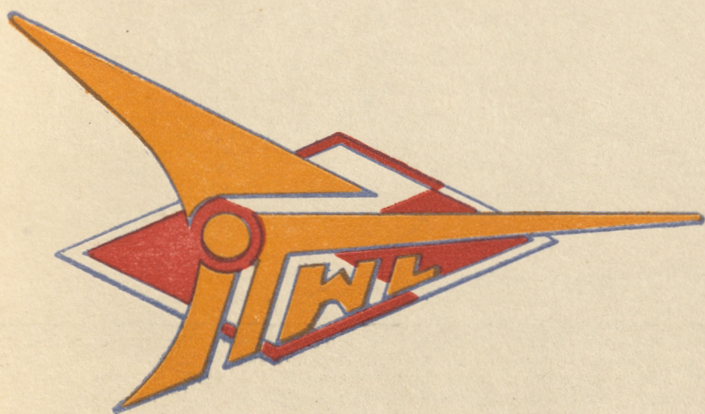


# TECHNIKA LOTNICZA



11

1963

WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT

# POMOCE INŻYNIERA PRÓB W LOCIE „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Opracowali: mgr inż. Janusz Perliński, mgr inż. Lech Woźnicki

## I. Nomogram zakrętów ustalonych

Omawiany nomogram służy do wyznaczania podstawowych parametrów zakrętów ustalonych, przy czym mowa tu o zakrętach, które są wykonywane:

- w płaszczyźnie poziomej (stała wysokość lotu),
- ze stałą prędkością,
- ze statym przechyleniem (ze statym obciążeniem normalnym),
- bez wysłizgu i bez ześlizgu (kulka chyłomierza w położeniu środkowym).

Z powyższych czterech punktów wynika, iż promień takiego zakrętu jest stały. A zatem z nomogramu nie można korzystać, na przykład w przypadku zakrętów wykonywanych ze zniżaniem lub przy wznoszeniu, zakrętów ze zmiennym przechyleniem lub ze zmienną prędkością itp.

Nomogram zakrętów ustalonych wiąże ze sobą następujące parametry: prędkość rzeczywistą po torze w zakręcie  $V \left[ \frac{km}{h} \right]$ , czas zakrętu o  $360^\circ$ , oznaczony  $\tau_{360}$  [sek], kąt przechylenia  $\varphi$  [stopień],

## SPIS TREŚCI

X-lecie Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych . . . . .	293
H. KRAJEWSKI — Kryteria podobieństwa komór spalania silników rakietowych na ciekły środek napędowy . . . . .	294
J. KOSZEWSKI — Oszacowanie ograniczeń dla lotniczego zastosowania zapisu magnetycznego z modulacją częstotliwości . . . . .	297
J. PERLIŃSKI — Opóźnienia wskazań podstawowych pilotażowych przyrządów ciśnieniowych . . . . .	305
R. GRZYWACZ, Zb. JAŚKIEWICZ, Zdz. PYTLEWSKI — Lotniskowe nawierzchnie asfaltowe oraz ich szorstkość . . . . .	315
Na półkach księgarskich . . . . .	321
Przegląd dokumentacyjny lotnictwa . . . . .	323
Pomoce inżyniera prób w locie „Techniki Lotniczej” —	
J. PERLIŃSKI, L. WOŹNICKI: Nomogram zakrętów ustalonych i czasów wznoszenia . . . . .	II str. okł.

## CONTENTS

	page
EDITORIAL . . . . .	293
H. KRAJEWSKI — Similarity Criteria of combustion chambers of liquid propellant engines . . . . .	294
J. KOSZEWSKI — The assessment of the limitations of the in aviation applicated magnetic recording with modulated frequency . . . . .	297
J. PERLIŃSKI — Lags of indications of pilot's fundamental pressure instruments . . . . .	305
R. GRZYWACZ, Zb. JAŚKIEWICZ, Zdz. PYTLEWSKI — The bituminous aerodrome pavements and their roughness . . . . .	315
Aviation Documentation Review . . . . .	323
Data Sheets of the Engineer of Flight Tests — J. PERLIŃSKI, L. WOŹNICKI: I. Nomogram of steady turns. II. Nomogram of times of climb . . . . .	on cover

## СОДЕРЖАНИЕ

	Стр.
Передовица . . . . .	293
H. KRAJEWSKI — Критерия подобия камер сгорания жидкостных ракетных двигателей . . . . .	294
J. KOSZEWSKI — Расчеты ограничений для авиационного применения магнетической записи с модуляцией частоты . . . . .	297
J. PERLIŃSKI — Запоздывания указаний основных пилотажных приборов воздушного давления . . . . .	305
R. GRZYWACZ, Zb. JAŚKIEWICZ, Zdz. PYTLEWSKI, — Аэродромные битумные поверхности и их шероховатость . . . . .	315
Документационный обзор авиации . . . . .	323
Пособия инженера испытателя в полёте „Авиационной Техники” — J. PERLIŃSKI, L. WOŹNICKI — I. Номограмма установившихся виражей; II. Номограмма времён набора высоты . . . . .	обл.

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich  
Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berżyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Goleđzinowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działów, Kazimierz Walczyński (red. techniczny).

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 674-61

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 6-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

Półroczna 72.— zł

PKO Warszawa, konto 1-9-121697 WCT. Zakład Kolportażu, Warszawa, ul. Mazowiecka 12.



## X-lecie Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych

X-lecie Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, któremu poświęcamy bieżący zeszyt — to duże wydarzenie w świecie nauki i techniki wojskowej naszego kraju.

Dla instytutów okres 10 lat — to okres bardzo krótki. Ale tym większe znaczenie ma fakt wypracowania tak poważnego dorobku naukowo-badawczego, dobitnie ilustrowanego niektórymi zamieszczonymi w niniejszym numerze pracami, wykonanymi przez pracowników tej placówki.

Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych powstał jako placówka naukowo-badawcza dla zabezpieczenia potrzeb Wojsk Lotniczych w celu zapewnienia właściwego poziomu wprowadzenia nowej techniki lotniczej i technicznej eksploatacji sprzętu lotniczego, opartej na naukowych podstawach.

Zadaniem jego od chwili powstania nie były więc badania podstawowe, lecz jak najbardziej stosowane; nietworzenie nowych konstrukcji sprzętu lotniczego, samolotów, silników, czy wyposażenia ich, lecz próby i badania w celu zapewnienia bezawaryjnej ich eksploatacji, studia nad unowocześnieniem obsługi sprzętu lotniczego, studia nad przedłużaniem trwałości oraz badania jakości, legalizacja aparatury kontrolno-pomiarowej, niezbędnej dla zapewnienia odpowiednich metod kontroli elementów tego sprzętu, ekspertyzy, orzeczenia.

Te oto podstawowe kierunki wykształciły się w latach rozwoju i działalności Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, choć powstał on z niewielkiej grupy fachowców, pracujących w hangarze, z zadaniem wykonywania prób w locie. Ta dziedzina pozostała zresztą głównym kierunkiem specjalizacji tej placówki. Należy jednak dodać, że życie i potrzeby zmusiły Instytut do wykonania szeregu prac o charakterze konstrukcyjnym.

Potrzeby i wymagania rosły. Lotnictwo Polski Ludowej krzepło. Rosły Wojska Lotnicze i ich technika. Ta nowa technika wymagała troskliwej opieki i zaplecza naukowo-

badawczego. Rósł więc Instytut Techniczny Wojsk Lotniczych i rosła jego kadra. Powstały zakłady naukowo-badawcze, obejmujące swoją działalnością podstawowe dziedziny techniki lotnictwa współczesnego i laboratoria, wyposażone w nowoczesny sprzęt kontrolno-pomiarowy oraz stoiska badawcze, stanowiące poważne zaplecze. Powstała i okrzepła kadra inżynierska i techniczna, która pracowała i uczyła się, zdobywała zawód i kwalifikacje, dyplomy i doświadczenie, a dziś może wykonać każde zadanie Wojsk Lotniczych, jak również usługi na potrzeby bratnich placówek współpracujących i zakładów przemysłowych — oczywiście — w zakresie swojej specjalizacji.

Wiążąc zadania o charakterze użytkowym ze studiami, stanowiącymi podbudowę wykonania zadań bezpośrednio technicznych, kadra zdobywa wyższe kwalifikacje i za pomocą powołanej do życia Rady Naukowej sięga po stopnie naukowe i tytuły. Powstają pierwsze doktoraty i zostają otwarte nowe przewody doktorskie; krystalizują się kwalifikacje samodzielnych i pomocniczych pracowników naukowo-badawczych. Zawijają się i rozwija sieć informacji naukowo-technicznej, pojawiają się monografie i karty dokumentacyjne.

Powstaje wreszcie liczne koło SIMP, które rozwija ożywioną działalność zarówno na terenie, jak i we władzach warszawskich.

„Technika Lotnicza” z okazji X-lecia Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych życzy najserdeczniej dalszego rozwoju i pracy dla dobra naszego ludowego lotnictwa i Wojsk Lotniczych w szczególności.

Oddając do rąk Czytelnika zeszyt, zawierający szereg cennych pozycji w dziedzinie techniki lotniczej, stanowiących dorobek Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, redakcja „Techniki Lotniczej” życzy również pracownikom tej placówki dalszej, owocnej współpracy.

**PRASA TECHNICZNA**

*podnosi wasze kwalifikacje zawodowe —  
czytajcie i rozpowszechniajcie*

**PRASĘ TECHNICZNĄ**

# Kryteria podobieństwa komór spalania silników raketowych na ciekły środek napędowy

Praca zawiera omówienie znaczenia kryteriów podobieństwa procesów przebiegających w komorze spalania silników raketowych na ciekły środek napędowy, ich interpretację matematyczną z punktu widzenia kinetyki chemicznej oraz wyjaśnienie ich sensu fizycznego, jak również krytyczną ocenę zastosowania

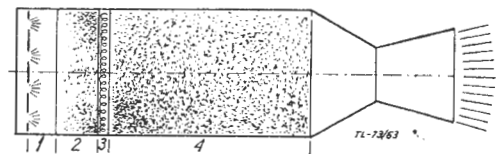
O tym, że budowa silników raketowych i ich próby są bardzo kosztowne, nie trzeba nikogo przekonywać. Stąd wypływa duże znaczenie i cenna metoda, które, stosując zasady modelowania procesu spalania w komorze silnika raketowego na ciekły środek napędowy, pozwalają określić na podstawie analizy parametrów roboczych pomierzonych na jednym silniku — parametry robocze silnika o innych wymiarach. Inaczej mówiąc, odpowiednie skojarzenie parametrów fizyko-chemicznych, w celu utworzenia kryteriów podobieństwa przebiegu procesów spalania w komorach silników raketowych na ciekły środek napędowy, pozwala ocenić w przybliżeniu — na podstawie zbadania modelu doświadczalnego — procesy przebiegające w komorze spalania silnika właściwego, dzięki czemu można uniknąć zasadniczych niespodzianek przy badaniu na stoisku tego silnika, a tym samym skrócić cykl projektowania nowego silnika oraz zmniejszyć znacznie możliwe straty i koszty. Nie usuwając oczywiście potrzeby badań stoiskowych, metody modelowania ułatwiają jednak znacznie i przyspieszają opracowanie nowego silnika.

Trzeba podkreślić, że samo zadanie stworzenia modelu nie należy do łatwych, albowiem fizyko-chemiczne przekształcenie rozpylonych składników środka napędowego w komorze spalania stanowi kompleks zjawisk z dziedziny kinetyki chemicznej, hydrodynamiki i przenoszenia ciepła. A więc rozwiązać zagadnienie można tylko kompleksowo analizując te zjawiska, tzn. kompleksowo poznając i wykorzystując prawa wymienionych nauk. Rys. 1 i 2 przedstawiają schemat procesu spalania w silniku raketowym.

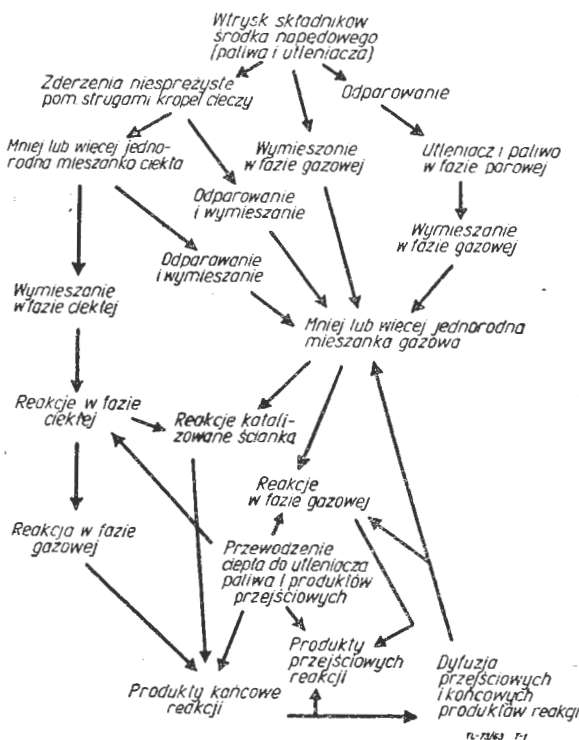
Istnieją dwie metody modelowania procesu spalania.

