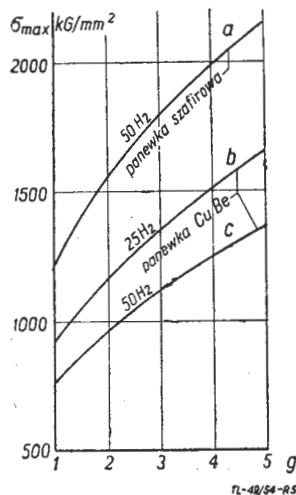
$$\sigma_{max} = 0,17 \sqrt[5]{\frac{Q_1 v_1^2}{(\alpha_1 + \alpha_2)^2} \cdot \left(\frac{R-r}{R \cdot r}\right)^3} \dots \dots \dots [10]$$

ze wzoru [10] wynika, że naprężenia σ_{max} rosną ze wzrostem Q_1 , kwadratem prędkości v_1 i ze wzrostem sprężystości. Wynika stąd, że ze względu na odporność na wstrząsy, konieczne jest stosowanie materiałów o większym współczynniku sprężystości $\alpha = \frac{1}{E}$

Rozpatrzmy nasz układ przy przyspieszeniu zmieniającym się w sposób sinusoidalny. Wówczas w momencie, gdy przyspieszenie układu jest równe 0 prędkość osiąga wartość największą. Przyspieszenie wzrasta następnie w kierunku przeciwnym i układ drgający zmienia kierunek ruchu. Układ osiąga swoją prędkość największą i uderza o panewkę. Jeżeli luzy osiowe i częstość drgań są małe, to obudowa w chwili uderzenia nie zdąży nabrać dużej prędkości v_1 . Przy dużych luzach i dużych częstościach drgań prędkość obudowy może być skierowana przeciwnie i prędkość uderzenia może wzrosnąć do $2 v_1$. W dalszym ciągu będziemy zakładać, że układ ruchomy przyrządu w stosunku do obudowy osiąga największą prędkość v_1 , a prędkość względna w stosunku do nieruchomej panewki ma wielkość mniejszą od v_1 , przy czym prędkości te mogą rosnąć aż do wartości $2 v_1$. Można zatem powiedzieć, że to samo przyspieszenie:

$$a = \frac{d^2 H}{dt^2} = -\omega^2 H \sin \omega t$$

można osiągnąć na różnej drodze, gdyż prędkość kątową ω i H można (5) różnie dobrać i otrzymać różne wartości dla v i σ_{max} , które przykładowo są pokazane przy pomocy krzywych 2 i 3 na rys. 5.



Rys. 5 — Zależność σ_{max} od przyspieszenia, jakim podlega wałek stalowy przyrządu poddany drganiom o znanej częstości. Krzywa: a — panewka szafirowa, b, c, — panewka ze stopu CuBe.

Przedstawiają one wielkość naprężeń σ_{max} , gdy panewki są wykonane ze stopu CuBe lub szafiru. Z wykresu widać, że przy przyspieszeniu $a = 3 g$ (50 Hz), $\sigma_{max} = 1070 kG/mm^2$ (krzywa 3), a przy 25 Hz (krzywa 2), $\sigma_{max} = 1410 kG/mm^2$.

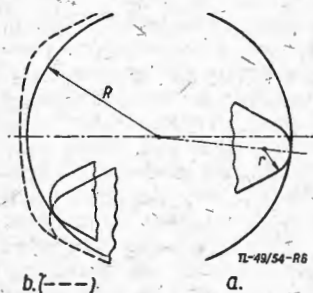
Obie wielkości leżą powyżej dopuszczalnego nacisku jednostkowego dla materiału czopa, który dla stali wynosi $k_c = 750 kG/mm^2$, a dla stopu CuBe — $400 kG/mm^2$. Zatem już przy przyspieszeniu $a = g$ następuje trwałe odkształcenie panewki.

Krzywe a i c dają porównanie zachowania się panewek, wykonanych ze stopu CuBe i z szafiru, przy drganiach harmonicznym o częstości 50 Hz. Naciski jednostkowe, jak było po-

wiedziame, dla panewek szafirowych, (krzywa a) leżą dużo wyżej, jak dla stopu CuBe (krzywa c). Przy przyspieszeniu $a = g$ naprężenia w panewkach ze stopu CuBe o nacisku dopuszczalnym 400 kG/mm², leżą poniżej granicy sprężystości stali użytej do wykonania czopa, podczas gdy naprężenia występujące przy panewkach szafirowych ($k_c = 1040$ kG/mm²) leżą powyżej tej granicy. Zatem przy panewkach ze stopu CuBe będzie się odkształcać panewka, natomiast przy łożyskach z panewką szafirową, a czopem stalowym — będzie się odkształcać czop.

7. Dobór materiałów służących do wykonania czopa i panewki

Dla określenia, gdzie należy stosować materiał łatwiej odkształcalny do wykonania czopa i panewki, należałoby przeprowadzić badania nad wpływem odkształcenia czopa lub panewki na jakość łożyskowania. Jak stwierdzono przy analizie momentu tarcia, rośnie on ze wzrostem promienia zaokrąglenia czopa, spowodowanym przez jego zużycie. Będzie to miało miejsce, gdy panewka jest wykonana z materiału bardziej miękkiego od czopa.



Rys. 6. Łożyska przyrządu z panewkami ze stopu CuBe, a) — w stanie nieodkształconym, b) — po badaniu trwającym 40 godzin. $Q = 0,78$ G, $P_1 = 0,027$ G, $P_2 = 0,753$ G, $l = 30$ μ , $l_1 = 0,05$ μ , $l_2 = 29,95$ μ , $R = 200$ μ , $r = 45$ μ .
Przed badaniem $\beta_1 = 88^\circ 30'$, $\beta_2 = 53^\circ 50'$
Po badaniu $\beta_1 = 31^\circ 30'$

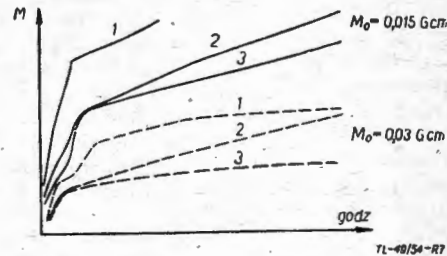
Wyniki otrzymane poprzednio z rozważań analitycznych poparte są doświadczeniami, przeprowadzonymi przez M. P. Pflera⁴⁾. (Lit. 7). Rys. 6 przedstawia przekrój przez łożysko, wykonane z brązu CuBe, którego panewka na skutek długotrwałych wstrząsów została rozbita. Układ ruchomy przyrządu był przy tym zbudowany bardzo niekorzystnie, gdyż prawie cały ciężar działał na jedno łożysko. Całkowity luz osiowy był zatem rozmieszczony jednostronnie i przez to czop łożyska bardziej obciążonego opierał się w punkcie zetknięcia czasy ze stożkiem panewki, podczas gdy czop nieobciążony spoczywał prawie na środku panewki. Przy współczynniku tarcia $\mu = 0,4$ pomierzony moment tarcia łożyska wynosi $M_t = 0,47 \cdot 10^{-3}$ G cm. Łożysko poddano wstrząsom o amplitudzie drgań $\pm 0,5$ mm i częstotliwości 50 Hz przez czas 40 godzin. Zauważono wówczas silne zużycie panewki bardziej obciążonej, podczas gdy mniej obciążona nie wykazywała śladów zużycia. W panewce lewej kąt β_2 zmienił się z $53^\circ 50'$ na $31^\circ 30'$, przy czym moment tarcia wzrósł do $M_t' = 0,98 \cdot 10^{-3}$ G cm. Zatem na skutek drgań i spowodowanych tym zmian kąt moment wzrósł prawie dwukrotnie. Przy dalszych badaniach moment wzrósł do wielkości $M_t'' = 1,9 \cdot 10^{-3}$ G cm, czyli moment tarcia wzrósł 4-krotnie, podczas gdy zmiana wielkości kąta była jedynie około dwukrotna. Współczynnik tarcia musi zatem osiągnąć wielkość dwukrotnie większą niż przy czopie nowym, świeżo dołączonym.

W doświadczeniach M. P. Pflera, gdzie ciężarek szafirowy 70 G opadał na czop o promieniu zaokrąglenia 45 μ , już przy spadku z wysokości 1 mm koniec ulegał spłaszczeniu, tak że czop stał się bezużyteczny. Wyniki z opuszczaniem ciężarka ze stopu CuBe przy wysokości spadania do 50 mm, jak należało się spodziewać, nie wykazały na czopie żadnego śladu, a natomiast w ciężarku powstało odpowiednie wgłębienie.

⁴⁾ Autor tłumaczonej na język rosyjski książki: „Elektrischeskeje izmierjenje mechaniczeskich wieliczyn”, Maszgit — Moskwa 1948.

Na rys. 7 pokazano wzrost tarcia w zależności od czasu trwania drgań. Badania przeprowadzono (lit. 7) dla tego samego przyrządu, ale kolejno z panewkami wykonanymi z CuBe, agatu i szafiru, przy czym czopy były zawsze stalowe. Z wykresu widać, że twarda panewka szafirowa (krzywa 3) najbardziej atakuje czop. Przy agacie mniej twardym od szafiru wzrost tarcia jest mniejszy.

Dalsze badania, przeprowadzone przy wstrząsach, trwających 600 godz. wykazały, że w panewce ze stopu CuBe po-



Rys. 7 — Wzrost tarcia pod wpływem wstrząsów czopa stalowego $P = 25$ μ , $R = 100-280$ μ , $\omega = 50$ Hz, $H = \pm 0,5$ mm.
Krzywa 1 dla panewki ze stopu CuBe
Krzywa 2 dla panewki agatowej
Krzywa 3 dla panewki szafirowej
We wszystkich doświadczeniach czop stalowy.

wstają wyraźne wgłębienia, natomiast czop jest jedynie grubo pokryty pyłem CuBe, ale jego powierzchnia czynna jest gładka. Gorzej przedstawia się sprawa z panewką agatową, gdzie w tych samych warunkach powierzchnia panewki jest uszkodzona, a koniec czopa, który z nią współpracował, jest jednostronnie zeszlifowany. Panewka szafirowa jest natomiast nieuszkodzona. Widać jednak na niej wyraźnie grudki tlenku żelaza, pochodzącego od czopa, który jest silnie starty.

8. Wnioski do projektowania kulistych łożysk przyrządów pokładowych

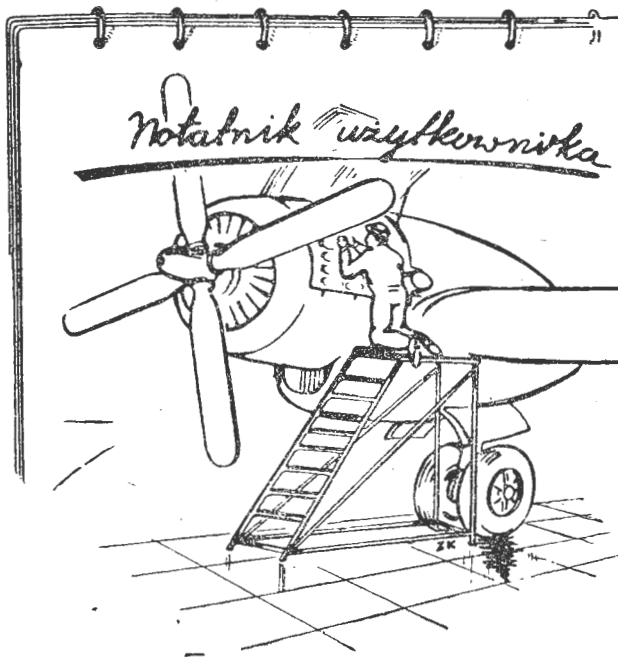
Największe naprężenia występujące na powierzchni zetknięcia czopa z panewką przy panewkach wykonanych z metali są mniejsze niż odpowiadające im naprężenia przy panewkach, wykonanych z tworzyw mineralnych. Tarcie między czopem stalowym a panewką metalową może być takie samo, jak między czopem stalowym a panewką szafirową. Naprężenia powstałe pod wpływem wstrząsów, na skutek większej sprężystości metali, są przy łożyskach o panewkach metalowych mniejsze, niż przy panewkach mineralnych. W budowie łożysk precyzyjnych należy stosować do wykonania panewek materiał miękki niż na czopy, gdyż odkształcenie panewki ma mniejszy wpływ na wzrost tarcia, jak odkształcenie czopa.

Wnioski powyższe mają swoje oparcie we wzorach i wynikają z badań (lit. 7), wymagają jednak dodatkowego sprawdzenia na drodze doświadczalnej. Takie badania, o ile mi wiadomo, nie są prowadzone w żadnym z naszych instytutów, a również w dostępnej mi literaturze krajowej i zagranicznej brak po roku 1944 notatek o poważniejszych badaniach (lit. 8).

Artykuł wpłynął dnia 20 lipca 1954 r.

SPIS LITERATURY

1. F. Drozdow — Dietale priborow, Oborongiz, 1952
2. W. O. Arutinow — Obliczenie i konstrukcja elektrycznych przyrządów pomiarowych, cz. I. II. PWSZ, 1953
3. D. D. Czurabo — Dietale i uzły priborow, Maszgit, 1952
4. Rabe — Grundlagen der Feinmechanischen Konstruktionen
5. Richter u. Vos — Bauelemente der Feinmechanik, VT, 1948
6. Wiszowaty — Technika drobných konstrukcji. PTT, 1948
7. M. P. Pfler — Lagerung des beweglichen Organs von Messgeräten, Z. V. D. I., 1941
8. Kleiman — Reibungsvorgänge in Spitzenlager u. ihre Messung, FGT, 1952
9. Kulebakin — Elektryfikacja samolotu. Izd. Ak. Zukowskiego, 1952.