Pierwsza z tych metod polega na opisanu procesu spalania układem równań różniczkowych i obiektem analizy jest wówczas wydzielony obszar zmiany określonych parametrów. Niestety droga ta jest bardzo trudna. Wiadomo powszechnie, że łatwiej ułożyć układ równań różniczkowych niż go rozwiązać. Natomiast rozwiązania uproszczone lub przybliżone, przy zastosowaniu założeń nie zawsze zgodnych z rzeczywistym przebiegiem procesu spalania, często tracą sens praktyczny.

W drugiej metodzie rezygnuje się z rozwiązania ściśle analitycznego, lecz wykorzystuje się drogę doświadczalnego odszukania funkcji pierwotnej, tj. drogę zastosowania teorii podobieństwa i modelowania. Teoria podobieństwa wskazu-



Rys. 2. Schemat podziału komory spalania na strefy: pierwsza strefa, przylegająca do głowicy wtryskowej; w tej strefie następuje wtrysk, rozbitcie, rozpylenie środka napędowego oraz wstępne odparowanie, ale z małą intensywnością; druga strefa: w niej następuje — w wyniku wzrostu temperatury — właściwe odparowanie i wymieszanie, jako przygotowanie do reakcji chemicznej i procesu spalania; trzecia strefa: tzw. front płomienia (nie są zachowane ani skala szerokości, której rząd jest  $10^{-3}$  mm, ani kształt, bo nie jest on płaską powierzchnią); czwarta strefa: strefa właściwego spalania; w niej ulegają spalaniu cząstki składników środka napędowego, które dotychczas nie uległy utlenieniu. Spalanie osiąga w tej strefie swój poziom szczytowy



Rys. 1. Schemat procesu spalania w silniku raketowym

je kierunki badania doświadczalnego i metody matematycznego opracowania danych pomiarowych. Ta właśnie metoda stała się podstawą do stworzenia kryteriów podobieństwa procesu spalania w komorze silnika raketowego na ciekły środek napędowy. Zagadnienie poznania i ustalenia kryteriów podobieństwa komór spalania silników raketowych jest bardzo trudne, bo związane z trzema gałęziami wiedzy: aerodynamiką, termodynamiką i chemią.

Jako pierwszy kryteria te sformułował Damköhler, na podstawie analizy zagadnień stanowiących przedmiot aerotermochemii, tj. nauki obejmującej zjawiska chemiczne zachodzące podczas procesów cieplnych w poruszających się gazach. Twórcą aerotermochemii jest zmarły w końcu ub. roku Teodor von Kármán. On też zestawił zasadnicze równania tej — stosunkowo nowej — kompleksowej dziedziny nauki.

Równania te są analogiczne do podstawowych równań przepływu rzeczywistego gazu ściśliwego, a mianowicie są to — w postaci wektorowej:

- 1) równanie zachowania masy lub równanie ciągłości przepływu,
- 2) równanie zachowania pędu lub równanie ruchu,
- 3) równanie zachowania energii.

Równanie ciągłości przedstawia się jak następuje:

$$\rho \operatorname{div} \mathbf{v} + \operatorname{grad} \rho + \frac{\partial \rho}{\partial t} = 0$$

gdzie  $\rho$  jest makroskopową gęstością mieszanki gazowej, zdefiniowaną jako:

$$\rho = \sum_i n_i M_i$$

przy czym:

- $n_i$  — liczba moli i składników w jednostce objętości,
- $M_i$  — ciężar cząsteczkowy  $i$  — tego składnika.
- $V$  — makroskopową prędkością strumienia gazu, zdefiniowaną jako:

$$V = \frac{1}{\rho} \sum_i n_i M_i V_i$$

przy czym  $v_i$  jest prędkością molekuly składnika.

Należy przypomnieć, że dla przepływu ustalonego  $\frac{\delta \rho}{\delta t} = 0$

Sens fizyczny równania zachowania masy polega na tym, że rozpatruje ono element objętości, w którym zmienia się liczba moli. Zmiany te mają miejsce na skutek reakcji chemicznych, dyfuzji i przepływu.

Równanie ruchu ma następującą postać:

$$\rho \frac{dV}{dt} = -grad p + \rho F_\mu + \rho F_e$$

gdzie:

- $p$  — ciśnienie,
- $F_\mu$  — wektor przedstawiający siły lepkości,
- $F_e$  — wektor przedstawiający siły zewnętrzne.

Sens fizyczny równania ruchu polega więc na związku pomiędzy siłami wewnętrznymi i zewnętrznymi, działającymi na element objętości.

Równanie zachowania energii:

$$\rho \frac{du}{dt} = -p div v + \Phi + div(\lambda grad T) - div(\sum_i \rho_i h_i v_{di})$$

gdzie:

- $\rho$  — gęstość czynnika,
- $u$  — energia wewnętrzna,
- $v$  — prędkość środka ciężkości molekuly,
- $v_{di}$  — prędkość dyfuzji,
- $h_i$  — entalpia,
- $\lambda$  — współczynnik przewodnictwa cieplnego,
- $T$  — temperatura.

Równanie energii sformułowane jest w postaci analogicznej do pierwszego prawa termodynamiki, tj. lewa strona określa zmianę energii wewnętrznej; znaczenie poszczególnych członów prawej strony jest następujące:

- pierwszy człon odpowiada pracy wykonywanej przez ciśnienie;
- drugi człon jest to funkcja, odpowiadająca pracy sił lepkości (w pracach angielskich nazywana „dissipate function”, w rosyjskich zaś — „funkcja diessipatiwna”, czyli funkcją rozproszenia);
- trzeci człon przedstawia ilość ciepła, otrzymywaną przez element objętości dzięki przewodnictwu cieplnemu;
- czwarty i ostatni człon określa zwiększenie entalpii dzięki dyfuzji.

Analiza tych równań i badania istnienia układu parametrów, niezmiennych i charakterystycznych dla danych warunków spalania i przepływu (tzw. inwariantność) dały możliwość otrzymania kryteriów podobieństwa badanego procesu.

Zakres oraz cel niniejszego opracowania nie pozwalają na przytoczenie na przykład sposobu wyprowadzenia inwariantu  $\frac{vl}{\nu}$ , znanego jako kryterium podobieństwa hydrodynamicznego Reynoldsa lub liczba Reynoldsa  $Re$ . Nadmieniamy, że fakt otrzymania z równania ruchu liczby  $Re$  świadczy najlepiej zarówno o trafności równania, jak i metody jego badania, podano od razu kryteria podobieństwa fizyko-chemicznego sformułowane przez Damköhlera drogą analizy układu równań różniczkowych zachowania masy, ruchu i energii oraz wyjaśniono ich sens fizyczny:

$$1) D_I = \frac{\alpha_i l}{\nu \tau}$$

$$2) D_{II} = \frac{\alpha_i l^2}{\tau D_i}$$

$$3) D_{III} = \frac{Ql}{\nu C_p T \tau}$$

$$4) D_{IV} = \frac{Qul^2}{\lambda T}$$

$$5) Re = \frac{vl}{\nu}$$

Znaczenie poszczególnych symboli jest następujące:

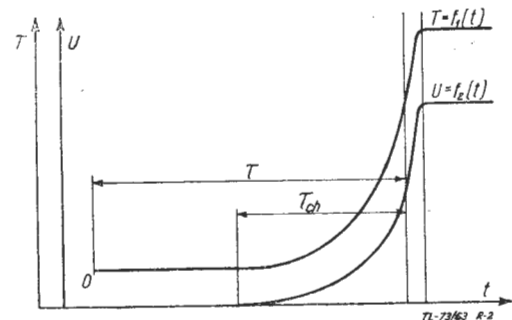
- $\alpha_i$  — stosunek składników przy stechiometrycznym spalaniu,
- $Q$  — ciepło reakcji chemicznej [w cal/mol],
- $D_i$  — współczynnik dyfuzji [w cm<sup>2</sup>/sek],
- $\nu$  — prędkość strumienia,
- $C_p$  — ciepło właściwe przy stałym ciśnieniu,
- $\nu$  — lepkość kinematyczna,
- $l$  — długość (wymiar charakterystyczny),
- $u$  — prędkość reakcji chemicznej [w molach/cm<sup>3</sup>sek],
- $\tau$  — czas przekształcenia, zwany również czasem opóźnienia.

Ten ostatni parametr wymaga bliższego omówienia. Jest to czas przekształcenia mieszaniny składników środka napędowego w spaliny. Odgrywając zasadniczą rolę w teorii spalania, a zwłaszcza w jej części dotyczącej stateczności spalania oraz w kinetyce reakcji, jest  $\tau$  podstawowym kinetycznym parametrem, charakteryzującym przebieg procesu spalania w komorze silnika raketowego na ciekły środek napędowy. Dla przebiegu rozumowania, zakreślonego ramami niniejszego opracowania, nie jest ważna pewna różnica w określaniu czasu opóźnienia przez różnych autorów. Na przykład Szaulow [lit. 12 i 3] określa ten czas od chwili wtrysku składników do komory spalania do przekształcenia ich w spaliny, natomiast Pauszkin [lit. 3], Summerfield [lit. 3 i 11] i inni autorzy, dokładnie analizując czas przemian składników środka napędowego w komorze spalania, definiują czas opóźnienia odmiennie, jak to wynika z poniższego zestawienia:

okres indukcji	{	rozpylenie składników środka napędowego	$\tau_1$	} czas stracony na procesy fizyczne
		nagrzanie ciekłych kropeł	$\tau_2$	
		odparowanie kropeł	$\tau_3$	
		nagrzanie czynnika do temperatury, przy której przebiega reakcja chemiczna, dla niesamozapłonowych składników	$\tau_4$	
	}	reakcja utworzenia produktów przejściowych	$\tau_5$	} czas stracony na procesy chemiczne
		reakcja utworzenia produktów końcowych	$\tau_6$	

Pauszkin czasem opóźnienia nazywa tylko czas  $\tau_5$ . Definicja czasu opóźnienia jako  $\tau_5$  wydaje się o tyle trafna, że czas  $\tau_5$  związany jest z reakcją chemiczną, która przebiega z wydzieleniem produktów przejściowych, a co do tego, że ta właśnie reakcja określa czas opóźnienia zapłonu są zgodni wszyscy autorzy.

Ponieważ jednak na wykresie  $T=f(t)$  (rys. 3) podanym przez Pauszkinę oraz Barrère i Moutet (Selected Combustion Problems II), jest zgodność co do definicji i umiejscowienia czasu opóźnienia  $\tau$  i  $\tau_{ch}$ , wydaje się, że  $\tau_5$  Pauszkin utożsamia z  $\tau_{ch}$ , który często nazywa się również czasem chemicznego opóźnienia.



Rys. 3. Wykres temperatury i prędkości reakcji w funkcji czasu;  $\tau$  — czas opóźnienia,  $\tau_{ch}$  — czas od początku reakcji chemicznej do pojawienia się płomienia

W celu uniknięcia nieporozumień trzeba podkreślić to, o czym zresztą wspominał „Przegląd Techniki Rakietowej” nr 6, 1958 r., że „dokładna definicja opóźnienia zapłonu zależy od metody badania, jaką zastosowano dla pomiaru tego opóźnienia”.

Jedno nie ulega wątpliwości: opóźnienie jest miarą czasu potrzebnego na zapoczątkowanie spalania; jest parametrem odgrywającym nie tylko bardzo ważną rolę w teorii spalania, ale mającym również duże znaczenie praktyczne. Duże opóźnienie zapłonu:

- powoduje spadek osiągow silnika,
- może spowodować nadmierny wzrost ciśnienia w komorze spalania, a nawet wybuch i rozerwanie komory,
- jest częścią tzw. czasu indukcji, który w teorii stateczności spalania odgrywa ważną rolę.