Spadek ciśnienia w hydraulicznym układzie hamulcowym spowodował konieczność użycia awaryjnego powietrza sprężonego do zahamowania samolotu na dobiegu. Pilot spróbował pociągnąć rękojeść sterującą otwarciem zaworu butli ze sprężonym powietrzem, jednakże nie mógł tego dokonać i zdecydował się na wykonanie jeszcze jednego kręgu. Przy ponownym podchodzeniu do lądowania załoga z dużym wysiłkiem doprowadziła do zerwania drutu służącego do zabezpieczenia rękojeści układu awaryjnego. Stwierdzono przy oględzinach, że do zabezpieczenia zastosowany został drut ze stali niklowej o wysokiej wytrzymałości, zamiast normalnie przewidzianego w tym miejscu miękkiego drutu mosiężnego.

Przy konstruowaniu tego rodzaju urządzeń należy mieć na uwadze to, że mechanik z obsługi samolotów nie zawsze może mieć pod ręką różnorodny materiał o odpowiednich wymiarach i rodzaju, które przewidział konstruktor. W opisanym przypadku mechanik mógł nawet w ogóle nie zdawać sobie

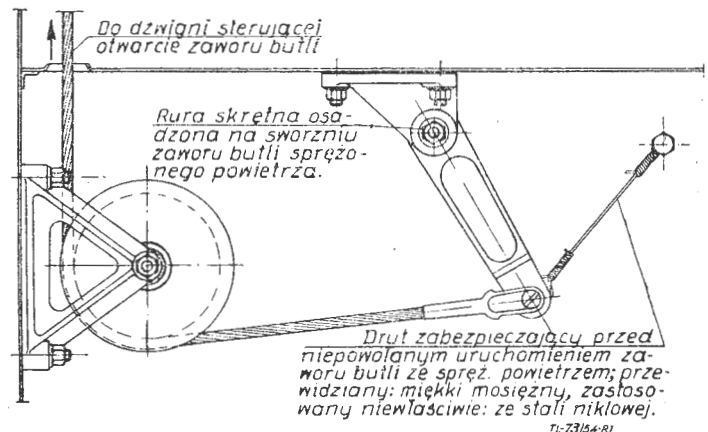
Niewłaściwy drut do zabezpieczenia

W dalszym ciągu nie otrzymujemy żadnych notatek z dziedziny eksploatacji i dlatego znowu zamieszczamy wzmiankę opracowaną przez mgra inż. Stanisława Madeyskiego, na podstawie omówienia zestawionego przez Guggenheim Aviation Safety Center.

sprawy z roli jaką ma spełniać ten drut zabezpieczający. Zamiast takiego drutu zabezpieczającego najlepiej w tym miejscu zastosować zatrzask sprężynowy, który daje się zwolnić jedynie silnym szarpnięciem.

Na podstawie omówionego przykładu można wyciągnąć następujące wnioski:

dla konstruktora: samolot i jego elementy oraz urządzenia



i przyrządy muszą być chronione przed skutkami normalnie nieoczekiwanych albo niedających się skontrolować omyłek lub zaniedbań obsługi;

dla użytkownika: zasadą naczelną winno być przestrzeganie wymagań przewidzianych przepisami obsługi, skrupulatne dobieranie właściwych materiałów pomocniczych oraz przemyślane dokonywanie czynności okresowych i naprawczych.

Skrzynka Techniczna

Od mgr inż. R. Lewandowskiego, Autora artykułu pt. „Spostrzeżenia z Międzynarodowych Zawodów Szybowcowych w Lesznie — 1954 r.”, zamieszczonego w zeszytach nr 5 z 1954 r. „Techniki Lotniczej”, otrzymaliśmy zamieszczoną poniżej notatkę w związku z uwagami o tym artykule, zawartymi w zeszytach nr 50 z 12.12.1954 r. „Skrzydlatej Polski” w recenzji pt.: „Co przynosi ostatni numer „Techniki Lotniczej”:

„Kwestionowana przez recenzenta, kol. R. W., sprawa wiarygodności i zaufania do podanych osiągnięć szybowców została — sędzę — przeze mnie dostatecznie jasno omówiona w artykule (strona 123 prawa kolumna — dół, strona 124 lewa kolumna — góra). Podałem skąd czerpane były informacje, na jakie trudności natrafia się przy ustalaniu osiągnięć, wreszcie zamieściłem wykresy (rys. 2 i 3), według których każdy Czytelnik sam może skorygować wartości osiągnięć poszczególnych typów szybowców. Jeżeli pewna wytwórnia podaje np. dość „wysrubowaną” wartość doskonałości — to rzetelne postawienie sprawy sprowadza się do przeprowadzenia ścisłego pomiaru — to jednak nie leżało w mocy piszącego.

R. L.”

*

Od mgr inż. Romana Sznee, Autora artykułu pt. „Rola kontroli technicznej w zakładzie lotniczym” również „zaczepionego” przez recenzenta „Skrzydlatej Polski” otrzymaliśmy wyjaśnienie treści następującej:

„Recenzent „Skrzydlatej Polski” stwierdza, że autor: „...popęłił poważny błąd merytoryczny, przedstawiając w zupełnie nieprawidłowy sposób postępowanie z produkcją, która została wykonana z odchylekami pozatolerancyjnymi, ale nie utraciła wartości użytkowej. Pominął milczeniem systemu odbiorów dyrektorskich (stemplem „0”) wprowadzonego do przemysłu państwowego zarządzeniem Przewodniczącego PKPG nr 131 w 1952 r. właśnie dla ułatwienia takich spraw — jest zupełnie niezrozumiałe...”

Sprawę tego zarzutu należy rozpatrzyć przy dokładnym zapoznaniu się z wymienionym zarządzeniem, oraz jego zastosowaniem do produkcji lotniczej.

Paragraf 9 punkt 3 tego zarządzenia brzmi: „W przypadku zakwestionowania przez Kontrolę Techniczną jakości danego artykułu i odmowy zaopatrzenia go w swoje znaki KT, dyrektorowi (kierownikowi) przedsiębiorstwa — na jego osobistą odpowiedzialność — przysługuje prawo zwolnienia do obrotu artykułów zakwestionowanych z tym zastrzeżeniem, że artykuły te (lub wystawione świadectwo KT) będą znakowane stemplem (szablonem) z cyfrą „0”. O wszystkich tego rodzaju faktach kierownik Kontroli Technicznej obowiązany jest zawiadomić kierownika komórki Kontroli Technicznej jednostki nadrzędnej”.

Z treści tego zarządzenia wynika, że reguluje ono tok postępowania w przypadku sporu między kontrolą techniczną, która stwierdza, że produkcja nie odpowiada wymogom WT, a dyrektorem, który uważa, że produkcja nadaje się do użytku, a straty mogące wyniknąć z użycowania takiego produktu bierze na swoją odpowiedzialność.

Z treści zarządzenia wynika również, że o takim zatargu musi być zawiadomiona Kontrola jednostki nadrzędnej, która rozpatruje zagadnienie i wydaje obowiązującą decyzję.

Rozpatrzymy podany powyżej tok postępowania na tle przemysłu lotniczego.

Ze względu na swój charakter produkcja lotnicza podlega bardzo dokładnej kontroli, a Kontrola Techniczna Zakładu musi być nie tylko liczna, ale też wysokokwalifikowana. Dlatego orzeczenie Kontroli o nieprzydatności produkcji jest oparte na rzeczowych danych i dyrektor nie ma podstaw je podważać.

Należy również pamiętać o tym, że w lotnictwie nie ma rzeczy „nieważnych” i że każda, najbliższa na pozór, usterka może być potencjalną przyczyną katastrofy.

W takich warunkach, mało który dyrektor odważy się wziąć na swoją osobistą odpowiedzialność produkcję, budzącą zastrzeżenia Kontroli Technicznej.

Autor w swej praktyce nie spotkał się z takim przypadkiem. Wyobraźmy sobie jednak, że fakt taki miał miejsce i produkcja została ostemplowana znakiem „0”. Zgodnie z zakresem swej działalności Kontrola Techniczna Zakładu przedstawia do odbioru Kontroli Odbiorcy wyłącznie produkcję, za której jakość i zgodność z WT gwarantuje swoim podpisem. Za produkcję ostemplowaną „0” Kontrola Techniczna nie bierze odpowiedzialności, a Kontrola Odbiorcy albo nie przystąpi w ogóle do odbioru, albo będzie dochodzić, co spowodowało brakujące orzeczenie Kontroli Technicznej.

Mało jest prawdopodobne, aby odbiorca zignorował zastrzeżenia Kontroli Technicznej i przychylił się do opinii dyrektora z natury rzeczy mniej zainteresowanego jakością, a więcej wykonaniem planu produkcji.

W związku z tym w przemyśle lotniczym został wypracowany ów — jak pisze recenzent — „zupełnie nieprawidłowy sposób postępowania” z produkcją, która wykonana została z odchylkami postępowania, ale nie utraciła wartości użytkowej. Przydatność tej produkcji jest dokładnie analizowana przez Kontrolę, Biuro Konstrukcyjne i Technologa, wreszcie przez Odbiorcę i to daje gwarancję rzeczowego załatwienia tego zagadnienia.

Z powyższego wynika, że w przemyśle lotniczym odbiór dyrektorski nie ma praktycznego zastosowania i dlatego został pominięty w artykule, a podany został stosowany tryb postępowania.

Należy tutaj zaznaczyć, że jest on zbliżony do sposobu załatwiania odchylek w radzieckim przemyśle lotniczym.

Drugi zarzut recenzenta, że w artykule nie zostało przeprowadzone porównanie organizacji KT w przemyśle lotniczym polskim i radzieckim jest słuszny o tyle, że takie porównanie byłoby bardzo ciekawe i pouczające.

Niestety, nie są mi znane materiały omawiające organizację Kontroli Technicznej w radzieckim przemyśle lotniczym, robienie zaś porównań z organizacją KT w przemyśle maszynowym wydaje się niecelowe ze względu na specyficzność przemysłu lotniczego, czego dowodem jest omówiona powyżej sprawa odchylek.

(—) Roman Sznee

Zamieszczone powyżej wyjaśnienie mgr inż. Romana Sznee stanowić będzie trafne uzupełnienie rozważań zgromadzonych w jego artykule. Analiza przeprowadzona przez Kolegę inż. R. W. w bratnim czasopiśmie „Skrzydła Polska” pozwoliła nam więc na wyczerpujące omówienie interesującego całego przemysłu lotniczego problemu kontroli technicznej.

Z Instytutu Transportu Samochodowego otrzymaliśmy zamieszczone poniżej pismo, które — sądzimy — zainteresuje naszych Czytelników:

„W związku z zainteresowaniem Redakcji „Techniki Lotniczej” sprawą eksponatów lotniczych i samochodowych komunikujemy uprzejmie, że eksponaty te, które były zdeponowane w parowozowni w Pilawie dla przyszłego Muzeum Komunikacji, zostały przewiezione na teren wystawowy we Wrocławiu i zdeponowane w pawilonie Nr 3.

Lotnicze słownictwo techniczne

W sprawie słowników i słownictwa

Zamieszczamy poniżej notatkę jaką otrzymaliśmy od jednego z naszych czytelników i współpracowników. Dotyczy ona ważnej, lecz niestety zaniedbanej dziedziny wydawnictw, wychodzącej zresztą daleko poza potrzeby samego lotnictwa.

Piśmiennictwo techniczne rozwija się w Polsce Ludowej w stopniu dotychczas nie znanym, obejmując coraz szersze, coraz bardziej specjalne i coraz nowocześniejsze dziedziny techniki. Poważny odcinek zajmują w tej akcji tłumaczenia cenniejszych dzieł technicznych z języków innych narodów oraz korzystanie z ich czasopism technicznych.

W związku z powyższym coraz dotkliwiej odczuwa się braki słowników: węgiersko-polskiego, rumuńsko-polskiego i bułgarsko-polskiego. Zbyt rzadkie i zbyt małe są nakłady słownika czesko-polskiego. Odczuwa się także braki słowników: szwedzko-polskiego oraz holendersko-polskiego. Brak np. słownika włosko-polskiego zmusza do posługiwania się dwoma innymi, istniejącymi i dostępnymi słownikami: włosko-rosyjskim i rosyjsko-polskim. Taka określona metoda pracy jest jednak kosztowna (dwa słowniki zamiast jednego) i czasochłonna (dwukrotne szukanie). Oczywiście w naszym, dobrze zrozumianym interesie leży również wydanie podobnej kolekcji słowników o „przeciwnym ciągu”, tzn. słowników: polsko-węgierskiego, polsko-włoskiego itd., gdyż takie słowniki ułatwią z kolei Węgom, Włochom i innym zrozumienie naszych publikacji.

Gdy zależy na szybkim przetłumaczeniu większego dzieła, zachodzi konieczność rozdania poszczególnych rozdziałów pomiędzy kilkunastu tłumaczy. Tu znów występuje z całą ostrością zagadnienie jednolitej i ogólnie uznanej terminologii, a więc zagadnienie dobrego, ustalonego słownictwa technicznego. Sprawa ta przeszła przed około dwoma laty z PKN do kompetencji poszczególnych wydawnictw. Jest tedy pożądanym, aby poszczególne wydawnictwa drukowały odpowiednio, uzgodnione pomiędzy sobą, słowniczki techniczne. Słowniczki takie nie będą może od razu zadowalające, lecz staną się w każdym razie poważnymi zarodkami polskiego słownictwa technicznego. Redakcja „Techniki Lotniczej” ma już na swoim koncie niejedną pozytywny krok w tym kierunku.

Instytut Transportu Samochodowego przystępuje do ich zakonserwowania, usunięcia uszkodzeń i zaopatrzenia w tablice objaśniające, dla udostępnienia ich dla zwiedzających.

W szczególności liczymy na współdziałanie „Techniki Lotniczej” w kierunku pomocy w wyspecyfikowaniu robót potrzebnych dla rekonstrukcji eksponatów lotniczych.

Równolegle zamierzone jest uzupełnianie zbiorów przez dalsze pojazdy zabytkowe znajdujące się w rękach różnych instytucji i osób prywatnych. W tym kierunku dużą pomoc może okazać akcja prasy. Toteż prosimy Szanowną Redakcję o udział w popularyzowaniu tej akcji.

Dyrektor Instytutu
(—) mgr inż. L. Bochniewicz

Od dłuższego czasu łamy Skrzynki Technicznej otwieramy dla omawiania spraw Muzeum Lotnictwa. Spodziewamy się, że wezwanie ITS znajdzie serdeczny oddźwięk wśród członków Sekcji Lotniczej SIMP i naszych Czytelników talk, że pomoc nasza przy organizowaniu pokazu i rekonstrukcji eksponatów lotniczych przybierze realną postać.

W artykule mgr inż. Justyna Sandauera pt. „Obciążenia skrzydła płatowca w burzliwej atmosferze” („Technika Lotnicza” nr 6/54) Autor zauważył następujące błędy: str. 162, lewa kolumna, 10 wiersz od dołu — zamiast $\Delta m = +1$ powinno być $\Delta m = -1$; str. 164, prawa kolumna, 16 wiersz od dołu —

$$\text{zamiast } \frac{dM}{d\Omega} = -\frac{1}{2} \rho S h^2 V^2 \frac{dc_{nh}}{d\alpha_h}$$

$$\text{powinno być } \frac{dM}{d\Omega} = -\frac{1}{2} \rho S h^2 V^2 \frac{dc_{nh}}{d\Omega}$$

str. 165, lewa kolumna, 4 wiersz od dołu — zamiast

$$\frac{dc_{mG}}{dc_x} = 0,16 \text{ powinno być } \frac{dc_{mG}}{dc_x} = -0,16$$

S. M.

Swoiste zagadnienie stanowi sprawa ogólnej „polonizacji” języka naszych publikacji technicznych. Niewielu autorów zadaje sobie odrobinę trudu, aby pisać czystszy językiem polskim niż się potocznie mówi. Bliższa analiza wykazuje, że chociaż wielu wyrazów obcych, także łacińskich, nie da się od razu całkowicie usunąć z naszego języka, to jednak można znacznie ograniczyć częstość ich używania. Np. często da się „produkcję” zastąpić „wytwórczością” czy „wytwarzaniem”, a „fabrykę” — „wytwórnią”, zaś „fabrykację” — „wyrabianiem” czy „wyrobem” lub „wykonywaniem”. Mimo że nie mamy na razie polskiego odpowiednika rzeczownika „automat”, to jednak przymiotnik „automatyczny” daje się zazwyczaj zastępować przez „samoczynny”. Rzeczownik „forma” daje się często zastąpić „postacią”, lecz mimo to w odlewnictwie musi „forma” nadal pozostać formą. Natomiast „specyfikację” można przeważnie zastąpić „wyszczególnieniem”, przymiotnik zaś „lokalny” — przez „miejscowy”. Podobnie, zamiast „kontrola” — można pisać zazwyczaj „nadzór”, „dogład”, „dozór”, „sprawdzanie” itd. Powyższa metoda jest prosta i doraźnie skuteczna. Poważną pomocą w jej stosowaniu jest po prostu dobra wola, a także słownik wyrazów obcych.

Dlatego jest palącą sprawą ponowne wydanie także słownika wyrazów obcych, np. w oparciu o doskonały przedwojenny słownik Arcta (33 000 wyrazów obcych). Również jest potrzebny słownik łacińsko-polski do utożsamiania łacińskiego pochodzenia wielu wyrazów przyswojonych przez polski język techniczny.

S. A. W.

Postulaty autora są całkowicie słuszne. Należałoby nawet rozszerzyć ich zakres, mianowicie same słowniki nie załatwiają sprawy — podstawowym elementem pośrednictwa językowego winien być ośrodek, który gromadząc znawców poszczególnych języków, mógłby prowadzić kursy językowe o różnych poziomach i zakresach oraz wykonywać zlecane tłumaczenia. Taki ośrodek byłby dużą pomocą dla samodzielnych tłumaczy i samouków, mógłby rozstrzygać w sprawach trudniejszych, jednocześnie przy korespondencji z zagranicą można by za pośrednictwem takiego ośrodka uzyskać poprawne, ścisłe i w dobrym stylu redagowanie różnych doku-

mentów, co w przypadku domorosłych tłumaczy jest trudne do zrealizowania.

Poprawność tłumaczenia jest nie tylko sprawą prestiżu w stosunkach z zagranicą, ale ma zasadnicze znaczenie jeżeli chcemy uniknąć nieporozumień i omyłek.

Opracowanie i wydanie słowników oraz zorganizowanie ośrodka języków obcych jest podstawowym warunkiem zbliżenia oraz wymiany kulturalnej, gospodarczej i technicznej z zagranicą. Ma to specjalną wymowę w przypadku narodów

obozu demokracji ludowej, z którymi chcemy pogłębiać więzy przyjaźni, a których języki, jak dotychczas, są zbyt mało znane na naszym terenie. Sam problem wychodzi daleko poza teren lotnictwa a także całej techniki i jest zagadnieniem ogólnonarodowym.

Za pośrednictwem tego artykułu pragniemy zwrócić uwagę naszych czytelników na konieczność podjęcia pewnych kroków celem realizacji przedstawionych postulatów.

R. L.

Przełamyujemy usprawnienia

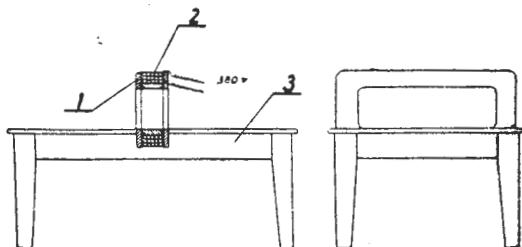
Pod wskazanym ogólnym tytułem zamieszczamy zarówno usprawnienia pracowni-
cze jak i udoskonalenia techniczne, zaczerpnięte z wydawnictw Urzędu Patentowego
PRL, pod tytułem: „Opisy udoskonalień technicznych i usprawnień”. Wydawnictwo to
ukazuje się w zeszytach, zawierających około stu opisów usprawnień pracowni-
czych i udoskonalień technicznych, ułożonych według kolejności klas patentowych. Po tytule
opisu umieszczamy w nawiasach następujące informacje: numer klasy patentowej, do
której należy temat usprawnienia lub udoskonalenia według klasyfikacji patentowej;
numer kolejny drukowanego opisu usprawnienia lub udoskonalenia, przy czym usprawnienia
posiadają numer poprzedzony literą O, udoskonalenia zaś — numer z literami
OU; numer kolejny zeszytu. Poza tymi informacjami w nawiasach, umieszczono
nazwisko twórcy pomysłu. Przy opisach ulepszeń, zaczerpniętych z czasopism i tym
podobnych publikacji, poza tytułem podajemy nazwę tej publikacji i datę jej ukaza-
nia się oraz informacje, znalezione w materiale źródłowym dotyczące twórcy.

Demagnetyzator do dużych przedmiotów

(Kl. 21 g; Nr 0-1563; Z. Nr 7) Henryk Podgórski

Podczas obróbki części maszynowych na stołach magnetycznych szlifierek następuje częściowe ich namagnesowanie. Ten szczytkowy magnetyzm usuwa się normalnie za pomocą specjalnych demagnetyzatorów, które jednak mogą służyć tylko do odmagnesowywania sztuk o niewielkich wymiarach.

Skonstruowany w myśl usprawnienia demagnetyzator, prosty w wykonaniu i użyciu, pozwala na odmagnesowywanie sztuk o większych wymiarach. Właściwym demagnetyzato-
rem jest duża cewka o 300 zwojach drutu nawojowego



o \varnothing 3 mm, posiadającego podwójną izolację bawełnianą. Korpus 1 cewki 2 jest wykonany z desek 20 mm. Cewka jest umieszczona na stole 3, jak wskazano na rysunku. Przedmiot, mający ulec odmagnesowaniu, wsuwa się w otwór cewki, wykonując kilka ruchów w jej głąb, dzięki czemu magnetyzm szczytkowy zostaje usunięty. Napięcie robocze cewki wynosi 380 V.

Elastometr wahadłowy

(Kl. 42 k; Nr OU-264; Z. Nr 7) Marian Misiąg, Jan Kowalski

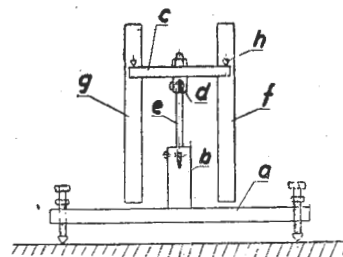
Przedstawiony na rysunku przyrząd według udoskonalenia służy do pomiaru modułu sprężystości badanej próbki metalu. Działanie przyrządu jest oparte na zasadzie oddziaływania na siebie wahadeł sprężynowych, przy czym elementem sprzęgającym jest sama próbka.

Przyrząd (rys. 1) składa się z ciężkiej podstawy a, z którą związany jest sztywno dolny uchwyt b, z belki poprzecznej c, z którą sztywno zmcowany jest górny uchwyt d, z badanej próbki e, która wiąże sztywno obie wymienione części przyrządu za pomocą uchwytów b i d (rys. 2), oraz z dwóch jednakowych wahadeł f i g zawieszonych luźno na nożach h na belce poprzecznej c (rys. 3).

Do pomiaru używa się próbek obrobionych o długości całkowitej 170 mm i średnicy na przestrzeni pomiarowej 8 mm. Pomiar nie niszczy próbki i nie zmienia własności materiału, ponieważ naprężenia wytwarzane w badanej próbce są rzędu zaledwie kilkuset gramów na mm². Czas jednego oznaczenia

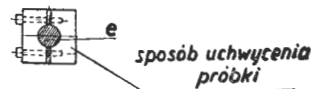
nie przekracza 10 minut. Oznaczenia są wykonywane z dokładnością do $\pm 1\%$.

Sposób pomiaru. Po zamocowaniu badanej próbki e w uchwytach dolnym b i górnym d zakłada się wahadła f i g na belkę poprzeczną c. Jedno z wahadeł, np f, wychyla się



Rys. 1.

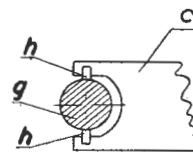
z położenia równowagi tak, aby jego koniec lekko dotknął dolnego uchwytu b. Ponieważ próbka e nie może być idealnie sztywna, przeto reagując na impulsy wahnięć wahadła pierwszego f przenosi je na wahadło drugie g, które z kolei zaczyna



Rys. 2.

się wychylać dochodząc do maksimum wychylenia w momencie zaniku wychyleń wahadła f.

Początkiem pomiaru mierzonego za pomocą stopera jest moment puszczenia w ruch wahadła pierwszego f, przy czym wahadło g znajduje się w spoczynku, końcem zaś pomiaru jest moment zatrzymania się wahadła drugiego g. Okres ten zmierzony stoperem oznacza się literą T i wprowadza do



Rys. 3.

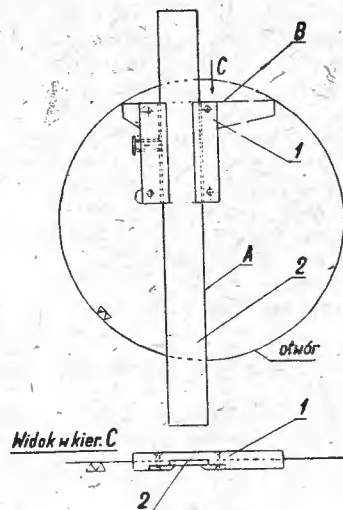
wzoru $E = A \cdot T$, gdzie E jest szukanym modułem sprężystości badanej próbki, natomiast A jest stałą przyrządu. Stałą A wyznacza się doświadczalnie przez porównanie wyników z wynikami pomiarów ekstensometrycznych, albo przez użycie próbek wzorcowych uprzednio wycechowanych.

Elastometru nie należy przenosić z miejsca na miejsce, ani zmieniać jego podstawy, ponieważ stała A zależna jest ściśle od sztywności podstawy przyrządu oraz podłoża, na którym przyrząd jest ustawiony.