Podane za Damköhlerem kryteria fizyko-chemicznego podobieństwa dla procesów spalania w komorze silnika rakietowego mogą być różnie zapisane, w zależności od potrzeby. Mogą np. zamiast  $\tau$  zawierać — zresztą związany z nim

prostą zależnością  $\tau = \frac{C_i}{u}$  — inny niezmiernie ważny para-

metr, to jest prędkość reakcji chemicznej [w molach/cm<sup>3</sup> sek]  $u$ .

Prędkość reakcji chemicznej jest zdefiniowana równaniem sformułowanym na zasadzie prawa działania mas

$$u = -\frac{dC}{dt} = k \cdot \prod_{i=1}^n C_i^{n_i}$$

gdzie:

$\frac{dC}{dt}$  — przedstawia prędkość „znikania” cząsteczek w wyniku reakcji chemicznej,

$C_i$  — koncentracja składnika  $i$  [w molach/cm<sup>3</sup>],

$\prod_{i=1}^n C_i^{n_i}$  — iloczyn koncentracji składnika od  $i$  do  $n$ ,

$k$  — stała z równania Arrheniusa, zwana również jednostkową prędkością reakcji

$$k = Ae^{-\frac{E}{RT}}$$

gdzie:

$A$  — tzw. współczynnik częstości; jest to miara częstości z jaką reagujące cząsteczki doznają zderzeń,

$R$  — stała gazowa,

$E$  — energia aktywacji.

Wówczas dwa pierwsze kryteria przyjmują postać:

$$D_I = \frac{\alpha_i u l}{C_i v}$$

$$D_{II} = \frac{\alpha_i u l^2}{C_i D_i}$$

Jeżeli oznaczy się średni ciężar cząsteczkowy mieszaniny przez  $M_{sr}$ , a prędkość reakcji chemicznej zgodnie z terminologią Kármána przez  $r_j$ , to  $\frac{M_{sr}}{\rho}$  będzie przedstawiać wielkość nazwaną przez Damköhlera częstością reakcji, zaś jej odwrotność — czas reakcji chemicznej

$$\tau_{ch} = \frac{\rho}{r_j \cdot M_{sr}}$$

Po uwzględnieniu powyższego otrzymuje się:

$$D_I = \frac{1}{v \tau_{ch}}$$

Poza tym kryterium Kármána przedstawia jako:

$$D_{III} = \frac{q}{C_p T} \text{ efekt cieplny reakcji}$$

Jednak, niezależnie od sposobu zapisania, kryteria Damköhlera mają zupełnie określony sens fizyczny, a mianowicie:

- kryterium  $D_I$  jest stosunkiem prędkości tworzenia produktów reakcji do prędkości wydalania ich drogą konwekcji,
- kryterium  $D_{II}$  jest stosunkiem prędkości tworzenia produktów reakcji do prędkości wydalania ich drogą dyfuzji,
- kryterium  $D_{III}$  jest stosunkiem prędkości wydzielania ciepła w wyniku reakcji chemicznej do prędkości wydalania jej drogą konwekcji,
- kryterium  $D_{IV}$  jest stosunkiem prędkości wydzielania ciepła w rezultacie reakcji chemicznej do prędkości jej wydalania drogą przewodnictwa cieplnego.

Twórca aerotermodemii Kármán posługiwał się nie tylko kryteriami Damköhlera, ale również innymi, znanymi w aerodynamice bezwymiarowymi parametrami.

W jego zestawieniu bezwymiarowych parametrów aerotermodemii, przytoczonym np. na VI Międzynarodowym Symposium dotyczącym spalania (VI Symposium International on Combustion 1956), jak również w referatach zamieszczonych w Selected Combustion Problems II, występują:

$$\kappa = \frac{C_p}{C_v} \text{ wykładnik adiabaty}$$

$$Ma = \frac{v}{a} = v \sqrt{\frac{\rho}{\kappa p}} \text{ liczba Macha}$$

$$Re = \frac{v l \rho}{\mu} \text{ liczba Reynoldsa}$$

$$Pr = \frac{\mu C_p}{\lambda} \text{ liczba Prandtla}$$

$$Sc = \frac{\mu}{\rho D} \text{ liczba Schmidta}$$

gdzie:

$a$  — prędkość dźwięku,

$\mu$  — lepkość dynamiczna (absolutna),

$D$  — współczynnik dyfuzji,

oraz dwa kryteria Damköhlera, uwzględniające chemiczną stronę procesów:

$$D_I = \frac{l}{v \tau_{ch}}$$

$$D_{III} = \frac{q}{C_p T}$$

i kryterium Kármána dla strumienia turbulentnego

$$Ka = \frac{\sqrt{v'^2}}{v}$$

gdzie:  $v$  — prędkość strumienia,  
 $v'$  — prędkość pulsacyjna.

Są to parametry podstawowe. W literaturze często spotyka się kombinacje tych parametrów, gdy są one wygodne w użyciu, na przykład:

$$Re \cdot Pr = \frac{lv \rho C_p}{\lambda} \text{ znana jako liczba Pecleta}$$

albo

$$\frac{Pr}{Sc} = \frac{DC_p \rho}{\lambda} \text{ znana jako liczba Lewisa.}$$

Należy wspomnieć, że Lewis i Siemienow, niezależnie od siebie, doszli do zgodnego wniosku, że teoria płomienia znacznie się uprości, gdy założy się:

$$D = \frac{\lambda}{C_p \rho}$$

Cztery kryteria sformułowane przez Damköhlera mają niewątpliwie duże znaczenie, które było omówione na początku niniejszego opracowania, ale nie należy znaczenia ich przeceniać i stosować bezkrytycznie, ponieważ:

1. Są one ważne tylko pod warunkiem, że prędkość reakcji może zmieniać się niezależnie od wymiarów silnika, np. wskutek zmiany konstrukcji wtryskiwaczy.
2. Nie uwzględniają promieniowania cieplnego.
3. Można rozpatrywać je tylko jako szczególne rozwiązania dla konkretnych warunków (Peclet).

Diakonow podał następujące, ogólniejsze warunki osiągnięcia jednoznaczności przebiegu procesów w komorze spalania:

- 1) tożsamość wzorów przekształcania (reakcji),
- 2) podobieństwo geometryczne,
- 3) podobieństwo praw zmiany własności fizycznych w zależności od parametrów stanu przy przekształcaniu,
- 4) podobieństwo pól zmiennych i stałych fizycznych w chwili początkowej,
- 5) podobieństwo warunków materialnej i energetycznej wymiany w granicach układu.

Najbardziej istotne wg Szaulowa i Lerner'a są kryteria:

$$Q_n = F_1 \left( K_o, Pr, P'r, \frac{qC_i}{C_p \rho T}, Re, Ka, Ma \right)$$

oraz pierwsze kryterium Damköhlera:

$$D_I = F_2 \left( K_o, Pr, P'r, \frac{qC_i}{C_p \rho T}, Re, Ka, Ma \right)$$

Poszczególne symbole mają znaczenie następujące:

$K_o$  — kryterium będące miarą stosunku czasu kontaktu (lub długości strefy przekształcania) do czasu rozpadu wyjściowych produktów przekształcania,

$Pr = \frac{\nu}{\alpha}$  — kryterium wymiany cieplnej,

$P'r = \frac{\nu}{D}$  — kryterium wymiany materialnej,

$\frac{qC_i}{C_p \rho T}$  — kryterium proporcjonalności pól temperatur i koncentracji,

$Re$  — kryterium Reynoldsa,

$Ma$  — liczba Macha,

$Ka$  — kryterium Kármána.

Pomimo wspomnianych zastrzeżeń odnośnie ustalonych procesów chemicznych, pięć kryteriów, tj.  $D_I$ – $IV$  i  $Re$  ma podstawowe znaczenie. Ich równość dla dwóch silników raketowych podobnych geometrycznie — modelu i silnika właściwego — jest wstępnym warunkiem podobieństwa pola strumienia, koncentracji i temperatury, dzięki czemu w modelu doświadczalnym i w silniku właściwym może być otrzymany ten sam przebieg reakcji chemicznej.

#### Literatura

1. Combustion Processes — B. Lewis, R. N. Pease, H. S. Taylor, 1956
2. Theory of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors — L. Crocco, Sin-I Cheng, 1956
3. Teoria nieustoiwości porenia w ZRD, Crocco i Cheng, wyd. ros. poz. 2 z artykułem wstępnym Szaulowa i Lerner'a, 1958.
4. Gas Dynamics, Cambell, Jeamings, 1958
5. Chemiczeskij sostaw i swojstwa reaktiwnych topliw — M. Pauszkin (Ak. Nauk ZSRR)
6. Przegląd Techniki Raketowej nr 16, 1958
7. Rockets and guided missiles, J. Humphries, 1958
8. Raketentechnik — Mielke, 1959
9. Wyprosy gorenija raketnych topliw. Praca zbiorowa, 1959
10. Zidkije i twordyje raketnyje topliwa. Praca zbiorowa, 1959
11. Progress in Combustion Science and Technology, J. Ducarme, M. Gerstein, A. H. Lefebvre, 1960
12. Liquid Propellant Rockets, D. Altman, J. M. Carter, S. S. Penner, M. Summerfield, 1960
13. Gorenije w ZRD, Ju. Ch. Szaulow i M. O. Lerner, 1961
14. Raketantriebe, M. Barrere, A. Jaumotte, B. F. Veubeke, J. Vandenkorekhove, 1961
15. Kinytika reakcji — S. M. Walas, 1963.

Mgr inż. JÓZEF KOSZEWSKI

629.13.05

## Oszacowanie ograniczeń istotnych dla lotniczego zastosowania zapisu magnetycznego z modulacją częstotliwości

### Wstęp

Rozważane zagadnienie stanowi szczególny problem w technice zapisu magnetycznego sygnałów pomiarowych reprezentowanych szerokim widmem częstotliwościowym. Należy stwierdzić, że rola zapisu magnetycznego wyników pomiaru w technice lotniczej wzrosła niepomniernie, skoro tylko rejestratory magnetyczne zyskały jakoś kwalifikującą je do zastosowań lotniczych. Zapotrzebowanie w lotnictwie na środki rejestracji sygnałów jest uzasadnione koniecznością rejestracji głównie sygnałów pomiarowych, fonicznych, programujących i operacyjnych. Pierwsze z nich występują przede wszystkim przy procesie badań w locie lub badań laboratoryjnych obiektów latających oraz ich wyposażenia. Podkreślić trzeba zarówno pokładowe jak i stacjonarne wykorzystanie pomiarowych rejestratorów magnetycznych. Stacjonarne wykorzystanie wiąże się często z występowaniem rejestratora magnetycznego jako elementu systemu radiotelemetrycznego. Wśród sygnałów programujących lub operacyjnych nieodzowna staje się naziemna lub pokładowa rejestracja sygnałów, które z racji swego pochodzenia i przypadkowego charakteru trzeba utrzymać i analizować. Najczęściej sygnały te mają szerokie widmo częstotliwościowe i występują jednorazowo, rzadziej okresowo. Zapis magnetyczny w szeregu przypadków jest jedynym sposobem rejestracji takich sygnałów.

Rozpowszechnienie magnetycznej metody rejestracji wyników pomiaru wynika z jej zalet, szczególnie ważnych w zastosowaniach lotniczych.

Najistotniejsze jest to, że rejestrowane pomiarowe sygnały elektryczne przy odczycie wyrażone są również w postaci elektrycznej. Ponadto osiąga się największe gęstości zapisu na nośnik oraz bardzo wysokie pasma widmowe zapisywanych sygnałów. Ważną zaletą jest możliwość kasowania nośnika i wielokrotnego jego wykorzystywania. Zezwała to na pracę w zamkniętej pętli nośnika. Dla rejestracji pokładowej duże znaczenie ma możliwość daleko idącej miniaturyzacji rejestratorów magnetycznych i przystosowanie ich do środowiska pokładowego. Osiągalne wielkie gęstości i pasma widmowe szczególnie sprzyjają rejestracji wspomnianych już szerokopasmowych sygnałów operacyjnych i pomiarowych.

Prace prowadzone z zakresu teorii i techniki zapisu wskazanych sygnałów pozwoliły rozpoznać niektóre wyznaczone zastosowaniem ważne właściwości; układu głowice-nośnik oraz układów modulacyjnych, określające graniczne możliwości rejestratora. W referacie poruszone zostaną przyczyny ograniczeń pasma przenoszenia i gęstości zapisu pomiarowych sygnałów szerokopasmowych.