Przyrząd do wyznaczania osi otworów

(Kl. 42 b; Nr 0-1571; Z. Nr 7) Jan Kopiejko

Do wyznaczania osi otworów w przypadku piast wgłębnych zastosowano w myśl usprawnienia prosty przyrząd składający się z suwaka 1 oraz metalowej linijki 2, której krawędź A stanowi oś symetrii ramion suwaka, posiadającego płaszczyznę



czołową B prostopadłą do osi linijki 2. Przyrząd jest zbudowany na zasadzie, że symetryczna cięciwa koła wyznacza średnicę tego koła. Sposób użycia przyrządu uwidoczniony na rysunku, polega na ułożeniu linijki 2 ponad otworem i dosunięciu ramienia suwaka 1 do ścianek otworu. W tym położeniu przyrządu krawędź A wyznaczy średnicę otworu.

Oprócz wymienionego zastosowania przyrządu można używać go również jako kątownika.

Preparat do zgrzewania płytek ze stali szybko tnącej z trzonkami noży ze stali węglowej

(Kl. 49 h; Nr. O-1527; Z. Nr 7) Eugeniusz Kurek

Zastosowany w myśl usprawnienia preparat do zgrzewania płytek ze stali szybko tnącej z trzonkami noży ze stali węglowej pozwala na ogrzewanie płytki do temperatury 1250—1300°C i obrabianie jej termicznie w strumieniu powietrza lub oleju bez obawy oderwania trzonka, co przy dotychczas stosowanym sposobie lutowania nie dawało osiągnąć. Twardość i wytrzymałość spoiny oraz odporność na uderzenie znacznie przekracza osiągnięte dotychczas wyniki przy twardym lutowaniu miedzią, zarówno przy płytkach ze stali szybko tnącej, jak i przy płytkach z węglików spiekanych.

Skład chemiczny preparatu (ciężarowo): 5 części tlenku miedziawego Cu_2O , 5 części dwuwęglanu sodu NaHCO_3 , 1 część żelazo-manganu Fe-Mn , 15 części boraksu topionego $\text{Na}_2\text{B}_4\text{O}_7$, 25 części żelazo-krzemu Fe-Si .

Przygotowanie składników przeprowadza się następująco:

1. Fe-Mn . Drobne kawałki żelazo-manganu, możliwie o małej zawartości węgla (3%) i dużej ilości manganu (60—70%), tłucze się na drobne kawałki w młódczu stalowym lub w młynie kulowym i przesiewa się przez sito o 500 oczkach na centymetr kwadratowy.

2. Fe-Si . Drobne kawałki żelazo-krzemu o zawartości krzemu w granicach 60—70%, przygotowuje się tak, jak podano w punkcie 1.

3. $\text{Na}_2\text{B}_4\text{O}_7$ — bezwodny. W przypadku braku boraksu bezwodnego można posługiwać się boraksem uwodnionym, który należy stopić w piecu gazowym lub elektrycznym, używając tygla grafitowego. Odwodnioną i stopioną szklistą masę rozlewa się na płytę żelazną do skrzepnięcia. Otrzymane w ten sposób boraks bezwodny tłucze się po ostygnięciu w młódczu stalowym pod wyciągiem (truczyna) i przesiewa się przez sito o liczbie oczek jak wyżej.

4. Cu_2O — czerwony. Stosuje się handlowy tlenek miedziawy chemicznie czysty. W przypadku braku tegoż można otrzymać go przez redukcję soli miedziowych (np. CuCl_2) dekstryną. Przeprowadzenie tego procesu jest trudne (mała wydajność oraz możliwość otrzymania zanieczyszczonego Cu_2O).

5. NaHCO_3 . Stosuje się bezwodny kwaśny węgiel sodu.

Przygotowane w ten sposób składniki należy dokładnie zmieszać w podanej wyżej proporcji, posługując się młódczem porcelanowym. Mieszaninę przechowuje się w suchym i szczelnym naczyniu.

Zgrzewanie płytek z trzonkiem można przeprowadza się następująco:

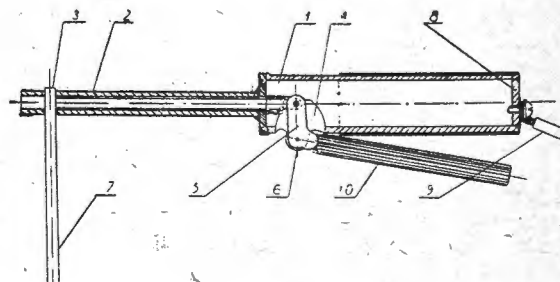
Płytki i trzonki obrabia się mechanicznie dopasowując je ściśle, aby między trzonkiem i płytką nie było widocznej szczeliny. Gniazdo w trzonku nagrzewa się do temperatury 800°C, a płytkę ze stali szybko tnącej do temperatury 400—500°C. Gniazdo nagrzanego trzonka obsypuje się opisanym preparatem, usuwając ewentualnie skrobakiem zgorzelinę, nakłada się na płytkę ze stali szybko tnącej i ponownie obsypuje sproszkowanym preparatem. Przygotowany zestaw nagrzewa się w piecu do temperatury hartowania, właściwej dla użytego na płytkę gatunku stali szybko tnącej (1220—1300°C). Po nagrzanu trzonek z płytką przyciska się pod praską, po czym skierowuje się na płytkę silny strumień powietrza.

W celu usunięcia naprężeń i zwiększenia twardości płytki całość odpuszcza się w temperaturze 550—560°C. Gotowy nóż szlifuje się następnie w celu nadania mu potrzebnych kątów skrawania.

Kleszcze spawalnicze

(Kl. 21 h; Nr OU-229; Z. Nr 7) Tibor Farkas
(Węgierska Republika Ludowa)

Kleszcze spawalnicze według udoskonalenia odznaczają się prostotą i taniością wykonania. Wykonane są z dwóch rurek. Do rurki 1 służącej jako jedna rączka kleszczy przyspawana jest rurka 2 o mniejszej średnicy, w której wykonany jest otwór 3 na elektrodę 7. Rurka (rączka) 1 posiada wykrój 4 do wmontowania kołanka 5 zawieszonoego na przyspawanych uszach 6 i połączonego przegubowo jednym końcem z drążkiem zaciskającym elektrodę 7, a drugim końcem z prętem służącym jako druga rączka kleszczy. Obie rączki

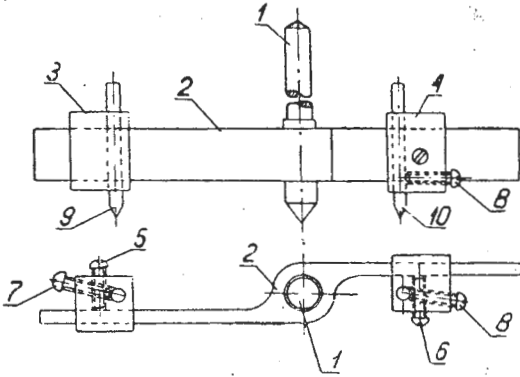


1, 10 kleszczy są zaopatrzone w izolację z gumy. Po ściśnięciu ręką obu rączek kleszczy, elektroda 7 zostaje zaciskana w kleszczach. Rurka 1 jest zamknięta dnem 8, do którego przytwierdza się kabel 9.

Przyrząd do wycinania uszczelki okrągłych

(Kl. 28 b; Nr 0-1617; Z. Nr 8) Erno Nagy (Węgierska Republika Ludowa)

Przedstawiony na rysunku prosty przyrząd służy do wycinania uszczelki o kształcie tarczy lub pierścienia. Na trzpieniu zamocowany jest płaskownik 2 o ramionach nierównej długości, na których umieszczone są w sposób przesuwny obsady 3 i 4 noży 9 i 10. Do ustalania obsad 3 i 4

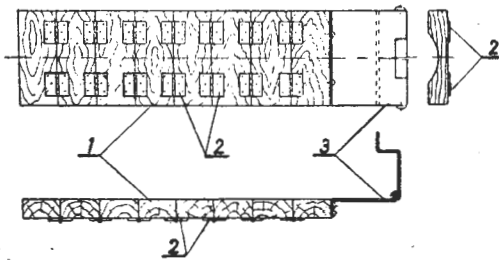


w położeniu roboczym służą wkręty 5 i 6, wkręty zaś 7 i 8 mocują noże w obsadach. Umieszczając trzpień 1 w uchwycie wiertarki ręcznej lub mechanicznej można znacznie przyspieszyć proces wycinania uszczelki o dokładnych promieniach i równych obwodach.

Oslona do strugarki drewna

(Kl. 38 b; Nr 0-1629; Z. Nr 8) Józef Jandt

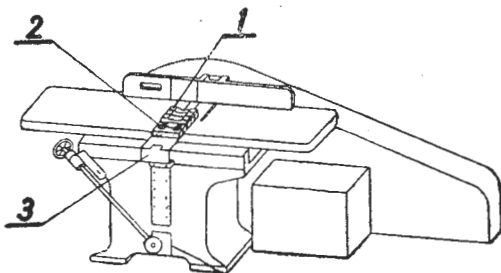
Dotychczas strugarka drewna (wyrówniarka) nie miała żadnej osłony wału nożowego i istniała możliwość skałeczenia rąk robotnika. W celu wyeliminowania możliwości wypadków zastosowano w myśl usprawnienia osłonę wału nożowe-



Rys. 1.

go strugarki uwidocznioną na rys. 1. Osłona ta składa się z klepek drewnianych 1 połączonych ze sobą zawiasami 2. Do skrajnej klepki jest przymocowany zaczep 3 wykonany z płaskownika.

W czasie pracy strugarki przykrywa się nie pracującą



Rys. 2.

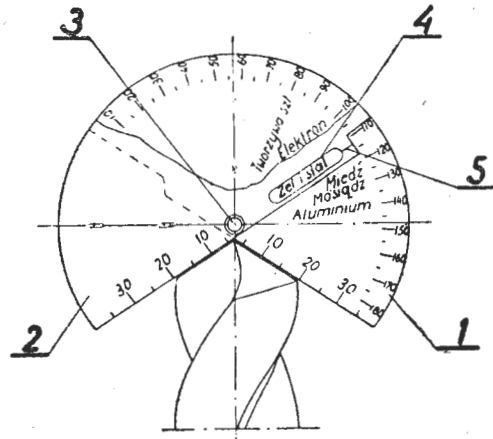
część wału nożowego odginając, zależnie od szerokości obrabianego przedmiotu, odpowiednią liczbę klepek tak, jak uwidoczono na rys. 2.

Po wprowadzeniu powyższego usprawnienia robotnik uzyskał lepsze samopoczucie mając gwarancję bezpieczeństwa pracy, co wpłynęło dodatnio na wydajność pracy.

Przyrząd nastawny do sprawdzania kąta zaostrenia wiertła oraz do kontroli symetrii ostrza

(Kl. 42 b; Nr 0-1634; Z. Nr 8) Mieczysław Wiśniewski

Prawidłowe zaostrenie wiertła ma decydujący wpływ na sprawność jego pracy oraz gładkość i wymiarowość wierconego otworu. Wiertło zeszlifowane niesymetrycznie pracuje tylko jednym ostrzem, które szybko ulega zużyciu. Aby



umożliwić sprawdzanie kąta zaostrenia wiertła, zastosowano według usprawnienia przyrząd kątowy pokazany na rysunku. Przyrząd ten składa się z dwóch półkrążków 1 i 2 wykonanych z blachy grubości 1—1,5 mm i obracających się względem siebie na nicie 3. Dolny półkrążek 1 posiada podziałkę kątową co 5° oraz napisy nazw materiałów przy odpowiadających tym materiałom kątach zaostrenia wiertła. Półkrążek górny 2 posiada okienko 4 i rysę 5 do odczytywania nazwy materiału oraz kąta zaostrenia wiertła. Proste krawędzie półkrążków tworzące żądany kąt są zaopatrzone w podziałki milimetrowe służące do pomiaru długości ostrza.

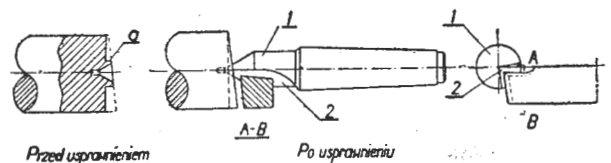
Zastosowanie takiego przyrządu przyczyniło się do lepszego wykorzystania wiertła oraz do podniesienia jakości wierconych otworów.

Planowanie na tokarce czoła krzywo obciętych wałków przy użyciu kła z wycięciem

(Kl. 49 a; Nr 0-1660; Z. Nr 8) Bronisław Keller

Wałki przecinane na pile mechanicznej w większości przypadków mają powierzchnię przecięcia nieprostą do osi wałka. Przy planowaniu na tokarce końców takich zamocowanych w kłach wałków pozostaje występ *a* (rys. „przed usprawnieniem”), który usuwano w drugiej operacji.

Niedogodność tę usuwa zastosowany według usprawnienia kiel 1 (rys. „po usprawnieniu”) od strony konika, posiadający z boku wycięcie 2 sięgające do jednej czwartej przekroju stożka. Dzięki temu wycięciu istnieje możliwość wprowadze-



Przed usprawnieniem

Po usprawnieniu

nia bocznego noża do samego nakiełka i dokonania całkowitego splanowania czoła wałka w jednej operacji. Poza tym wspomniane wycięcie ułatwia doprowadzenie do nakiełka smaru.

S. M.

Na półkach księgarskich

Poradnik smarownika, E. Michel i W. Dörrfeld, tłum. z niem. i uzupełnił mgr inż. Julian Solik, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1954 r., stron 176.

Omawiana książka zawiera szereg wiadomości, które mogą się przydać pracownikom przemysłu lotniczego, nie zatrudnionym bezpośrednio przy smarowaniu silników i maszyn roboczych, lecz stykającym się z zagadnieniem olejów i smarów maszynowych. W trzech częściach książki omówiono ogólnie własności smarów i ich zastosowanie w zakładach przemysłowych, wskazówki smarowania dla różnych maszyn i ich części, zużycie smarów w różnych gałęziach przemysłu. W dodatku zamieszczono kilka zarządzeń Przewodniczącego PKPG oraz tablice wskaźników zużycia produktów smarowych. W tekście zawarto liczne (98) tabele, wiele (66) rysunków i wykresów oraz obszerny wykaz literatury, uzupełniony przez tłumacza dla dostosowania książki do warunków polskich. S. M.

Badania odbiorcze materiałów metalowych, mgr inż. Józef Jędrzejczak, Wydawnictwa Komunikacyjne, 1954 r., stron 243.

Książka przeznaczona jest dla odbiorców materiałów metalowych dla kolejnictwa, jednakże i dla pracowników przemysłu lotniczego może być przydatna. Treść podzielona jest na dziesięć rozdziałów, w których zawarto następujące zagadnienia: wiadomości ogólne, sporządzanie próbek, badania statyczne i dynamiczne, badania technologiczne i warsztatowe, badania materiałów na twardość, badanie spoin, badania optyczne i rentgenograficzne. S. M.

Oświetlenie zakładów przemysłowych, praca zbiorowa — Polski Komitet Oświetleniowy SEP, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1953 r., stron 336.

Książka zawiera wiele informacji przydatnych dla projektujących oraz eksploatujących urządzenia oświetleniowe w zakładach przemysłowych. Całość dzieli się na trzy części. Część pierwsza — wiadomości ogólne — zawiera cztery rozdziały: korzyści wynikające z dobrego oświetlenia, oko i widzenie, fizyka światła, podstawowe wielkości i jednostki w technice świetlnej. Część druga — oświetlenie elektryczne — w sześciu rozdziałach omawia: elektryczne źródła światła, oprawy oświetleniowe, zasady dobrego oświetlenia, projektowanie urządzeń oświetleniowych w zakładach przemysłowych, obsługę i konserwację urządzeń oświetleniowych oraz instalacje elektryczne do światła. Część trzecia — oświetlenie dzienne — dzieli się na trzy rozdziały: obliczanie oświetlenia dziennego, urządzenia oświetlenia dziennego oraz konserwacja i eksploatacja urządzeń oświetleniowych. Praca może być z korzyścią wykorzystana w przemyśle lotniczym. S. M.

Chromowanie techniczne i budowa chromowni, mgr inż. Edward Zmichowski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1954 r., stron 287.

W książce omówiono teorię, technologię i zastosowanie chromowania w technice oraz podano wskazówki odnoszące się do projektowania i budowy chromowni. Przemysł lotniczy stosuje chromowanie w szerokim zakresie, więc wiadomości zawarte w omawianej książce będą przydatne dla jego pracowników. Treść dzieli się na cztery części: teoretyczne podstawy chromowania, technologia chromowania, projektowanie i budowa chromowni, zastosowanie chromowania technicznego. W książce ponadto zawarto: 6 wzorów kart chromowania, 19 tablic z danymi fizyko-chemicznymi, skorowidz rzeczowy oraz wykaz literatury fachowej. S. M.

Lakiery i emalie nitrocelulozowe, mgr inż. Józef Kacprzak, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1954 r., stron 164.

W książce omówiono wyrób lakierów i emalii nitrocelulozowych, które są stosowane także i w lotnictwie, tak że zebrane wiadomości mogą być przydatne dla pracowników naszego przemysłu lotniczego. W siedmiu rozdziałach zawarto następujące tematy: surowce do wyrobu lakierów i emalii nitrocelulozowych, podstawy ustalania receptury lakierów nitrocelulozowych, wyrób lakierów i emalii nitrocelulozowych, kontrola produkcji, maszyny, aparaty i urządzenia stosowane do wyrobu lakierów nitrocelulozowych, zasady bezpieczeństwa pracy, składowanie. Skorowidz rzeczowy i wykaz literatury dopełniają całości. S. M.

Polerowanie elektrolityczne, inż. Janusz Dobrowolski, inż. Jan Rottengruber, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1954 r., stron 48.

Broszura stanowi tom „Biblioteki Ochrony Pracy” PWT; omówiono w niej warunki bezpiecznego polerowania elektrolitycznego, czynniki mogące spowodować urazy oraz sposoby udzielania pierwszej pomocy. Treść dzieli się na pięć rozdziałów, w których omówiono: istotę i zastosowanie polerowania elektrolitycznego, szkodliwość materiałów stosowanych w polerowaniach elektrolitycznych, bezpieczeństwo techniczne i higienę zakładową oraz higienę osobistą, pierwszą pomoc w razie wypadku. Wykaz piśmiennictwa zawiera kilkanaście pozycji. S. M.

Aerodynamika bolszych skorostiej, J. Goszek, tłum. z czeskiego A. A. Dorodnicyn i M. M. Bogosławskij, Izdatelstwo Inostrannoj Literatury, 1954 r., stron 547.

W pracy tej poruszone są liczne zagadnienia nowoczesnej aerodynamiki dużych prędkości i nowoczesnej budowy samolotów. Autor omówił wyniki bardzo licznych badań doświadczalnych, jak i częściowo teoretycznych, opublikowanych przeważnie w specjalnych artykułach i broszurach, przede wszystkim zaś niemieckich i angielskich. Na całość książki składa się dziewięć obszernych rozdziałów zawierających łącznie siedemdziesiąt ustępów. Podają one kolejno takie zagadnienia, jak mechanika ośrodka sprężystego, dynamika płynów, zjawiska w zakresie poddźwiękowym, przydźwiękowym i naddźwiękowym, przyczynki do aerodynamiki szybkich samolotów, stateczność i sterowność samolotu przy dużych prędkościach, prędkości krytyczne, samoloty bezogonowe, pomiary aerodynamiczne na modelach, zespoły silnikowe szybkich samolotów, przykłady zbudowanych samolotów. Załączony na końcu dodatek zawiera dane kilku profili laminarnych. Treść uzupełnia około trzydziestu siedemdziesiąt wykresów, rysunków i fotografii. Należy zaznaczyć, że niektóre zagadnienia omówione są przez autora obszernie, niektóre zaś w bardzo krótkim zarysie. Stąd książka, mimo przy-

stępnej stronie matematycznej, wymaga od czytelnika dobrego przygotowania w dziedzinie aerodynamiki i konstrukcji samolotów. L. S.

Osnowy eksperymentalnej aerodynamiki, N. A. Zaks, Oborongiz, 1953 r., stron 371.

Jest to podręcznik szkolny dla instytutów lotniczych, zawierający obszerny kurs doświadczalnej aerodynamiki. Książka może być również wykorzystana przez inżynierów-technicznych pracowników zakładów lotniczych, biur konstrukcyjnych i instytutów aerodynamicznych. Autor podaje w treści zasadnicze wyniki badań doświadczalnych skrzydła i całego samolotu, jak również inżynierskie metody obliczania aerodynamicznych charakterystyk. Znaczną uwagę zwrócona też została na aerodynamikę dużych prędkości. Ośiem rozdziałów, na które została podzielona treść, zawiera opis następujących zagadnień: doświadczalne współczynniki aerodynamiczne, podobieństwo aerodynamiczne, metody badań aerodynamicznych, pomiar prędkości i ciśnienia, rozkłady ciśnień, warstwa przyścienna i przepływ burzliwy, wpływ czynników geometrycznych i liczby Reynoldsa na charakterystykę aerodynamiczną profilu i skrzydła, maksymalna siła nośna skrzydła, wpływ ściśnięcia powietrza na aerodynamiczne charakterystyki profilu i skrzydła, skrzydła szybkich samolotów, opory czołowe, biegunowa samolotu, charakterystyki aerodynamiczne stateczności i sterowności samolotu. L. S.

Die Holzarten und ihre Verwendung in der Technik, Gayer, Fachbuchverlag Leipzig, 1954 r., stron 244.

Ze względu na wielostronne zastosowanie drewna jako materiału konstrukcyjnego i budowlanego, autor ujmując to zagadnienie z uwzględnieniem przede wszystkim jak najbardziej oszczędnej nim gospodarki. Treść podzielił autor na trzy części, z których pierwsza omawia zastosowanie drewna jako surowca technicznego i zagadnienie rozmieszczenia lasów na kuli ziemskiej. Druga część opisuje budowę i własności drewna, omawiając też wady i choroby drzew oraz asortyment handlowy. W trzeciej zawarte są krótkie opisy rozpoznawcze i własności technicznych. Łącznie są tu zawarte opisy sześćdziesięciu ośmiu gatunków europejskich i stu czterdziestu pięciu gatunków drzew zamorskich. Dalsze rozdziały tej części omawiają zagadnienia produktów ubocznych z drewna i technicznej przeróbki odpadów drewna. W uzupełnieniu podana jest tabela ujmująca w zestawieniu kolejno przemysły używający drewno, wymagane własności drewna, używane gatunki drewna i zastosowanie drewna. Z książki mogą korzystać pracownicy techniczni przemysłów używających drewno jako surowiec techniczny. L. S.

Rabocizje prociessy w żidkostno-rieaktywnych dwigateljach, A. W. Bołgarskij i W. K. Szczukin, Oborongiz, 1953 r., stron 424.

Praca niniejsza jest jedną z pierwszych prób dania podstawowego zarysu teorii silników rakietowych na paliwo ciekłe i wskazania zagadnień, które oczekują jeszcze na właściwe rozwiązanie i opracowanie. Książka dzieli się na pięć części w czterech rozdziałach. W części pierwszej, omawiającej termodynamikę silnika, podane są zagadnienia podstawowych parametrów silnika, paliw, procesów spalania i procesów wypływu. Część druga — gazodynamika silnika — zawiera rozdziały o przemianie strugi gazów i gazodynamiczne obliczenia silnika. Część trzecia opisuje fizyczne i chemiczne zagadnienia procesów spalania. Część czwarta składa się z rozdziałów omawiających cieplne obliczenia silnika i charakterystyki silników. W ostatniej zaś części omawiane są zagadnienia teoretycznych podstaw obliczenia chłodzenia i zasady obliczenia chłodzenia silnika. W czasie opracowywania książki autorzy przeprowadzili badania i rozwiązali następujące zagadnienia: obliczenie procesu spalania przy niepełnym zmieszaniu, wpływ chemicznego oddziaływania na strumień gazu, gazodynamiczne obliczenie komory spalania i obliczenie dyszy raketowej pod względem maksymalnej sprawności w czasie lotu. Książka może służyć jako pomoc przy badaniach i pracach w dziedzinie techniki raketowej. L. S.

Teirija bystrochodnawo dwigatiela s samowosplamienieniem, T. M. Mielkumow, Oborongiz, 1953 r., stron 407.

Autor w systematycznej kolejności rozpatruje zagadnienia teorii szybkobieżnych silników z zapłonem samoczynnym. Między innymi zostały omówione takie zagadnienia, jak przebiegi idealne, procesy zachodzące w silniku, wpływ na zapłon i spalanie własności paliwa, wymiarów konstrukcyjnych, warunków wlotowych i czynników eksploatacyjnych. W dalszych rozdziałach, których łącznie jest dziewięć, omówiono zagadnienia paliw dla silników z zapłonem samoczynnym, rozpylania paliwa, komór spalania, charakterystyki silników z uwzględnieniem w osobnych ustępach charakterystyk śmigło-silnikowych i wysokościowych silników czterosurowych, typów silników dwusurowych i zasad obliczeń przekrojów urządzeń wlotowych i wylotowych. Treść uzupełniają rysunki i wykresy w liczbie ponad dwieście, jak i liczne dane liczbowe. Książka przeznaczona jest dla słuchaczy wyższych szkół technicznych, mogą z niej też korzystać inżynierowo-techniczni pracownicy laboratoriów, instytutów i zakładów produkcyjnych. L. S.

Swojstwa mietalłow pri udarnom nagruženii, G. I. Rogodin-Aleksiejew, Mietalurgizdat, 1953 r., stron 355.

W książce tej opisane zostały używane obecnie metody dynamicznych badań metali i szereg nowych metod, w tej liczbie uproszczone umożliwiające wykonanie w laboratoriach fabrycznych wykresów odczłateń oraz określenie plastycznych i wytrzymałościowych charakterystyk metali w czasie badań dynamicznych. Szczegółowo omówiono niektóre czynniki metalurgiczne i konstrukcyjne mające wpływ na własności pełzania i plastyczności stali, wskazano też na wpływ niskich temperatur i zwiększonej szybkości obciążenia. Treść podzielona na dwie części zawiera opis takich zagadnień, jak odczłateń stali przy dynamicznym zginaniu, metody badania procesu odczłateń przy uderzeniu, metody zwiększenia odporności stali przeciw dynamicznemu zniszczeniu, wpływ na tę odporność sposobów hartowania i odpuszczania, wpływ na odporność elementów konstrukcyjnych, wpływ na odporność wstępnego obciążenia, wpływ niskich temperatur na własności pełzania, wytrzymałości i plastyczności stali. Książka omawia szereg zagadnień aktualnych w technice lotniczej i przeznaczona jest dla pracowników technicznych instytutów badawczych. L. S.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK V

WARSZAWA, STYCZEŃ – KWIECIEŃ 1955

Z E S Z Y T 1

W Przeglądzie Dokumentacyjnym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna.