### 1. Graniczna gęstość i graniczna częstotliwość zapisu bezpośredniego

Pod określeniem zapis bezpośredni rozumiana dalej będzie rejestracja magnetyczna sygnałów elektrycznych, o częstotliwości zawartej w pasmie  $\Delta f$ , które bez zmiany swojej postaci wystęrowują bezpośrednio głowicę zapisującą.

\* Oznaczenia zamieszczono na końcu artykułu.

W skład kanału zapisu bezpośredniego wchodzi zwykle: wzmacniacz zapisu, korektor zapisu, głowica zapisująca, nośnik, głowica odczytująca i wzmacniacz odczytu z korektorem.

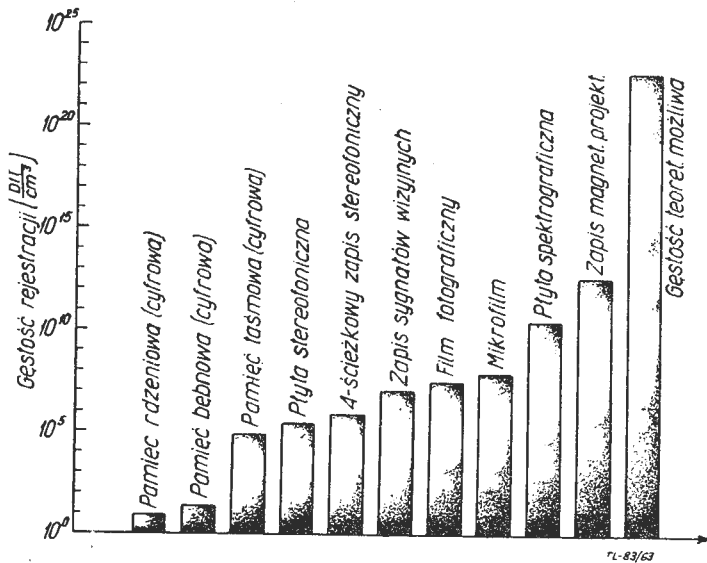
Przyjęto ogólnie dwie, uzupełniające się nawzajem, drogi analizy kanału zapisu magnetycznego.

W jednej rozpatruje się kanał zapisu jako kanał transmisji sygnałów elektrycznych. Przez doświadczalne lub analityczne zbadanie ustalonych i statystycznych składowych przepustowości całego kanału można określić model transmisyjny kanału. Opisany kanał może być następnie rozważany pod kątem doboru najważniejszego dla niego sposobu kodowania (modulacji) sygnałów przeznaczonych do zapisu. Druga droga prowadzi do wyznaczenia ograniczeń składowych występujących w procesie zapisu i odczytu. Podstawą jest cząstkowe rozważanie dynamicznych stanów fizycznych w nośniku, głowicach i układach napędowych określających skuteczność procesu rejestracji. Daje to oczywiście podstawy do konstrukcyjno-technologicznego rozwijania elementów składowych, tworzących kanał.

Z zagadnień fizyki i techniki zapisu sygnałów dla techniki lotniczej istotne są szczególnie:

- maksymalne wykorzystanie nośnika pod względem osiągalnej gęstości magazynowania informacji, b) osiągnięcie szerokich pasm  $\Delta F$  i  $\Delta f$ , c) określenie i redukcja wpływu środowiska pokładowego na proces zapisu.

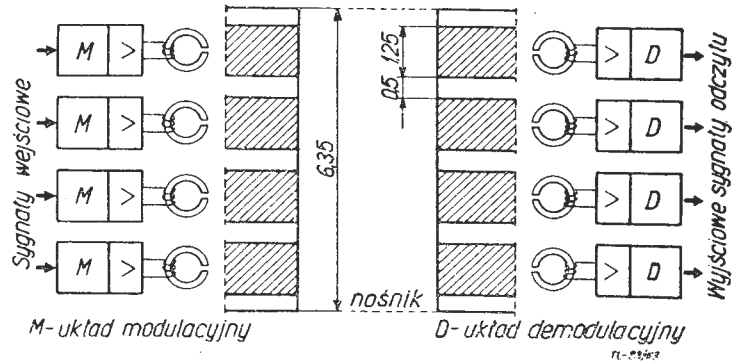
Magnetyczna metoda rejestracji zapewnia niezaprzeczalnie dużą gęstość magazynowania informacji. Niektóre prace sygnalizują już taki poziom technologii układu głowice-nośnik, iż zyskiwana jest rozdzielczość do 10 000 odmiennych stanów magnetycznych na 1 cm długości nośnika. W porównaniu z innymi nośnikami używanymi do magazynowania informacji zapis magnetyczny wypada nadzwyczaj korzystnie. Na rys. 1 porównano osiągalne  $G_v$  przyjmując



Rys. 1. Porównanie granicznych gęstości rejestracji sygnałów na różnych nośnikach

rozróżnialne stany w jednostkach dwójkowych na cm<sup>3</sup> objętości nośnika. Objętość nośnika wynika z jego stosowanej powierzchni  $S$  mnożonej przez najmniejszą spotykaną, handlową grubość  $d$ . Grubość nośników taśmowych pracujących w ciężkich warunkach pokładowych lub przy dużych prędkościach przesuwu  $V_t$  nie zmniejsza się, ze względów wytrzymałościowych, poniżej 4  $\mu$ . Dąży się natomiast do maksymalnego powierzchniowego wykorzystania nośnika. W zapisie wielokanałowym, równoległym znajduje to swój wyraz w zwężeniu ścieżek i odstępów międzyścieżkowych, a więc w wykorzystaniu poprzecznym. Najczęściej stosowane rozmieszczenie ścieżek w taśmie 6,35 mm pokazuje rys. 2, gdzie uwidoczniono 4-kanałowy system zapisu. Istnieją techniczne szanse używania ścieżek o szerokości  $h \leq 0,1$  mm, czyli 20-30 ścieżek na taśmie 6,35 mm. Przeciwno takiemu granicznemu zagęszczeniu przemawiają jednak względy następujące:

- ze zmniejszeniem  $h$  maleje użyteczny strumień odczytu  $\Phi_{Rz}$  magnetogramu, a tym samym sygnał otrzymywany z głowicy odczytu,
- zmniejszenie odstępów międzyścieżkowych zwiększa przesłuch kanałowy, który zależy także od  $\lambda_t$  magnetogramu (spada dla krótkich  $\lambda$ ),
- b. wąskie ścieżki wymagają wysokiej precyzji od prowadnic taśmy i małej tolerancji w szerokości taśmy. Dopuszczalne zagęszczenie ścieżek zależy więc od różnych czynników. Właściwy dobór modulacji kanałowej, niski poziom szumów wzmacniaczy odczytu, dobór fali roboczej  $\lambda_t$  i odpowiednia precyzja mechanizmu przesuwu zezwólą na zbliżenie się do wspomnianej granicy wartości.



Rys. 2. Typowe rozmieszczenie ścieżek zapisu w wielokanałowym rejestratorze równoległym

Sprawa podłużnego wykorzystania nośnika jest stale przedmiotem licznych badań. Nadmiernemu zmniejszaniu granicznego  $\lambda_t$  przeciwstawia się głównie nieciągła magnetyczno-mechaniczna struktura nośnika oraz malejąca skuteczność dynamiczna  $S_d$  głowic przy malejących  $\lambda_t$ . Na magnetyczną strukturę składają się przede wszystkim właściwości magnetyczne statyczne, anizotropia i grubość warstwy czynnej nośnika  $g$ . Straty zależne od stosunku  $g/\lambda_t$  określa wzór:

$$S_g = 20 \lg \frac{2\pi \cdot g/\lambda_t}{1 - e^{-2\pi \cdot g/\lambda_t}} \text{ [db]};$$

Nie używa się wartości  $g$  poniżej 10  $\mu$ m. Zbyt małe  $g$  zwiększa nieciągłość struktury mechanicznej nośnika. Charakter tej nieciągłości będzie omawiany w dalszej części referatu.

Zależność skuteczności  $S_d$  od  $\lambda_t$  jest widoczna z poniższego wzoru (z pominięciem strat częstotliwościowych):

$$S_d = S_{d1} + S_{d2} + S_{d3} = 20 \lg \frac{\lambda_t}{\pi \cdot l} \cdot \sin \frac{\pi l}{\lambda_t} + 30 \lg \frac{\lambda_t}{\pi \cdot h \cdot \tan \beta} \cdot \sin \frac{\pi \cdot h \tan \beta}{\lambda_t} - 54 \frac{do}{\lambda_t};$$

Widoczne we wzorze 3 składowe to:

- $S_{d1}$  — spadek skuteczności wywołany skończoną szerokością szczeliny  $l$ , szczeliny głowicy odczytu,
- $S_{d2}$  — spadek skuteczności wywołany niepożądanym skosem  $\beta$  szczeliny głowicy,
- $S_{d3}$  — spadek skuteczności wywołany przypadkowym odsunięciem do taśmy od czoła głowicy.

Przy zbliżaniu się wartości  $\lambda_t$  do danych i niestety skończonych wartości:  $l$ ,  $\beta$  oraz  $do$  trzeba uwzględnić znaczny wpływ wszystkich składowych na  $S_d$ ; Uwzględnienie omówionych wielkości przy wyznaczeniu  $\lambda_{tmin}$  spowodowało przyjęcie się przeciętnej wartości  $\lambda_{tmin} = 3 \mu$ m, co odpowiada gęstości liniowej  $G_1 = 3300$  Hz/cm, czyli rozdzielności



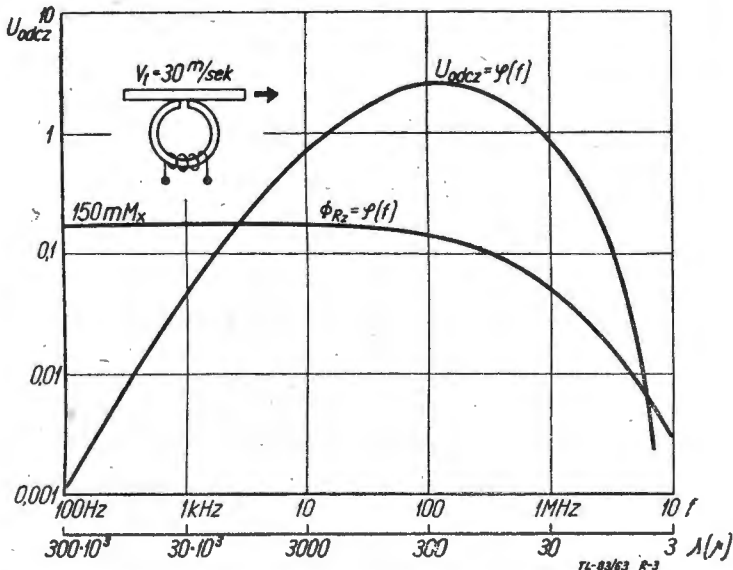
6600 zmian stanu magnetycznego na 1 cm długości ścieżki. Przy stosowaniu 5 ścieżek na 1 cm szerokości nośnika osiągnięta jest wartość  $G_s = 16\,500 \text{ Hz/cm}^2$  oraz dla grubości  $d = 0,04 \text{ mm}$  wartości  $G_v = 4\,100\,000 \text{ Hz/cm}^3$ ; Wymaganą objętość nośnika dla bezpośredniej rejestracji sygnału w pasmie  $\Delta f$ , w czasie  $T$  trwania sygnału można określić wzorem:

$$V \geq \frac{T \cdot \Delta f \cdot N}{G_v}$$

np: dla pasma  $f = 10^3 \text{ Hz}$ ,  $N = 5$ ,  $T = 10^3 \text{ sek}$ ,  $V = 3 \text{ cm}^3$ . Przy założeniu, że nie istnieją ograniczenia częstotliwościowe procesu zapis-odczyt, rejestracja określonej  $f$  była by tylko sprawą właściwej szybkości  $v_t$  oraz  $\lambda_{t \min}$ :

wtedy: 
$$v_t = f \cdot \lambda_{t \min}$$

Niestety spadek  $S_d$  głowic wywołany histerezą i prądami wirowymi, rosnący ze wzrostem  $f$ , oraz określona inercja zjawisk magnetycznych w nośniku ogranicza  $f_{\max}$ . Efekty częstotliwościowe w głowicach i związaną z tym technologię badali szeroko Urbański i Koprowski. Zagadnienie to nie będzie więc tutaj analizowane. Osiągnięcia w dziedzinie technologii głowic zezwalają na otrzymanie jeszcze wystarczającej  $S_d$  nawet dla  $f_g = 8 \text{ MHz}$ , czego dowodem jest załączony na rys. 3 wykres dynamicznej skuteczności głowicy zdolnej przenosić wielkie częstotliwości.