Gwiazdkami, obok liczb porządkowych oznaczone są publikacje znajdujące się w Bibliotece Instytutu Lotnictwa.

- 1* 532.5.031
Sagomonian A. Ja.: Metoda charakterystyk dla niestabilnego, osiowo-symetrycznego samodelowego ruchu cieczy. „Mietod charakteristik dla niestabilnawshewosia osiesimetricznaw awtomodelnowo dwizhenia zidkosti”. Wiestn. Moskowsk. Uniwiersitieta, Sierja fiz.-mat. jestie. w. Nauk, r. 8, Nr 8, grud. 53; s. 63; B5, 6 str. 2 poz. bibl. — Praca rozszerza metodę charakterystyk na przypadki osiowej symetrii ruchu. Rozważono zarówno ściśle jak i złinearyzowane równania przepływu adiabatycznego cieczy nielepkiej, ograniczając się do przepływów potencjalnych. A. Jakubowski.
- 2* 533.6.011.4
Muggia A.: Wykreślne metody badania płaskich ruchów naddźwiękowych. „Metodi grafici per lo studio dei moti supersonici piani”. Aerotecnica, t. 34, Nr 2, kw. 54, s. 72; A4, 11 str., 17 wykr. — Szybka metoda wykreślana wyznaczenia charakterystyk, na zasadzie transformacji płaszczyzny hodografu na nową płaszczyznę, na której charakterystyki są równoległe do charakterystyk na płaszczyźnie fizycznej. Poza tym opisany jest sposób szybkiego rozwiązywania kilku zagadnień dotyczących uderzeń. J. Roliński.
- 3* 533.6.011.5
Goroszeczenko L. B.: Zagadnienie obliczenia przepływu gazu w lokalnej bezuderzeniowej strefie naddźwiękowej. „K woprosu o rasczotie dwizhenia gaza w miestnoj biesskaczkowej swierchzwwukowej zonie”. Prikl. Matem. Mech., t. 17; Nr 4, 53, s. 423; B5, 8 str., 4 wykr., 1 poz. bibl. — Wyciąg z pracy kandydackiej, która zajmuje się analizą matematyczną ciekawego przepływu poddźwiękowego (wokół dowolnego ciała), w którym mogą powstawać miejscowe, bezuderzeniowe strefy. Obliczenie charakterystycznej liczby Macha, powyżej której przepływ bez uderzenia jest niemożliwy. Przykład zastosowania metody do rozwiązania przepływu dookoła cylindra. A. Jakubowski.
- 4* 533.6.011.5
Picard C.: Badanie metodą „cieniową” trójwymiarowych przepływów naddźwiękowych. „Analyse stioscopique d'écoulements supersoniques à trois dimensions”. Recherche Aéro., Nr 32, marz.-kw. 53, s. 15; A4, 5 str., 8 rys., 3 wykr., 6 poz. bibl. — Doświadczenia przeprowadzone w tunelu naddźwiękowym 28 × 28 cm wykazują znaczną przydatność metody „cieniowej” do badania układu fal powstających przy przepływie przestrzennym. Fotografie „cieniowej” modelu całego samolotu przy projekcji frontalnej (prostopadle do osi poprzecznej samolotu) i horyzontalnej (w kierunku osi pionowej samolotu). Analiza układu fal i porównanie z wynikami teoretycznymi. A. Jakubowski.
- 5* 533.6.013.22
Mazovec M.: Krytyczne poddmuchy. „Kritische Böen”. Aero-Rev. Suisse, r. 28, Nr 10, październ. 53, s. 349; A4, 2,5 str., 2 wykr., 4 poz. bibl. — Przyjmując na podstawie porównań statystycznych zależność między długością strefy przejściowej pionowego poddmuchu i jego prędkością maksymalną, autor dochodzi obliczeniowo do pojęcia poddmuchu krytycznego, przy którym występuje maksymalne obciążenie płatowca. W sposób szkicowy został uwzględniony wpływ efektu Wagnera (odpływu nieustalony) i sztywności giętej skrzydła. Artykuł zawiera przykład obliczeniowy. J. Sandauer.
- 6* 629.13.05:533.6.015.2
Barasch M. V.: Wskaźnik prędkości opadania w czasie lądowania. „The touch-down rate-of-descent indicator”. Aircr. Engng., t. 25, Nr 293, lip. 53, s. 209; A4, 3,5 str., 10 fot., 2 rys. — Praktyczne pomiarzenie prędkości opadania w końcowej fazie lądowania daje cenne wskazówki konstruktorom, zwłaszcza konstruktorom samolotów lądujących na lotniskowcach. Urządzenie „TRODI” stanowi skomplikowaną i kosztowną aparaturę elektro-optyczną, ale za to pozwala odczytać bezpośrednio na zgrubnej i dokładniejszej skali wskaźnika prędkość opadania lądującego samolotu. Badany samolot posiada umieszczony na goleni podwozia reflektor o czaszy trójściennej, odbijający z powrotem do źródła światła wysłany promień. Opis urządzenia i skalowania przyrządu. Częściowe schematy elektryczne aparatury. B. Kitzman.
- 7* 533.6.05:629.13.014.5
Pittoni M.: Doświadczenia w tunelu aerodynamicznym nad modelem usterzenia poziomego ze sterem trzyzycznym i wolno puszczonym. „Esperienze in galleria del vento su di un modello di impennaggio orizzontale con equilibratore a relazione vincolata e libera”. Aerotecnica, t. 33, Nr 6, grud. 53, s. 410; A4, 4 str., 1 rys., 4 wykr., 1 tabl. — Badano współczynniki aerodynamiczne, momenty zawiasowe, oprócz tego, w funkcji kąta wychylenia klapki wyważającej i kąta natarcia statecznika — kąty wychylenia steru wolno puszczonego i wynikające stąd współczynniki wyporu przy sterze zrównoważonym statycznie. J. Roliński.
- 8* 533.6.07
Bouwhuysen J. N. A.: Obciążenia rozruchowe w tunelach naddźwiękowych. „Starting loads in supersonic wind tunnels”. Aero. Engng. Rev., t. 13, Nr 1, styc. 54, s. 50; A4, 2 str., 1 rys., 2 wykr. — W czasie uruchamiania i zatrzymywania działania tunelu naddźwiękowego model i urządzenie mocujące go w koinorze pomiarowej, podlegają dużym obciążeniom, znacznie przekraczającym siły mierzone w ustalonym polu przepływu (na skutek procesu przejścia fali uderzeniowej). Stosując technikę dwustopniowego otwierania i zamykania zaworu położonego przed strefą pomiarową (w tunelu o dia-

lanu przerywanym), udaje się uzyskać znaczne zmniejszenie gęstości powietrza w strefie pomiarowej i w rezultacie zmniejszenie uderzeniowych obciążeń modelu. A. Jakubowski.

- 9* 533.6.07:533.663.
Khalil K. H.: Badania tunelowe wirujących łopatek o profilu płata. „Wind tunnel investigations on rotating blades of aerofoil section”. Inst. Mech. Engrs. Proc. (A), t. 166, Nr 4, 1952, s. 419; A4, 10 str., 2 fot., 7 rys., 7 wykr., 1 tabl., 10 poz. bibl. — W celu porównania rozkładów ciśnienia i współczynników siły nośnej łopatki wirującej i łopatki nieruchomej, zastosowano specjalną technikę pomiaru ciśnienia na wirującym elemencie (wskaźnik typu membranowego przymocowany do piasty i oświetlany lampą „Strobeflood”). Pomiar na różnych promieniach i dla różnych kątów natarcia. Stwierdzono ściśle podobieństwo rozkładów ciśnienia z wyjątkiem części pętlkowej wykresu przy małych kątach. W porównaniu do warunków statycznych — wielkości siły nośnej i cyrkulacji dla łopatki wirującej są mniejsze na małych promieniach, a większe na bardziej zewnętrznych promieniach łopatki. Wnioski odnośnie przeliczania wyników „statycznych” na warunki odpowiadające łopatkę wirującą. A. Jakubowski.

10* 533.651.3:629.135
Aronin G.: Aerodynamiczne charakterystyki i kształty szybkich samolotów. „Aerodinamiczeskie charakteristiki i formy skorostnykh samolotow”. Wiestn. wozd. Flota, r. 36, Nr 10, październ. 53, s. 67; B5, 9 str., 3 rys., 6 wykr. — Jasne i pogładowe przedstawienie pojęcia krytycznej liczby Macha i jej wpływu na współczynniki siły aerodynamicznej skrzydła. Krótka analiza wpływu profilu i obrysu skrzydła oraz kąta natarcia na wielkość krytycznej liczby Macha i opór falowy. J. Sandauer.

- 11* 533.691.1
Dorrance W. H.: Dwuwymiarowy płat przy umiarkowanych prędkościach hyperdźwiękowych. „Two dimensional airfoils at moderate hypersonic velocities”. J. Aero. Scien., t. 19, Nr 9, wrzes. 52, s. 593; A4, 8 str., 8 wykr., 3 tabl., 19 poz. bibl. — Posługując się specjalnym parametrem podobieństwa dwuwymiarowego przepływu hyperdźwiękowego, autor wyprowadza wyrażenie na współczynniki siły nośnej, oporu i momentu podłużnego, dla szeregu typowych profili. Zakres ważności dla liczby Macha od 3 do 12. Przytoczone formuły są stosunkowo proste i mogą być użyte do skrzydeł o skończonej rozpiętości, jak również do wyznaczenia optymalnego profilu ze względu na charakterystykę aerodynamiczną i pracę wytrzymałościową. A. Jakubowski.

12* 533.691.15
Lambourne N. C.: O warunkach przy których może być pobierana energia ze strumienia powietrza przez oscylujący płat. „On the conditions under which energy can be extracted from an air stream by an oscillating aerofoil”. Aero. Quart., t. 4, cz. I, sierp. 52, s. 54; A4, 15 str., 2 rys., 4 wykr., 1 tabl., 9 poz. bibl. — Autor wyprowadza zależności określające warunki pobierania energii ze strumienia powietrza przez płat oscylujący względem osi równoległej do jego rozpiętości oraz w płaszczyźnie pionowej. Analizowany jest przepływ dwuwymiarowy w oparciu o dwie metody; o teorię warstwy wirowej oraz przy przyjęciu stałej pochodnej siły nośnej. Parametry ruchu to częstość i amplituda oscylacji oraz przesunięcie w fazie. Według metody pierwszej zawsze można pobierać energię, według drugiej istnieje pewna graniczna częstość, powyżej której nie jest już możliwe pobieranie energii przez oscylujący płat. R. Lewandowski.

- 13* 536.717
Reichert H.: Wykres Molliera dla powietrza nasyconego wilgocią. „A Mollier chart for moisture-saturated air”. Aircr. Engng., t. 29, Nr 296, październ. 53, s. 32, 24 × 30 cm, 2 str., 1 wykr., 2 tabl., 4 poz. bibl. — Wykres ten został skonstruowany dla badań związanych ze zwiększeniem mocy silnika przez wtrysk wody do sprężarki. Ponieważ wykres może służyć również przy rozważaniu innych podobnych zagadnień, podano jego opis oraz przykład zastosowania. J. Roliński.

14* 536.782
Resler E., Lin Sh.-C., Kontrowitz A.: Otrzymywanie gazów o wysokich temperaturach w rurach uderzeniowych. „Pocuzhenje gazow vysokoy temperatury w rurach uderzeniowych”. Mieczanika, Nr 5(21), 1953, s. 33; B5, 18 str., 1 fot., 1 rys., 8 wykr., 11 poz. bibl. — Opis zjawiska powstawania fal uderzeniowych w rurach uderzeniowych; teoria rury uderzeniowej; wpływ zmiennej pojemności cieplnej i jonizacji; doświadczalne otrzymywanie silnych fal uderzeniowych; środki powiększania prędkości dźwięku w gazie o wysokim ciśnieniu; spalanie mieszanki tleno-wodorowej; zmiany geometrii rury uderzeniowej. J. Roliński.

- 15* 621.438
Reeman J., Buswell R. W. A.: Doświadczalna turbina jednostopniowa z chłodzeniem powietrzem. „An experimental single-stage air-cooled turbine”. Aircr. Engng., t. 25, Nr 294, sierp. 53, s. 227; 24 × 30 cm, 8,5 str., 10 fot., 8 rys., 4 wykr., 5 tabl., 6 poz. bibl. — Opis konstrukcji turbiny doświadczalnej z łopatkami (kierowniczymi i wirnika) chłodzonymi powietrzem. Przegląd zagadnień technologicznych. J. Roliński.

16* 621.45
Lukasiewicz J.: Praca naddźwiękowego silnika przelotowego (ramjet'a). „Supersonic ram-jet performance”. Aircr. Engng., t. 25, Nr 296, październ. 53, s. 298; 24 × 30 cm, 9 str., 2 rys., 21 wykr., 2 tabl., 9 poz. bibl. — Studium obejmuje zachowanie się silnika przelotowego w stratosferze przy liczbach Macha 1,5 do 4, jak również wpływ spalania, temperatury, wysokości, a także konstrukcji części wlotowej i wylotowej. J. Roliński.

- 17* 624.892.097.3
Olej dla turbin spalinowych. „Lubricant for gas turbines“. Aeroplane, t. 36, Nr 2220, luty 54, s. 163; A4, 2 str., 1 fot., 2 wykr. 1 tabl. — Warunki jakim powinien odpowiadać olej dla turbin lotniczych. Oleje stosowane dotychczas oraz historia powstania i właściwości nowego oleju turbinowego TURBO OIL 35. J. Roliński.
- 18* 629.13.011.67
Pindera J.: Usuwanie rys i zmętnień z szyb wykonanych z żywicy metakrylowych. Techn. Lotn., r. 8, Nr 5, wrzes.-paźdz. 53, s. 143; A4, 1 str. — Usuwanie rys z szyb samolotowych, wykonanych ze sztucznych żywic. Zwięźle wskazówki, dotyczące pielęgnacji, szlifowania i polerowania takich szyb oraz wyjaśnienie mechanizmu powstawania zmętnień i rys. (a).
- 19* 629.13.012.33:629.138.68
Abakumow B.: O wyższości obserwacji w pasie poziomym. „O priemuschestwach pojasnoj osmotritelnosti“. Wiestn. wozd. Flota, r. 36, Nr 11, list. 53, s. 35; B5, 4 str., 2 rys. — Znaczna prędkość myśliwców odrzutowych narzuca konieczność nowej metody obserwacji przestrzeni dookoła samolotu. W tym przypadku na czoło wysuwa się konieczność intensywnej obserwacji w pasie poziomym. Omówienie teoretycznej strony zagadnienia oraz metod szkolenia w lotach pojedynczych i grupowych. W. Narkiewicz.
- 20* 629.13.014.3:629.135.15:534.014.1
Zieleziński J.: Znaczenie i określenie liczby drgań skrzydła. Skrzydła Polska, r. 10, Nr 22, maj 54, wkładka s. 4; 4, 1 str., 1 rys. — Pomiar częstotliwości drgań własnych skrzydła szybowca ma nie tylko na celu sprawdzenie prawidłowości konstrukcji, ale także śledzenie zużycia się elementów skrzydła. Autor podaje sposoby takiego pomiaru i omawia przyczyny zmian ilości drgań własnych w ciągu użytkowania szybowca. B. Kitzman.
- 21* 629.13.014.318:797.5
Czwartosz R.: Jak określić wysokość skrzydła w „parasolu“. Skrzydła Polska, r. 10, Nr 13, marz. 54, s. 204; A4, 1 str., 7 rys. — Wyjaśnienie roli i zalet układu „parasol“ w budowie modelu silnikowego. Prosty, wykresowy sposób określania wysokości skrzydła w procentach cięciwy w tym układzie. B. Kitzman.
- 22* 629.13.015.14
Corbetta G.: Zespół pneumatyk — amortyzator w podwoziach lotniczych. „Il complesso pneumatico — ammortizzatore del carrello dei velivoli“. Aerotecnica, t. 34, Nr 2, kw. 54, s. 86; A4, 5 str., 2 rys., 6 wykr., 1 tabl., 3 poz. bibl. — Na podstawie rozważań nad energią uderzenia otrzymano maksymalne ugięcie zespołu. Następnie na podstawie rzeczywistych charakterystyk pneumatyki i amortyzatora wyznaczono maksymalną reakcję i ugięcie. J. Roliński.
- 23* 629.13.015.14
Salvatore A.: Metoda obliczania obciążeń przy lądowaniu podwozia trójkołowego. „Un metodo di calcolo delle sollecitazioni nell'atterramento di un aereo a carrelli triclo“. Aerotecnica, t. 33, Nr 6, grud. 53, s. 424; A4, 4,5 str., 4 rys., 1 wykr., 8 poz. bibl. — Rozważając równowagę sił i momentów względem głównych osi bezwładności samolotu autor oblicza uderzenie w trzech głównych kierunkach w funkcji znanych parametrów samolotu oraz ugięcie i obciążenie. J. Roliński.
- 24* 629.13.038.8-7:533.662
Naprawa uszkodzonych łopatek śmigieł metalowych. Techn. Lotn., r. 9, Nr 3, maj — czerw. 54, s. 77; A4, 2 str., 4 rys. — Informacje o problemach występujących bardzo często podczas użytkowania metalowych śmigieł. Opracował mgr inż. S. Madeyski. (t.)
- 25* 629.13.061:532.513.1
Leach D. E.: Rozwój instalacji hydraulicznej samolotu Corsair. „Development of the Corsair hydraulic system“. Appl. Hydraulics, t. 6, Nr 10, paźdz. 53, s. 106; A4, 3,5 str., 3 fot., 1 rys. — Omówiono instalację hydrauliczną samolotu myśliwskiego, przeznaczonego dla lotników, wskazując etapy rozwoju jej łącznie ze zmianami jakim uległ samolot począwszy od roku 1940, gdy odbywał pierwsze próby w locie. Zostało zwiększone ciśnienie robocze z 1000 psi na 1500 psi (70 kg/cm² na 106 kg/cm²). Układ hydrauliczny służy w samolocie do uruchomienia podwozia, kłap, żaluzji chłodnicy oleju, składania skrzydeł oraz otwierania kabiny. W układzie awaryjnym stosuje się dwutlenek węgla z butli ładowanych do ciśnienia 1800 psi (126 kg/cm²). S. Madeyski.
- 26* 629.13.061
King J. A.: Niepalne ciecze do hydraulicznych instalacji samolotowych. „Nonflammable fluids for aircraft hydraulics systems“. Appl. Hydraulics, t. 6, Nr 10, paźdz. 53, s. 114; A4, 1 str., 5 poz. bibl. — Krótka wzmianka sprawozdawcza o osiągnięciach w dziedzinie niepalnych cieczy do hydraulicznych instalacji samolotowych, uzyskanych przez szereg instytucji badawczych. S. Madeyski.
- 27* 629.135.15
Hütter U.: Nowe drogi w budowie szybowców. „Neue Wege im Segelflugzeugbau“. Z. f. Flugwissenschaften, r. 2, Nr 1, stycz. 54, s. 17; A4, 7,5 str., 4 fot., 1 rys., 5 wykr., 1 tabl., 17 poz., bibl. — Dyskusja celowości stosowania profili laminarnych w szybowcach wyczynowych. Analiza perspektyw rozwoju konstrukcji szybowców pod kątem widzenia polepszenia osiągnięć, obniżenia ciężaru i kosztów wytwarzania. J. Sandauer.
- 28* 629.135.15:533.691.11
Nowakowski W.: Biegunowe szybowca z wahającymi się skrzydłami. Skrzydła Polska, r. 10, Nr 38, wrzes. 54, wkładka: „Szybownik“ Nr 7, s. 26; A4, 2,5 str., 2 rys., 2 wykr. — W oparciu o obliczenie współczynnika oporu wahającego się skrzydła w funkcji częstotliwości i amplitudy wahań oraz prędkości lotu, autor wyprowadza zależności na prędkość opadania szybowca z wahającymi się skrzydłami. Biegunowa prędkość takiego szybowca jest obszarem ograniczonym biegunową prędkości szybowca ze skrzydłami unieruchomionymi, krzywą samoczynnego przeciągnięcia i krzywą maksymalnego dopuszczalnych prędkości wahań. J. Sandauer.
- 29* 629.135.15:629.139.611
Makarow W.: Niektóre zagadnienia teorii startu szybowca przy pomocy wyciągarki. „Niekotoryje woprosy teorii wzlota planiera s pomozschju mekhaniczeskoi lebedki“. Krylja Rodiny, r. 5, Nr 8, sierp. 54, s. 8; A4, 2,5 str., 1 fot., 1 rys., 3 wykr., 2 tabl. — Uproszczone warunki równowagi sił działających na szybowiec w różnych fazach startu za wyciągarką. Porównawcza analiza startu o stałym kącie wznoszenia i startu o stałej prędkości lotu po torze. J. Sandauer.
- 30* 629.135.15
Kensche H.: Rozwój szybowca HKS-1. „Die Entwicklung des Segelflugzeugs HKS-1“. Z. f. Flugwissenschaften, r. 2, Nr 1, stycz. 54, s. 2; A4, 13 str., 19 fot., 3 rys., 4 wykr., 1 tabl., 12 poz. bibl. — Obszer-
na analiza założeń projektowych i konstrukcji dwuosobowego szybowca wyczynowego HKS-1, poprzedzonego krótkim omówieniem najudatniejszych szybowców na przestrzeni lat 1931—1951. Niektóre szczególnie konstrukcyjne HKS-1, a w szczególności budowa skrzydła i sterowanie wysklepienia profilu są zilustrowane rysunkami i fotografiami. Artykuł zamyka ogólne omówienie własności pilotażowych i rezultatów lotów porównawczych z szybowcem Condor IV. J. Sandauer.
- 31* 629.135.15:533.65.015.3
Eppler R.: Najkorzystniejsze krążenie szybowców. „Der günstigste Kreisflug von Segelflugzeugen“. Z. f. Flugwissenschaften, r. 2, Nr 1, stycz. 54, s. 16; A4, 2 str., 4 wykr., 4 poz. bibl. — Wyprowadzenie prostej metody wykreślenia-analitycznej do znajdowania najkorzystniejszych prędkości i kątów przechylenia szybowca przy różnych promieniach krążenia. J. Sandauer.
- 32* 629.135.4
Barszewski W.: Śmigłowiec. „Wiertolot“. Krylja Rodiny, r. 5, Nr 6, czerw. 54, s. 19; 22,5 X 29 cm, 3 str., 1 fot., 9 rys., 1 wykr. — Krótki opis konstrukcji jednowirnikowego śmigłowca ze śmigłem ogonowym, z omówieniem zasad lotu śmigłowca, jego sterowania i możliwości praktycznego zastosowania. Materiał podano prawidłowo, w bardzo przystępnej formie, z rysunkami objaśniającymi, bez żadnych wzorów. Należy tylko sprostować jedno zdanie, że stożek wirnika pochyla się w tę stronę, gdzie siła nośna jest mniejsza (str. 21): dla ciała obracającego się tak nie jest i w myśl reguły Foucaulta pochylenie osi stożka nastąpi w płaszczyźnie prostopadłej do płaszczyzny działania pary sił. B. Zurakowski.
- 33* 629.135.4
Douglas L. L.: Problemy rozwoju wielkiego śmigłowca. „Development problems of the large helicopter“. Aero. Engng. Rev., t. 13, Nr 4, kw. 54, s. 60; A4, 9,5 str., 13 fot., 4 rys., 10 wykr. — Autor omawia liczne zagadnienia związane z rozwojem śmigłowca pasażerskiego jak sprawy konstrukcyjne (ekonomia a ciężar, napęd, rezonans przyziemny, drgania kadłuba, napędów, łopat nośnych), badania zmęczenia (elementów i całej maszyny) i kontrola produkcji (wady materiałowe i tolerancje przy dużych wymiarach). Niestety, tak ciekawy temat został jedynie krótko naświetlony, a uzupełniające wykresy podane są bez uzasadnienia wzorami czy odniesienia do literatury. Liczne fotografie dotyczą rozwoju śmigłowców Piaseckiego. B. Zurakowski.
- 34* 533.661:629.135.4
Mieżumian R.: Stateczność i sterowność śmigłowca. „Ustojczliwość i usprawiajemość wiertolota“. Wiestn. wozd. Flota, r. 36, Nr 7, lip. 53, s. 85; B5, 8 str., 1 rys., 6 wykr. — Opierając się na podstawowych prawach mechaniki i aerodynamiki omawia autor dość przystępnie wyważenie śmigłowca, jego sterowność podłużną, poprzeczną i kierunkową oraz krótko, bez wzorów, stateczność dynamiczną. Niestety praca zawiera parę błędów zasadniczych, które obniżają wartość całości. I tak równanie (11) jest błędne, gdyż autor zapomniał o warunku rzutów sił, z którego wynika, że $T_z = -I_B a$ w równaniu wyjściowym zabrakło momentu od Ty. Stąd i dalsze równania (16) i (17) są błędne. Dalej autor zaniedbał zależność pochylenia i przychylenia wirnika od prędkości lotu, wskutek czego jego wnioski odnośnie sterowności poprzecznej (rys. 4) są błędne. B. Zurakowski.
- 35* 533.661:629.135.4
Payne P. R.: Metoda oceny osiągnięć śmigłowca. „A method of estimating helicopter performance“. Aircr. Engng., t. 25, Nr 297, list. 53, s. 344; A4, 5 str., 9 wykr., 7 tabl., 3 poz. bibl. — Opierając się na rozważaniach energetycznych autor podaje stosunkowo prostą metodę oceny osiągnięć śmigłowca w projekcie wstępnym, zarówno dla lotu wiszącego jak i lotu do przodu z prędkościami większymi od prędkości minimum mocy. Przeliczony przykład wykazuje użyteczność metody i załączonych wykresów. Jedyne zastrzeżenie budzi wzór (5), wg którego moc na wznoszenie równa się iloczynowi ciężaru śmigłowca przez prędkość wznoszenia, co jest słuszne wprawdzie dla lotu poziomego, ale dla lotu pionowego daje wartość blisko dwukrotnie za dużą, zwłaszcza jeżeli chodzi o prędkości wznoszenia mniejsze od prędkości indukowanej w locie wiszącym. B. Zurakowski.
- 36* 614.8:629.135
Stasiewicz R. A.: Zagadnienie bezpieczeństwa załogi w razie uszkodzenia samolotu. Techn. Lotn., r. 9, Nr 4, lip.-sierp. 54, s. 103; A4, 5 str., 4 rys., 4 wykr., 4 poz. bibl. — Czynności wykonywane przy wydotawianiu się z kabiny samolotu; typy kabin, osłon i włączników oraz ich szczegóły mające decydujący wpływ na łatwość wykonania skoków. Typy spadochronów i ich własności oraz wpływ na czynności przy wyskakiwaniu z kabiny; droga względna skoczka bezpośrednio po opuszczeniu kabiny; możliwości uderzenia o usterzenie i minimalna wysokość wykonania skoku. Tłumaczył mgr inż. S. Lassota z czasopisma: „Technika wozd. Flota“, 1947, Nr. 5. Artykuł uzupełniony jest wypowiedzią Mistrza Sportu A. Iwińskiego. (t.)
- 37* 629.135-753.5
Krawczenko I.: Obłodzenie samolotu. „Obledienjenje samolota“. Wiestn. wozd. Flota, r. 36, Nr 10, paźdz. 53, s. 46; B5, 8,5 str., 3 rys. — Wpływ obłodzenia na własności lotne i pilotażowe samolotu. Przyczyny obłodzenia i sposób powstawania. Powstawanie obłodzenia w chmurach frontowych i w głębi stacjonarnych mas powietrza. Taktyczne metody uniknięcia obłodzenia podczas przelotu. J. Sandauer.