Rys. 3. Skuteczność dynamiczna głowicy odczytu wyrażona jako zależność jej napięcia wyjściowego od częstotliwości sygnału odczytanego  $\Phi_{Rz} = \varphi(f)$  zależność zewnętrznego strumienia remanencji zapisanej taśmy od  $\lambda_t$ .

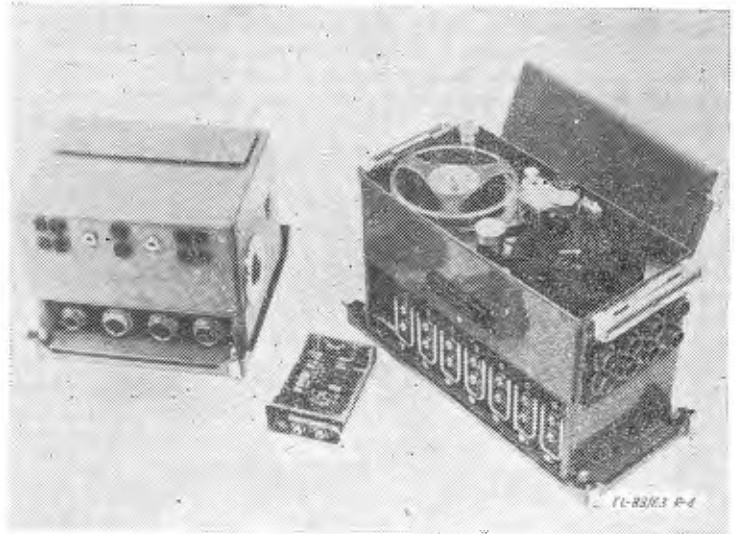
Gdy mamy do czynienia z zapisem sygnałów o dużej częstotliwości i równocześnie stosuje się dużą gęstość zapisu, wtedy należy uwzględnić znaczny spadek skuteczności  $S_d$ . By skuteczność ta nie spadała poniżej dopuszczalnej wartości, w urządzeniach zapisu pracujących w warunkach lotniczych, zapisujących znaczne częstotliwości, niezbędną prędkość zapisu  $V_t$  zwiększa się o współczynnik  $c$ :

$$V_t \geq \frac{c \cdot f_g}{G_l}; \text{ gdzie } c = 3 \div 5.$$

Np.: dla  $G_l = 3300 \frac{\text{Hz}}{\text{cm}}$ ;  $f_g = 1 \text{ MHz}$ ;  $c = 3$ ;  $V_t$  winno wynosić co najmniej 10 m/sek.

Przy zastosowaniu głowic o mniejszych stratach częstotliwościowych dla danego  $f_g$ , oraz użyciu nośnika o lepszej gładkości i strukturze mechanicznej, wartość  $c$  będzie niższa (2–3). Badania własne autora wskazują na zmienność współczynnika  $c$  w przedziale 2,5–3,5 dla  $f_g = 1 \text{ MHz}$ , w zależności od technologii głowic i charakteru eksploatacji.

Omówione ograniczenia występujące w zapisie bezpośrednim charakteryzują możliwości układu głowice-nośnik traktowanego jako element kanału zapisu. W zapisie sygnałów pomiarowych stosuje się kodowanie (modulację) sygnału zapisywanego. Jednakże do prawidłowego wyboru parametrów modulacji niezbędna jest znajomość możliwości jakie reprezentuje rejestrator w zapisie bezpośrednim i znajomość charakteru zakłóceń i ograniczeń występujących w układzie głowice-nośnik.



Rys. 4. Pokładowy rejestrator magnetyczny

Na rys. 4 uwidoczniono pokładowy rejestrator magnetyczny do zapisu bezpośredniego.  $N = 14$ ,  $\Delta f = 200 \text{ Hz} \div 70 \text{ kHz}$  przy  $V_t = 77 \text{ cm/sek}$  (współcz.  $c \approx 3$ ). Mechanizm przesuwu, zasilacze na 28 V sieć pokładową oraz wzmacniacze zapisu i odczytu zajmują trzy oddzielne płyty. Oczywiście dla zapisu pomiarowego muszą być dodatkowo zastosowane odpowiednie układy modulacyjne.

## 2. Modulacja częstotliwości w pomiarowym zapisie magnetycznym

W zapisie magnetycznym sygnałów pomiarowych na ruchomym nośniku rozpowszechniła się szczególnie modulacja częstotliwości (FM) jako metoda optymalnego przystosowania sygnału do właściwości kanału zapisu.

Istnieje szereg istotnych przyczyn tego stanu rzeczy:

- przez zastosowanie modulacji pośredniczącej (FM lub innych) staje się możliwe rejestrowanie składowych stałych zapisywanego sygnału  $V_x$ ,
- przy zmodulowaniu częstotliwościowym sygnału  $V_x$  skutecznie zostaje zmniejszony wpływ istniejących w kanale zapisu zakłóceń szumowych oddziaływanych i fluktuacji amplitudowych występujących w procesie zapisu i odczytu sygnału nośnego,
- osiągalna wartość  $a = \frac{\Delta F}{\Delta f}$  przy zastosowaniu FM jest bardzo korzystna, przy czym mimo dużego  $a$  zostaje skutecznie eliminowany wpływ fluktuacji amplitudowych,
- przy właściwym doborze parametrów modulacji, a więc współczynnika  $a$ , dewiacji  $D$ , nośnej  $f_{n0}$  oraz indeksu modulacji  $K$ , osiągnąć można znaczną liniowość, mały błąd systematyczny oraz błąd przypadkowy wprowadzany przez układ zapis—odczyt,
- drogą przemieszczania pasma zmodulowanej nośnej w kierunku wyższych częstotliwości możliwe jest zwiększenie zagęszczenia poprzecznego, czyli zbliżenie ścieżek w zapisie wielokanałowym, co oznacza większe  $G_s$ ,
- zastosowaniu FM w pokładowym zapisie wielokanałowym sprzyja rozwinięta już w radiotelemetrii technika i technologia elektronicznych układów modulacji i demodulacji dla systemów z częstotliwościowym rozdziałem kanałów.

Pełne wyzyskanie zalet FM zależy nie tylko od dobrania optymalnych parametrów modulacji, lecz w dużej mierze, od zastosowanych układów elektronowych: modulatorów, wzmacniaczy, ograniczników, filtrów i demodulatorów. Bardzo wysokie wymagania stawiane wzmacniaczom, filtrom i ogranicznikom odnośnie liniowości fazy i wymagania stałości pracy generatorów nośnych  $f_{n0}$  mają szczególną wymowę przy uwzględnianiu wpływu środowiska pokładowego.

Coraz szersze zastosowanie wielokanałowych rejestratorów magnetycznych FM do celów pomiarowych oraz przyjęta już normalizacja kanałów FM w radiotelemetrii przyczyniły się do wprowadzenia norm parametrów modulacji FM dla różnych prędkości  $V_t$ . Normy dotyczą zapisu wielokanałowego równoległego. W tym przypadku ilość kompletnych układów modulacyjnych odpowiada ilości kanałów i ścieżek (podobnie jak na rys. 2). W tabeli 1 podano znormalizowane  $V_t$  oraz przyporządkowane im parametry modulacji:  $f_{n0}$ ,  $D$  oraz  $\Delta F$  (czyli użyteczne pasmo kanału).

Przy ustalaniu podanych norm uwzględniono ważne założenia. Pasma  $\Delta f$  zapisu bezpośredniego określone jest wielkością  $V_t$ , o ile wszystkie inne czynniki w danym układzie zapisu bezpośredniego są ustalone. Jeśli pasmo  $B$  zajęte przez zmodulowany częstotliwościowo sygnał nośny ma swoim górnym kresem leżeć w zakresie dostatecznych jeszcze napięć sygnałów odczytu, wtedy ten kres górny winien odpowiadać  $\lambda_{t, \min} \approx 20 \mu m$  (patrz rys. 5). Celem uzyskania dostatecznego zysku z zastosowanej modulacji przyjmuje się indeks  $K = 1$  dla  $Fg = \frac{1}{5} f_{n0}$ . Ponadto układ zapis — odczyt winien przenosić obie wstęgi boczne, a więc

Tabela 1. Znormalizowane prędkości przesuwu oraz częstotliwości nośne i pasma przenoszenia  $\Delta F$

Szybkość przesuwu $V_t$		Częstotliwość nośna $f_{n0}$ (KHz)		Pasma przenoszenia kanału FM $\Delta F$ (KHz)
cm/sek	cm/sek	$D=0,2f_{n0}$	$D=0,4f_{n0}$	
60	152	50	54	10
30	76,2	25	27	5
15	38,1	12,5	13,5	2,5
7 1/2	19	6,25	6,75	1,25
3 3/4	9,5	3,12	3,38	0,625
1 7/8	4,75	1,56	1,69	0,31
5/16	2,4	0,78	0,84	0,15

TL-83/63 T-1

nośna  $f_{n0}$  winna znajdować się w środku pasma B. Założenia powyższe wskazywałyby, że  $f_{n0}$  winno być  $\frac{1}{3} fg$ , albo

$$f_{n0} [\text{KHz}] = \frac{1}{3} V_t \left[ \frac{\text{cm}}{\text{sek}} \right], \text{ przy uwzględnieniu, że jako}$$

$fg$  przyjmuje się dla danego  $V_t$  odpowiadającą tej częstotliwości falę  $\lambda_t = 10 \mu$ .

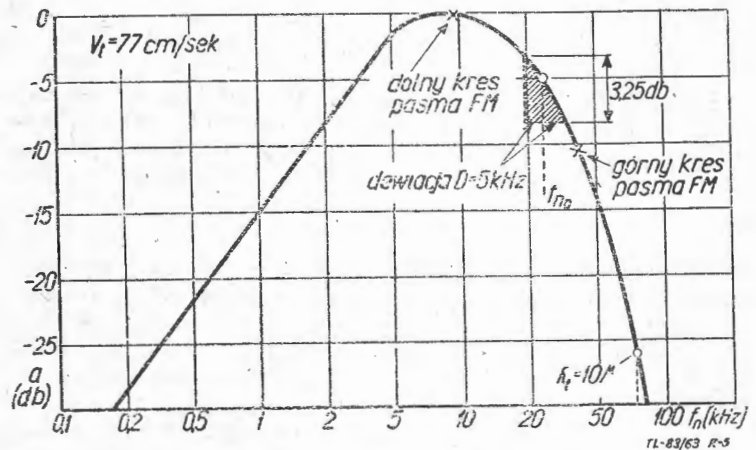
W tabelicy wyszczególniono normy dla dwu wartości de-wiacji:  $D = 0,2 f_{n0}$ , oraz  $D = 0,4 f_{n0}$ . Ta ostatnia wartość  $D$  jest często brana pod uwagę przy zapisie pokładowym. Przykład na rys. 5 pokazuje usytuowanie  $f_{n0}$ ,  $B$  oraz  $D$  ( $0,2 f_{n0}$ ), dla  $V_t = 77 \text{ cm/sek}$ , na przeciętnej charakterystyce częstotliwościowej przenoszenia układu głowice — nośnik.

Z powyższych uwag wynika, że przyjęcie stosunkowo dogodnych parametrów modulacji ze względu na „ostrożne” wyzyskanie pasma  $\Delta f$  i pełne przekazanie wstęgi  $B$  zostało

okupione małym współczynnikiem  $\alpha$ , który wynosi  $\frac{1}{15}$ .

A zatem rejestracja sygnałów pomiarowych przez stosowanie FM wymaga np. dla  $\Delta F = 10 \text{ KHz}$  znacznych szybkości zapisu:  $V_t = 152 \text{ cm/sek}$ . Natomiast błędy wprowadzone przez rejestrator zredukowane mogą być do wartości

poniżej 1%. Sprawa błędów wnoszonych przez rejestrator magnetyczny stanowi oddzielny, złożony problem, który nie będzie tutaj szerzej rozważany. Do błędów systematycznych można zaliczyć nieliniowości kanału oraz pełzanie „zera”. Wolne przesunięcia punktów pracy w każdym kanale rejestratora są zwykle kontrolowane przez automatyczne wprowadzanie wzorcowych sygnałów skalujących. Głównymi



Rys. 5. Znormalizowane punkty pracy w FM dla  $v_t = 77 \text{ cm/sek}$  naniesione na częstotliwościową charakterystykę układu głowica — nośnik

źródłami błędów przypadkowych wnoszonych przez rejestrator są niejednorodności nośnika oraz fluktuacje wartości  $V_t$ , szczególnie groźne przy stosowaniu FM. Współczesna technika napędu rejestratorów zezwala na zredukowanie tych fluktuacji poniżej 0,5%  $V_t$  w urządzeniach stacjonarnych i poniżej 1% w urządzeniach pokładowych. Pokładowe rejestratory pomiarowe, przy właściwej technologii ich wykonania, pracować mogą w granicach temperatur  $-40^\circ \text{C}$  do  $+60^\circ \text{C}$  przy przeciążeniach udarowych do 10 g.