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, al. Niepodległości 188). — CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 20 groszy. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

Skład Komitetu Redakcyjnego Wydawnictw Instytutu Lotnictwa: mgr inż. Stanisław Witkowski, Stanisław Rudka.

3 Kauczuki syntetyczne

W wyniku prac chemików nad skłodem chemicznym i budową kauczuku naturalnego, otrzymano dużą ilość produktów syntetycznych, które pod względem sprężystości po wulkanizacji i plastyczności w stadiach przerobki są pokrewne kauczukowi.

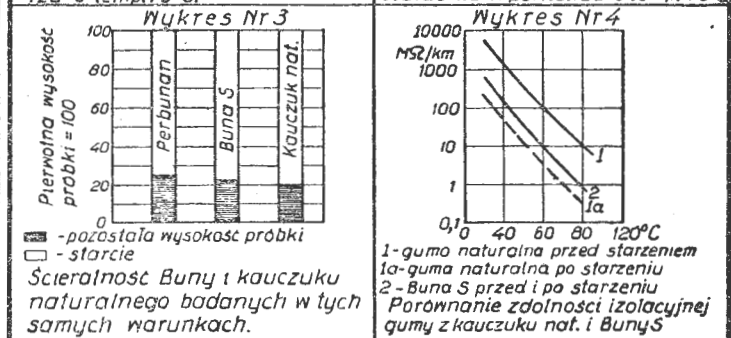
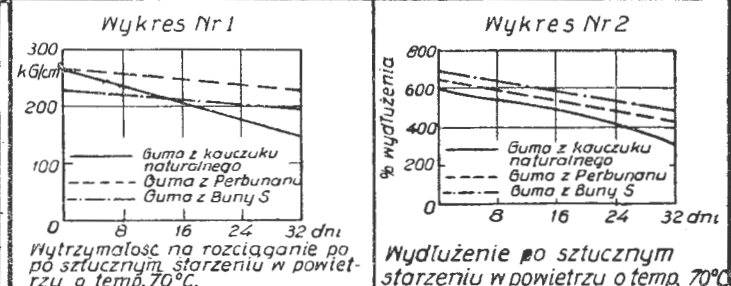
Żaden z tych produktów nie osiągnął wprawdzie plastyczności i sprężystości kauczuku naturalnego, ale w wielu przypadkach osiągnięto inne cenne własności (odporność na działanie benzyny i oleju, odporność na niskie temp. i t.p.), których nie wykazuje wcale lub w bardzo małym stopniu kauczuk naturalny. W tabeli Nr 3 podane jest zestawienie ważniejszych kauczuków syntetycznych.

Nazwa chemiczna	Nazwy handlowe	Ważniejsze własności kauczuków i wulkanizatów (gum)	Zastosowanie
Polimery sodowe butadienu	Buna 32 Buna 85 Buna 115	Ciężar wł. 0,89 G/cm ³ ; różnią się między sobą stopniem polimeryzacji, który oznacza się liczbą podawaną po wyrazie „Buna” i tak Buna 32 jest cieczą o konsystencji miodu, Buna 115 jest ciałem stałym.	W stanie czystym nie znajdują zastosowania.
	SKA SKB	Różnią się między sobą sposobem otrzymywania butadienu (SKA - z ropy naftowej, SKB - z alkoholu). Oznaczają się dużą odpornością na działanie czynników mechanicznych w niskich temperaturach.	Produkowane w ZSRR i stosowane do wyrobu opon - opony oznaczają się odpornością na ścieranie.
Emulsyjne polimery mieszane butadienu A-Kopolimery butadienu ze styrenem	Buna S Buna SS Buna S ₂ Butan S BR-S Hycar OS Nubun Polisar S	Ciężar wł. 0,92 G/cm ³ . W porównaniu z kauczukiem nat. posiada mniejszą termoplastyczność, rozpuszcza się w tych samych rozpuszcz. co i kauczuk nat. Z wszystkich innych kauczuków syntet. wyróżnia się dużą elastycznością zblizoną do kaucz. nat. Wulkanizaty (gumy) są odpornejsze na starzenie (wykres Nr 1 i Nr 2); na ścieranie (wykres Nr 3) i na działanie podwyższonych temp., oraz oznaczają się mniejszą absorpcją wody. Opor wiasciwy i wytrzymałość na przebiecie mieszanek z Buny S wyrażają się liczbami rzędu 10 ¹⁴ = 10 ¹⁵ om. cm i 25 kV/mm - co odpowiada własnościom mieszanek z kauczuku nat. Wpływ temp. na wł. izolacyjne przedstawia wykres Nr 4.	Gumy Buny S stosowane są głównie do wyrobu opon. Opony z tego typu kauczuku oznaczają się odpornością na działanie czynników mechanicznych, odpornością na niskie temp., na wielokrotne zginanie oraz na starzenie i ścieranie.
B-Kopolimery butadienu z akronitrylem.	Buna N Perbunan Buna NN Butoren Tiokol RD	Ciężar wł. 0,97 G/cm ³ . Wulkanizaty (gumy) Perbunanu oznaczają się wysoką odpornością na działanie benzyny i olejów, oraz odpornością na ścieranie, w czym przewyższają gumy z kauczuku naturalnego. Odporność na działanie gorących olejów dają liczby zestawione w tabeli Nr 4. Inne własn. podobnie jak Buna S.	Głównie na uszczelki pracujące w środowisku gorącego oleju i powietrza oraz na różnego rodzaju przewody odporne na olej i benzynę.
C-Polimery 2-chlorobutadienu.	Neopren Sowpren Sewarit Swedeprene	Ciężar wł. 1,27 G/cm ³ . W porównaniu z kauczukiem nat. jest bardziej termoplastyczny. W temp pokojowej (20°C) jest twardy, - miękki staje się w temp. +50÷+60°C. Zapach charakterystyczny - drażniący. Gumy z Neoprenu wyróżniają się odpornością na starzenie, odpornością na działanie oleju, ozonu i światła, oraz małą przepuszczalnością gazów i absorpcją wody. Gumy Neoprenu GN są odporne na niskie temp.	Do wyrobu osłon kablowych odpornych na działanie oleju i ozonu, oraz na uszczelki pracujące w niskich temperaturach.
Produkty kondensacji diuretyn pochodnych alifatycznych z wieloskładkami potasowców	Tioplasty Tiokol Perduren	Ciężar wł. 1,5÷1,7 G/cm ³ . Posiadają swasty mniej lub więcej silny zapach. Tiokol A ma zapach tak intensywny, że przy braku wentylacji wywołuje zaburzenia chorobowe pracowników. Wulkanizaty są prawie zupełnie odporne na działanie olejów roślinnych, zwierzęcych i mineralnych. Tiokol A jest jedynym produktem, którego benzen praktycznie nie atakuje. Tioplasty nie mogą pracować w zetknięciu z miedzią i jej stopami, gdyż wskutek dużej zawartości siarki niszczą szybko te metale.	Stosowane wszędzie tam, gdzie potrzebna jest duża odporność na pęcznienie, o wytrzymał. na rozciąganie i na działanie ciepła nie odgrywa żadnego znaczenia - uszczelki, wkładki do węży gumowych do benzyny, benzenu i t.p.

5 Rodzaje gum i wyrobów gumowych stosowanych w lotn.

Rodzaj gumy (wyrob)	Opis	Zastosowanie
Guma surowa	Płyty gumowe nie wulkanizowane o grubości od 0,5÷3,0 mm, o różnych własnościach fizyko-mech. - w zależności od użytej mieszanki.	Na protektory zbiorników paliwowych-metalowych, oraz do wyrobu gumowych zbiorników paliwowych.
Tasma klejąca	Wykonuje się na taśmie celofanowej (przezroczysta), papierowej, lub bawełnianej.	Dla zabezpieczenia części lub zespołów od uszkodzeń mech. i korozji, oraz dla zabezpieczenia w procesie malowania.
Pasty i lepiki (kity) uszczelniające	Odporne na działanie temp. od -45÷+60°C. Wykonywane na bazie kauczuków liokolowych i neoprenowych.	Do uszczelnienia kablin, szwów nitowych, połączeń śrubowych, otworów wizerników i t.p.
Guma gąbczasta	W zależności od wielkości i kształtu por różni się 4 rodzaje gumy gąbczastej: 1) właściwa guma gąbczasta - elastyczny szkielet, przez który przechodzą połączone ze sobą kanały. 2) guma porowata - elastyczna masa o porach na ogół małych. 3) guma mikroporowata - mikroskopijnie małe pory tworzące połączenia, sieć - bardzo mało zgniatna się. 4) guma komórkowa - składa się z systemu komórek napelnionych gazem - bardzo lekka, elastyczna.	Głównie stosowana jest guma komórkowa o cięż. wł. 0,23 G/cm ³ , na amortyzatory i protektory zbiorników, oraz guma mikroporowata o cięż. wł. 0,35 G/cm ³ , na wykładanie foteli, na podkładki (ramy) do szyb kablin i na inne uszczelnienia.

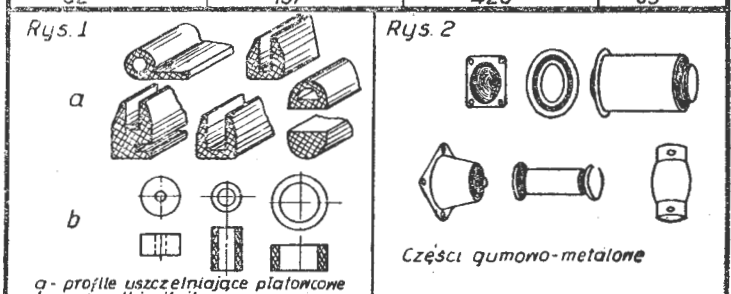
Profile gumowe wyłaczające	Różni się profile stosowane w płotwach - przykłady podane na rys. Nr 1a - oraz w silnikach - rys. Nr 1b	Stosowana do uszczeln. kablin, okien, drzwi, otworów wizerników i talem. płotwa oraz do uszczeln. instalacji paliw., olej. i hydraulicznych w silnikach i agregatach
Wyroby gumowe formowane	Różne drobne części o dowolnych kształtach wykonywane z różnych mieszanek - w zależn. od przeznaczenia.	W ten sposób wykonuje się płytki do amort., wszelkiego rodzaju tulejki, raczki i t.p.
Części gumowo-metalowe	Różne części i agregaty metalowo-gumowe (przykłady na rys. Nr 2) łączone w procesie wulkanizacji.	Głównie amortyzatory dla zawieszania silników, tablic i przyrz. pokładowych.
Nici gumowe	W postaci sznura gumowego - miążka nici w oplocie bawełnianym.	Stosowane do amortyzacji podwozia w starych typ. samol. do zawieszania przyrz. pokładowych, oraz do spadochronów i amortyzacji nart śnieżnych.
Przewody giętkie (diuretynowe) 60ST26250	Wykonywane z przekładkami tekstylnymi względnie z opłotem bawełnianym lub metalowym.	Stosowane w instalacjach paliwowych, olejowych, hydraulicznych, oraz do połączeń przewodów rurowych.
Wyroby z ebonitu-gumy twarde	Niektóre wyroby (skrzynki akumulatorów, koła sterownic) wykonuje się w formach, a inne wyroby (z rurek, płytek i prętów ebonitowych).	Szereg drobnych części osprzętu elektrycznego, oraz skrzynki i korki uszczelniające akumulatorów i koła sterownic.



Zmiana własności gum z Perbunanu pod wpływem działania oleju mineralnego w temp. 100°C.

Tabela Nr 4

Czas moczenia w dniach	Wytrzymałość na rozciąganie w kG/cm ²	Wydłużenie przy zerwaniu w %	Twardość w °Sh
0	154	525	65
2	151	450	69
16	174	435	63
32	157	420	65



6 Gumy najczęściej używane w konstrukcjach.

Własn.	3703	P-56	3826
3491	3311, 1847	2005, 1432	2961, 3109, 11
P-29	3465	3934	3703
3909	922, 1448, 2351	WIAM-2	