W szeregu przypadków stosuje się rejestratory magnetyczne do opóźniania programów radiotelemetrycznych nadawanych z raket aerologicznych i pojazdów kosmicznych.

Wyniki pomiarów są zapisywane pokładowym rejestratorem magnetycznym jedno- lub dwuścieżkowym w systemie modulacyjnym FM/FM (z częstotliwościowym rozdzielaniem kanałów). Nie jest to więc zapis równoległy kanałów pomiarowych. Zapis szerokiego widma modulacji FM/FM wymaga znacznego  $V_t$  (38 lub 76 cm/sek). W momentach przewidzianych programem lotu, urządzenie rejestrujące zostaje przełączone na odczyt z prędkością  $V_t = 76$  lub  $152 \text{ cm/sek}$ , przy czym odczytywany program jest przekazywany łączem radiowym do radiotelemetrycznego centrum odbiorczego. Niekiedy stosuje się odczyt z obniżoną szybkością  $V_t$ , co pozwala na przekazanie zarejestrowanego zasobu sygnałów kanałem radiowym o wąskim pasmie przenoszenia.

### 3. Ograniczenia częstotliwościowe w zapisie sygnałów szerokopasmowych w kanale modulacji częstotliwości

Zagadnienie zapisu magnetycznego sygnałów pomiarowych reprezentowanych widmem o szerokości  $\Delta F \leq 10 \text{ KHz}$  jest w zasadzie rozwiązane, a odpowiednie normy FM określają parametry tego rodzaju modulacji dla różnych zastosowań i zakresów  $V_t$ .

Istnieje jednak w technice lotniczej, jak już wspomniano, potrzeba rejestracji i analizowania ze znaczną dokładnością sygnałów zawartych w bardzo szerokim pasmie częstotliwości  $F$ : od 0 do kilku MHz. Przykładem sygnałów tego typu są „wiązki” kodowych grup impulsowych. Urządzenie rejestrujące musi więc spełniać warunek:

$$\Delta F_R \cdot T_R \cdot \log_2 m_R \geq \Delta F \cdot T \cdot \log_2 m$$

gdzie indeks  $R$  oznacza: pasmo, czas i ilość poziomów, odnoszące się do samego rejestratora.

Ponieważ przekształcenie widma sygnału  $\Delta F$  na szereg widm odcinkowych, rejestrowanych w równoległych kanałach jest najczęściej nieopłacalne, więc musi być spełniony warunek:

$$\Delta F_R \geq \Delta F.$$

Przy zastosowaniu FM dla uzyskania pasma  $\Delta F_R$  trzeba dysponować pasmem zapisu bezpośredniego  $\Delta f$  wynoszącym:

$$\Delta f = \frac{1}{\alpha} \cdot \Delta F$$

Przyjmując wspomniane już znormalizowane  $\alpha = \frac{1}{15}$  oraz  $\Delta F$  np.: 0÷2 MHz:

$$\Delta f = 15 \cdot 2 = 30 \text{ MHz}$$

Wskazano już poprzednio na trudność uzyskania tak szerokiego pasma  $\Delta f$ . Pozostaje więc zbadanie granicznej wartości  $\alpha$ , przy której wybrane parametry FM mają jeszcze sens i mogą być urzeczywistnione.

Praca układów modulacyjnych odbiega od warunków typowych, gdy  $\alpha$  przekroczy wartość 0,2, przybierając wartości od 0,2÷1. Spada przy tym zysk modulacyjny M.

W dalszych rozważaniach wprowadza się następujące główne założenia: dąży się do przeniesienia możliwie szerokiego pasma  $\Delta F = 0 \div F_g$  bez przekroczenia dopuszczalnej wartości nieliniowości, przy utrzymaniu określonego błędu przypadkowego  $\delta$ , znając przy tym charakter statystyczny sygnału  $U_{x1}$ .

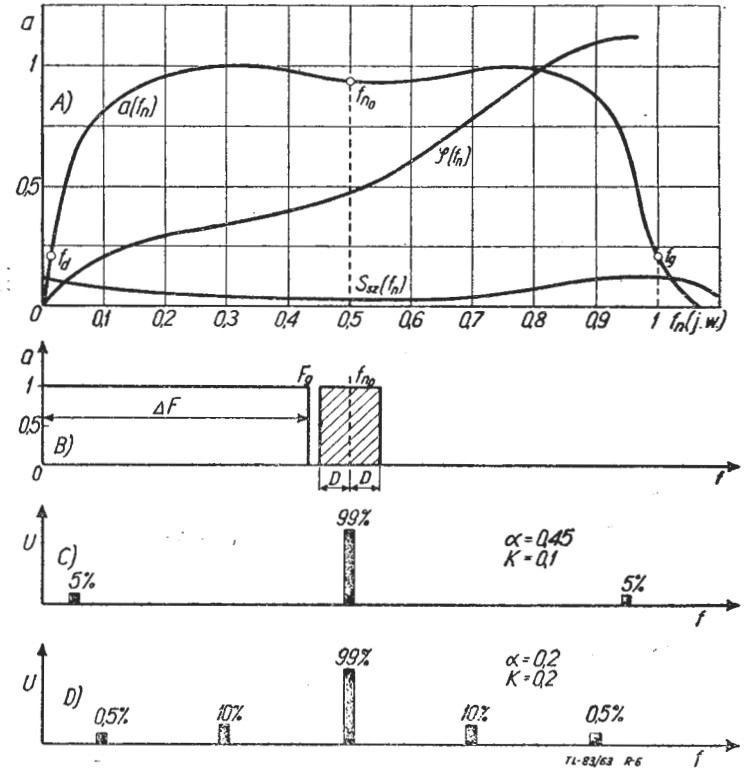
Wyznaczenie  $\Delta F_{max}$  wymaga znajomości charakterystyk zastosowanego układu głowice-nośnik i układów modulacyjnych. Optymalizacja parametrów modulacji FM może być dokonywana ze względu na 3 podstawowe kryteria:

A) kryterium  $\Delta F_{max}$ , B) kryterium dopuszczalnego błędu przypadkowego, C) kryterium dopuszczalnego błędu systematycznego i nieliniowości. Związki między tymi kryteriami a parametrami pokazuje schematycznie tabela 2.

Zgodnie z założeniami optymalizacja jest dokonywana ze względu na kryterium A. Określenie optymalnego  $f_{n0}$  oraz D napotyka jednak na trudności ze względu na silny i przeciwny związek tych parametrów z kryteriami B i C.

Centralne umieszczenie w tabeli 2 problemu kształtowania częstotliwościowej charakterystyki amplitudowo-fazowej układu głowice-nośnik podkreśla, iż jest to problem wyjściowy, dający podstawę do optymalizowania parametrów FM.

Charakterystyka  $a(f_n)$  winna być rozpatrywana łącznie z charakterystyką widmową szumów addytywnych  $S_{sz}(f_n)$  określoną na ogół zastosowaną korekcją charakterystyki  $a(f_n)$ . Dlatego też, charakterystyki  $a(f_n)$ ;  $\varphi(f_n)$ ;  $S_{sz}(f_n)$  przedstawiono we wspólnym układzie współrzędnych na rys. 6A. Przy danym układzie zapis-odczyt można drogą korekcji dążyć do nadania charakterystyce  $a(f_n)$  kształtu wskazanego na rys. 6A. Zastosowanie wzmacniaczy o niskich szumach zezwoli na uzyskanie możliwie w prawo na osi  $f$  przesuniętej częstotliwości granicznej  $f_g$ , gdyż  $S_{sz}(f_n)$  będzie położona blisko osi X. Lecz silna korekcja w zakresie  $f_n : (0,8 \div 1) f_g$  powoduje podnoszenie się w tym miejscu charakterystyki  $S_{sz}(f_n)$ , a zatem uniemożliwia dalsze przesunięcie punktu  $f_g$  do wyższych  $f_n$ . W przykładzie, na rys. 6A,  $f_g$  jest obrane w położeniu krańcowym, gdzie już tylko poziom sygnału użytecznego przewyższa nieznacznie poziom szumów addytywnych. Warto zauważyć iż szkodliwym następstwem korekcji charakterystyki  $a(f_n)$  jest zniekształcenie liniowości charakterystyki fazowej  $\varphi(f_n)$ , bardzo istotnej dla przenoszenia sygnałów FM.



Rys. 6. Amplituda i fazowa charakterystyka przenoszenia kanału zapisu bezpośredniego oraz rozmieszczenie pasma modulacji przy środkowym położeniu nośnej  $f_{n0}$

Stojące do dyspozycji pasmo zapisu bezpośredniego wynosi  $\Delta f = f_g - f_d$ . Wiadomo, że pasmo zajęte przez zmodulowany częstotliwościowo sygnał nośny wynosi:

$$B = 2 \cdot \frac{m_D \cdot D}{K};$$

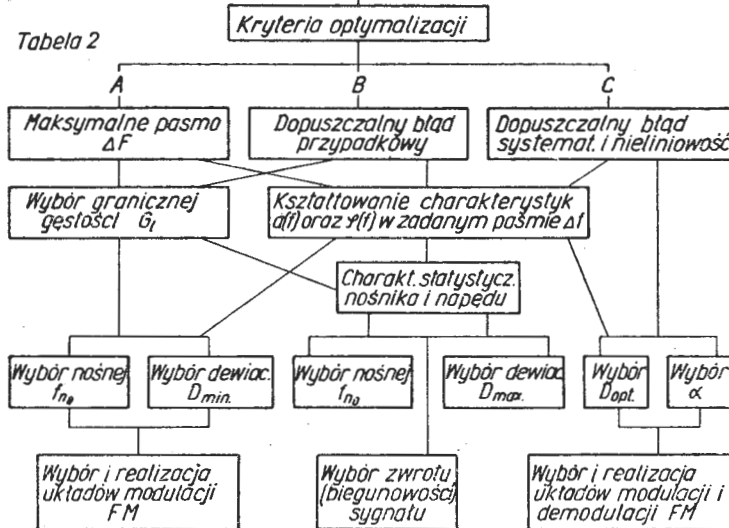
gdzie:  $m_D$  — niezbędny do przeniesienia rząd składowej widma, zależny od K.

Obserwacja wzrostu B w zależności od K oraz  $\alpha$  pozwoli określić graniczne  $\alpha$  czyli tym samym  $\Delta F_{max}$ .

**Położenie centralne  $f_{n0}$ .** Celem przeniesienia przez  $\Delta f$  symetrycznego widma B, przyjęto nośną  $f_{n0}$  w środku  $\Delta f$  ( $2f_{n0} = f_g$ ); co zaznaczono na rys. 6B, wskazując ponadto polem zakreślowanym obszar zmienności  $f_n$  o wartości  $\pm D$  w wyniku modulacji stoprocentowej. Obszar między polem zakreślowanym i początkiem układu wyznacza maksymalną szerokość pasma  $\Delta F$ . Wybrane D jest możliwie małe, tak aby  $K = \frac{D}{\Delta F} = \frac{D}{f_g} = 0,1$ . Dla tej wartości K podane zostało widmo modulacyjne na rys. 6C składające się z nośnej  $f_{n0}$  i dwu częstotliwości bocznych  $f_{n0} \pm 450$  KHz przy  $f_g = 1$  MHz. Jak widać obydwa prążki mieszczą

### Optymalizacja parametrów szerokopasmowej FM

Tabela 2

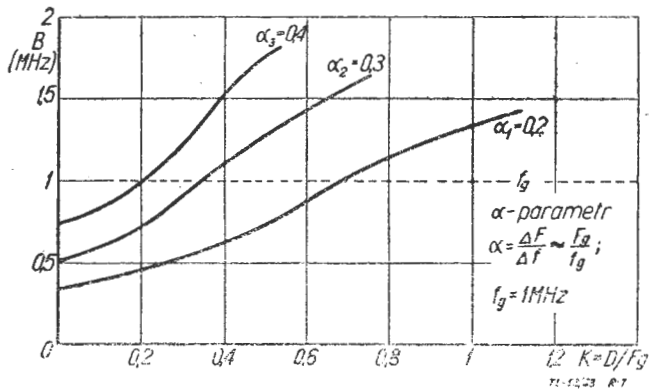


TL-81/63 7-2

się jeszcze w pasmie  $\Delta f$ . Osiągnięte  $\alpha$  wynosi 0,45. Sytuację, w której przyjęto  $K = 0,2$ , przy tym samym  $D$ , pokazuje rys. 6D. Zwiększenie  $K$  wymaga uwzględnienia dalszej pary częstotliwości bocznych, co pociąga spadek dopuszczalnego  $\Delta F$  oraz  $\alpha$  ( $\alpha = 0,2$ ). Szczególnie niekorzystnym następstwem punktu pracy FM z małą wartością  $K$  ( $K = 0,1 \div 0,2$ ) jest częściowe tylko spełnienie kryteriów B i C. Pożądane jest więc obieranie większych  $K$ . Aby zobrazować wpływ wzrostu  $B$  ze wzrostem  $K$  przy stałym  $\alpha$ , na rys. 7 wykreślono zależność  $B(K)$  dla  $\alpha_1 = 0,2$ ;  $\alpha_2 = 0,3$ ;  $\alpha_3 = 0,4$ . Jak widać tylko małe  $\alpha$  pozwala na stosowanie dogodniejszych wartości  $K$ ; ze względu na kryterium B i C. Dla osiągnięcia dostatecznego zysku modulacyjnego  $M$  w radiofonii przyjęto  $K = 5$ . Wydaje się, że dla celów zapisu magnetycznego wartość  $K$  winna być nie niższa od 0,8, co na podstawie wykresu 7 sugeruje dopuszczalne  $\alpha = 0,2$ .

Zysk modulacyjny  $M$  określa ogólnie wzór:

$$M_{FM} = \frac{k_1}{\alpha} \cdot \sqrt{3} \cdot K$$



Rys. 7. Zależność pasma  $B$  zmodulowanej częstotliwościowo nośnej od indeksu  $K$

gdzie  $k_1$ : współczynnik zależny od układów demodulacji. Wzór jest słuszny dla licznych założeń dodatkowych: przede

wszystkim stosunek  $\frac{U_s}{U_{sz}}$  na wyjściu demodulatora musi

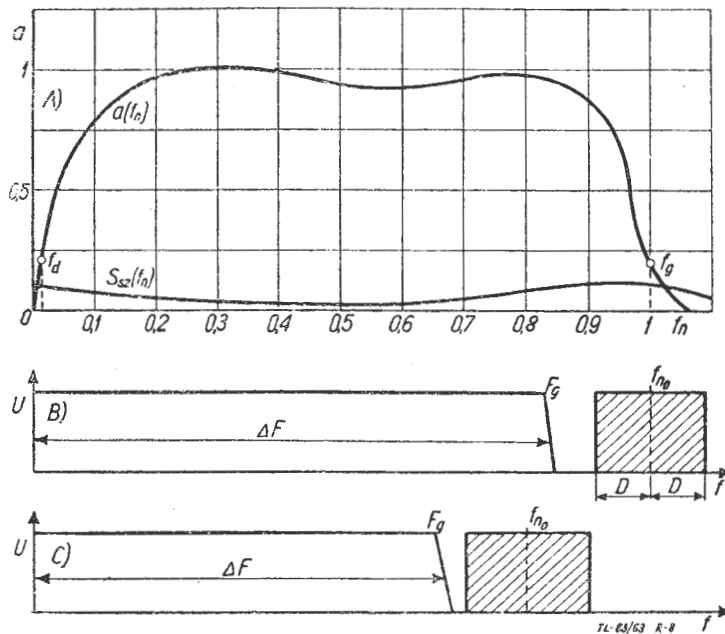
być znacznie większy od 1, ponadto na wyjściu demodulatora istnieje filtr o pasmie  $\Delta F_{filtru} = \Delta F$ , na wejściu oddziałują szumy addytywne o widmie ciągłym oraz działanie ogranicznika jest idealne. Podany wzór wskazuje wpływ  $K$  (bezpośredni i poprzez  $\alpha$ ) na zysk  $M$ . Zwiększenie  $K$  przez wzrost  $D$  jest ograniczone możliwością przedostawania się chwilowych wartości  $f_n = f_{no} - D$  w obszar  $\Delta F$ , co odpowiada zachodzeniu pola zakresowanego na pole  $\Delta F$  i prowadzi do powstawania w kanale FM zakłóceń interferencyjnych.

**Położenie niesymetryczne  $f_{no}$ .** Przyjęcie nośnej  $f_{no}$  w górnej części pasma  $\Delta f$  stwarza nowe możliwości podwyższenia dopuszczalnego  $\alpha$ . Jak widać na rys. 8A, zwiększa się wtedy stojące do dyspozycji pasmo, w którym można przesunąć dolną wstęgę boczną modulacji FM kosztem ograniczenia górnej wstęgi wychodzącej poza  $f_g$ . Analiza teoretyczna potwierdza możliwość przesunięcia sygnału modulującego  $F_g$ , w wypadku istnienia ograniczenia przez kanał jednej ze wstęg bocznych modulacji. Jeżeli przyjmując dostatecznie małe  $K$  ( $0,1 \div 0,3$ ) i obrac  $f_{no}$  w pobliżu  $f_g$ , wtedy osiągalne  $\Delta F$  wyniesie:

$$\Delta F_{max} = \frac{f_g - f_d}{1 + K}; \quad \alpha_{max} = \frac{1}{1 + K};$$

Dla przykładu:  $K = 0,2$ ;  $f_g = 1$  MHz;  $f_d = 0,05$ ;  $\Delta F_{max} = 0,8$  MHz;  $\alpha_{max} = 0,82$ .

Przejsięcie od wartości  $\alpha = 0,2$  do  $\alpha = 0,82$  okupione jest znacznymi zniekształceniami sygnału przesyłanego i złym stosunkiem sygnału użytecznego do zakłóceń. Stworzona została również nadzwyczaj niedogodna sytuacja przy przesyłaniu sygnału  $U_{x1}$ , w której dodatnie odchylenia  $f_n = f_{no} + D$  wchodzą w obszar kończącej się charakterystyki  $\alpha(f_n)$ . Jak widać z rys. 8B, dla tych odchyłeń, sygnał z głowicy odczytu spada poniżej dopuszczalnej wartości. Z wy-



Rys. 8. Szerokość pasma modulacji przy niesymetrycznym położeniu pasma nośnej  $f_{no}$

mienionego wyżej względu nieodzwone staje się obniżenie  $f_{no}$  co najmniej o wartość  $(K \cdot \Delta F)$ . Maksymalne pasmo kanału FM wyniesie wtedy:

$$\Delta F_{max} = \frac{f_g - f_d}{1 + 2K}; \quad \alpha_{max} = \frac{1}{1 + 2K}$$

Obrane w ten sposób punkty pracy pokazuje rys. 8C.

Trzeba pamiętać, iż dla odfiltrowania pasma  $\Delta F$  po demodulacji niezbędna jest pewna przestrzeń pomiędzy  $F_g$  a  $f_{no} - D$ , widoczna na rys. 8B, co pociąga za sobą wartość  $\alpha_{max} = 0,65$ . Można więc stwierdzić, że niesymetryczne położenie  $f_{no}$  daje możliwość osiągnięcia  $\alpha_{max} = 0,65$  kosztem jednak częściowej rezygnacji z uwzględnienia kryterium B i C. Dążenie do uzyskania maksymalnego  $\alpha$  jest uzasadnione wtedy, gdy należy oczekiwać rejestracji sygnałów impulsowych, z żądaniem od rejestratora znacznej rozdzielczości w osi czasu. Wtedy wymagania dotyczące dokładności rejestracji amplitudy impulsów muszą być niskie (błąd rejestracji  $\pm 20\%$ ). Łączne uwzględnienie kryterium A, B i C zmusza do następujących kompromisowych wartości:  $K = 0,6 \div 1$ ;  $\alpha = 0,35 \div 0,4$ ; niesymetryczne położenie  $f_{no}$  w punkcie  $f_{no} = 0,75 f_g$ . Realność i słuszność zaproponowanych parametrów potwierdziły prace własne autora.

#### 4. Urzeczywistnienie szerokopasmowej modulacji częstotliwości w kanale zapisu

W tabeli 2 wskazano na zależność parametrów szerokopasmowej modulacji częstotliwości od możliwości układowych. Szczególnie spełnienie kryterium C wiąże się z właściwościami układów modulacyjnych i demodulacyjnych. Trzeba podkreślić, że urzeczywistnienie układów, pozwalających osiągnąć wskazane w punkcie poprzednim punkty pracy, nastęrcza różne trudności.

W systemie modulacyjnym FM podstawowymi układami są: modulatory częstotliwości, filtry pasmowe, ograniczniki oraz demodulatory.

Zastosowania pomiarowe wymagają przenoszenia składowych stałych sygnału  $U_{x1}$ , stąd istotna jest stałość pracy układów modulujących, niezależna od wpływu środowiska.

Szczególnie trudności powstają przy budowie modulatorów częstotliwości, od których wymagana jest znaczna liniowość charakterystyki  $f_n(U_{x1})$ , stałość amplitudy sygnału zmodulowanego, eliminacja sygnału modulującego z pasma sygnału zmodulowanego przy równoczesnym osiągnięciużądanego współcz.  $\alpha$ . Oczywiście warunków tych nie spełniają układy typowe stosowane w FM dla potrzeb radiokomunikacji.

Z kilku metod uzyskiwania parametrów FM zgodnych z rys. 8 najwłaściwsza wydaje się metoda sinusoidalnych generatorów LC o sterowanym elemencie L lub C, połączona z transpozycją pasma. Metoda ta była badana przez autora.

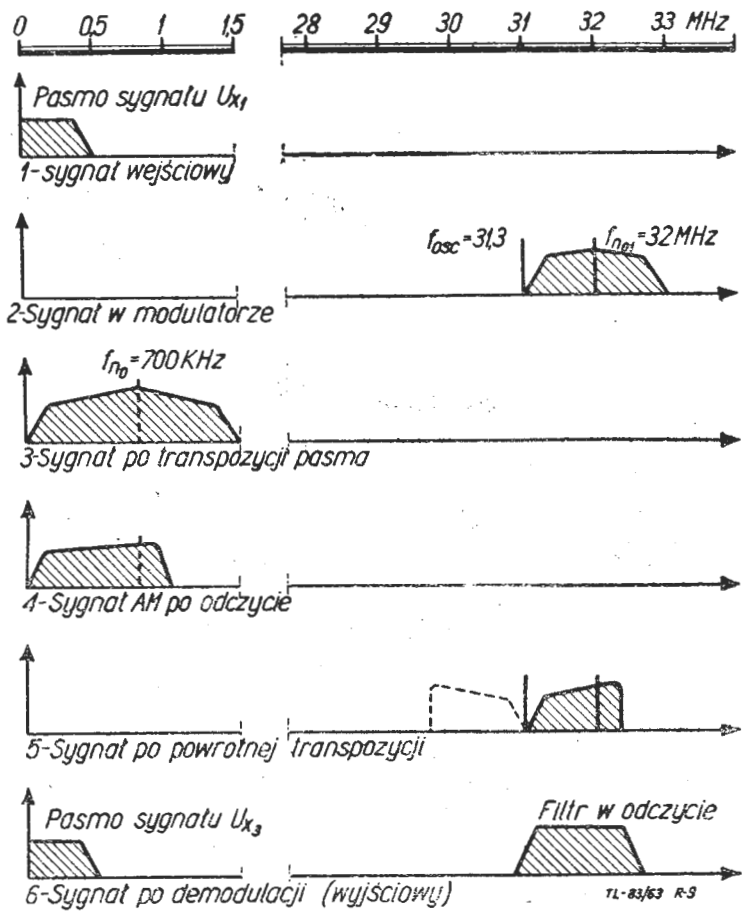
Zasadę transpozycji pasma wyjaśnia rys. 9.

Sygnal wejściowy  $V_{x1}$  posiada pasmo  $\Delta F$  (np. 400 KHz — wykres 1). Uzyskanie wymaganej liniowości modulacji i żądanej  $D$  nie jest trudne, jeżeli nośna częstotliwość jest znacznie większa od  $F_g$ . Dlatego obiera się jako częstotliwość nośną odpowiednio wielką wartość  $f_{n01}$  (np. 32 MHz, jak pokazuje wykres 2). Zmodulowany sygnał nośny  $f_{n01}$  wraz ze swoimi wstęgami modulacji musi być sprowadzony do właściwej wartości  $f_{no}$ , mieszczącej się w paśmie przenoszenia układu głowice-nośnik. Odpowiednie układy mieszające i generator lokalny dający częstotliwość  $f_{osc}$  dokonują tej wymaganej transpozycji (wykres 3). W procesie odczytu (wykres 4) sygnał zmodulowany otrzymany z układu odczytu zostaje znowu transponowany do poprzedniej nośnej wielkiej częstotliwości  $f_{n01}$  (wykres 5), bowiem proces demodulacji można uczynić bardziej liniowy w tym zakresie częstotliwości oraz zostaje zmniejszony wpływ zjawisk interferencyjnych w procesie odczytu.

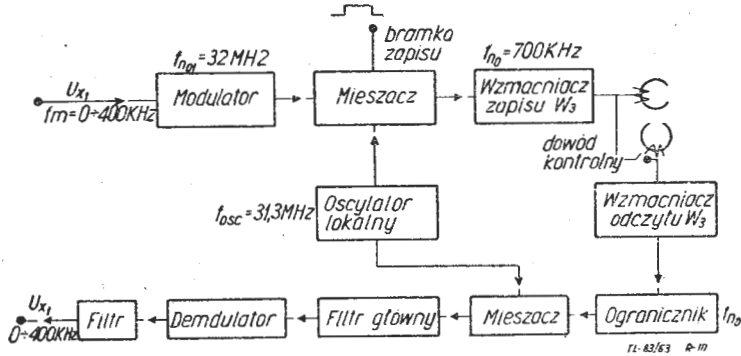
Przesuwanie roboczego pasma modulacji odbywa się przy użyciu zespołu układów według schematu blokowego na rys. 10. Żądana wartość  $f_{no}$  uzyskana po przesunięciu pasma stanowi różnicę częstotliwości nośnej  $f_{n01}$  i stałego oscylatora lokalnego  $f_{osc}$ :

$$f_{no} = f_{n01} - f_{osc}$$

Jak widać ze schematu blokowego, oscylator lokalny jest wykorzystywany dwukrotnie — w obu transpozycjach.



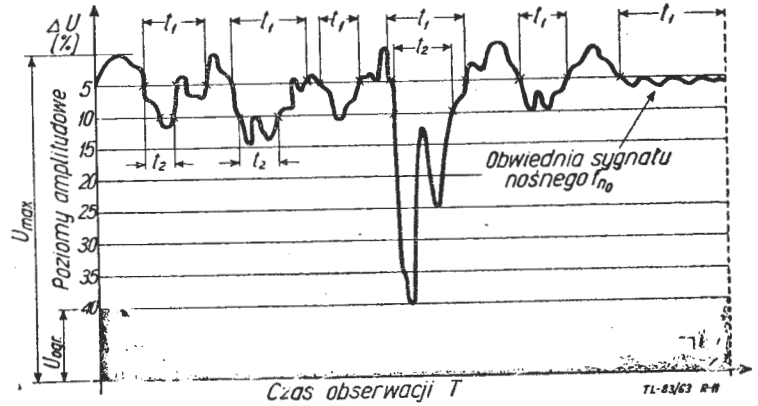
Rys. 9. Zasada transpozycji pasma z zakresu wielkich częstotliwości do zakresu wymaganego przez nośnik



Rys. 10. Schemat blokowy systemu modulacji FM realizującego transpozycję pasma

### 5. Ograniczenia dokładności rejestracji wywołane statycznymi właściwościami układu głowice-nośnik

W punkcie 3 podkreślono, że osiągnięcie dużego współczynnika  $\alpha$  zostaje okupione przede wszystkim małym indeksem modulacji  $K$  oraz znacznymi zniekształceniami sygnału  $V_{x2}$  wywołanymi jednowstęgowym przeniesieniem widma modulacji. Gdyby przyjąć, że w kanale zapisu działa wyłącznie na sygnał przenoszony zakłócenie szumowe addytywne, wtedy słuszny jest podany poprzednio wzór określający



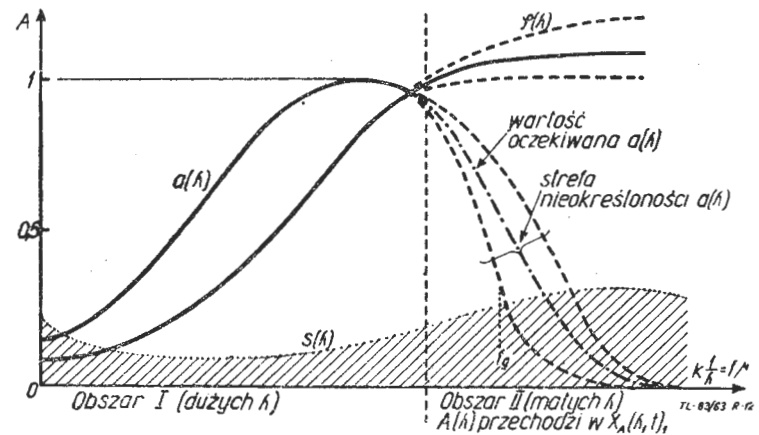
Rys. 11. Charakter fluktuacji sygnału nośnego  $f_{no}$

jący zysk modulacyjny  $M_{FM}$ . Dla małych wartości  $K$  i dużych  $\alpha$  zysk  $M_{FM}$  dąży do jedności, co wskazywałoby na nieopłacalność stosowania FM w kanale zapisu magnetycznego. Niżej poruszone zostaną trzy aspekty tego zagadnienia.

1. Istotny zysk ze stosowania FM, nawet z małym indeksem modulacji  $K$ , wynika ze zmniejszenia szkodliwego wpływu występujących w kanale zapisu fluktuacji amplitudowych. Zaobserwowany w czasie  $T_{obserw.}$  charakter fluktuacji sygnału o częstotliwości  $f_{no}$  zapisanego na wybranym nośniku, pokazuje rys. 11. Fluktuacje amplitudowe w zależności od  $\lambda_t$ , rodzaju nośnika i szybkości  $V_t$  badane były przez autora oraz przez niektórych autorów zagranicznych.

Przy uwzględnieniu tych zjawisk, podane na rys. 6A charakterystyki przenoszenia ulegają zmodyfikowaniu. Mianowicie wyróżniono na nich dwa obszary (rys. 12): obszar I — duże  $\lambda_t$  oraz obszar II — małe  $\lambda_t$ , przy których fluktuacje amplitudowe stają się podobne do przebiegu pokazanego na rys. 11.

W obszarze II występuje więc nieokreśloność amplitudy sygnału odczytywanego, co właśnie podkreśla rozszczepienie charakterystyki  $a(\lambda)$ . Rozszczepienie to łącznie ze zmniejszeniem się  $\lambda_t$ . Znajomość statystycznych właściwości zastosowanego układu głowice - nośnik pozwala skorygować położenie  $f_{no}$ . Nośna  $f_{no}$  musi być przesunięta o tyle w kierunku niższych częstotliwości, aby  $f_g$  wypadło w miejscu pokazanym na rysunku 12. Obrona teraz wartość znalazła się obecnie na granicy nieokreśloności i nie powinny występować takie fluktuacyjne spadki sygnału nośnego, które by przekraczały próg działania ogranicznika. Można więc stwierdzić, że fluktuacje amplitudowe ostatecznie określają wartość  $f_g$ , a tym samym i osiągalne  $\alpha$ .



Rys. 12. Charakterystyka przenoszenia kanału zapisu bezpośrednio uwzględniająca zjawiska fluktuacji amplitudy i fazy

2. Stosowanie FM nie eliminuje wpływu fluktuacji szybkości występujących w każdym realnym mechanizmie przesuwu. Błąd wprowadzony przez ten rodzaj fluktuacji ocenia Völz następującym wzorem empirycznym, określającym liczbę rozróżnialnych stopni amplitudowych  $m_R$  przy odczycie:

$$m_R = \log \left( 1 + \frac{20}{f_{no}} \right) \cdot \frac{v_t}{0,87 \cdot \Delta v_t};$$

gdzie  $\Delta v_t$ : maksymalna dewiacja szybkości przesuwu.

Osiągnięcie w rejestratorze pomiarowym dużej stałości  $V_t$  jest sprawą o tyle trudną, że urządzenia stabilizujące szybkość przesuwu są złożone, co zwiększa objętość i ciężar rejestratorów pokładowych. Podkreślić tutaj należy fakt, że wpływ fluktuacji  $V_t$  zmniejszyć można skutecznie przez zwiększenie dewiacji  $D$ , co prowadzi do wzrostu  $K$ , a więc musi być opłacone osiągalnym  $\alpha_{max}$ .

3. Na rysunku 12 uwidoczona jest strefa nieokreśloności wartości fazy charakterystyki  $\varphi(\lambda)$ . Obrazuje ona istnienie fluktuacji fazowych zaobserwowanych przez autora. W wypadku stosowania głowic normalnośladowych lub półśladowych występują fluktuacje fazy magnetogramu, wywołane niedokładnością obróbki krawędzi szczeliny głowic lub jej niepożądanego skoku  $\beta$  głowic. Przy fluktuacjach przylegania nośnika do czoła głowicy uczestniczą w procesie zapisu różne odniki szczeliny, dając drobne skoki fazy. Zjawisko to staje się zauważalne, gdy  $\lambda_t$  zbliża się swą wartością do wartości szerokości  $l$  szczeliny i skoki fazy mogą sięgać wtedy  $30^\circ$ . Odpowiednia precyzja wykonania szczeliny oraz ograniczenie  $\lambda_{t min}$  do wartości „bezpiecznych” zmniejsza wydatnie opisane zjawisko fluktuacji fazy.

### Wnioski końcowe

Pomiarowy rejestrator magnetyczny będzie cennym środkiem badawczym w technice lotniczej, o ile zachowa swoje pomiarowe właściwości w środowisku pokładowym i będzie odpowiednio zminiaturyzowany w przypadku przeznaczenia pokładowego. Wielokanałowe rejestratory z modulacją częstotliwości zdolne są do zapisu pasma do 10 KHz w przypadku stosowania objętych normami parametrów modulacji. Niska stałość szybkości  $V_t$  w zminiaturyzowanych rejestratorach pokładowych winna być kompensowana na drodze elektrycznej w oddzielnym kanale sygnału odniesienia oraz przez stosowanie dewiacji  $D = (0,4 \div 0,5) f_{no}$  i współczynnika  $c = 3 \div 3,5$  oraz niskiego współczynnika  $\alpha$  ( $0,05 \div 0,08$ ). Szczególne znaczenie dla dokładności rejestracji ma w rozpatrywanym zastosowaniu termostabilizacja i kompensacja elektronicznych modulatorów i demodulatorów kanałowych. Dla zapisu szerokopasmowego najwłaściwsza wydaje się głęboka, jednowstępowa modulacja częstotliwości z parametrami  $\alpha = 0,3 \div 0,4$ ;  $f_{no} = 0,7 f_g$  i  $K = 0,5 \div 1$ .

Niezbędne w tym przypadku dwie szybkości zapisu  $V_t$  w zastosowaniu pokładowym najwłaściwiej jest uzyskiwać systemem wirujących głowic metodą wierszową — dla programów długich oraz metodą wirującego nośnika — dla programów krótkich. W zapisie szerokopasmowym istotne jest uwzględnienie fluktuacyjnych charakterystyk nośnika. Wytrzymałość mechanizmów w środowisku pokładowym jest obecnie przedmiotem szeregu badań i zabiegów technologicznych.

Oznaczenia:

- $A(j \omega)$  — przepustowość widmowa kanału zapisu bezpośredniego
- $A$  — współczynnik przenoszenia kanału zapisu bezpośredniego
- $\alpha$  — współczynnik wykorzystania pasma w modulacji częstotliwości  $= \frac{\Delta F}{\Delta f}$
- $B$  kHz — pasmo zajęte przez zmodulowany częstotliwościowo sygnał nośny
- $c$  — współczynnik poszerzenia minimalnej długości fali
- $D$  kHz — maksymalna dewiacja częstotliwości nośnej

- $F$  Hz, kHz — częstotliwość sygnału wejściowego rejestratora
- $F_d$  Hz, kHz — najniższa wartość częstotliwości sygnału
- $F_g$  Hz, kHz — najwyższa wartość częstotliwości sygnału
- $f_n$  kHz — częstotliwość bieżąca sygnału nośnego w przypadku zapisu z modulacją częstotliwości
- $f_{no}$  kHz — częstotliwość nośna, środkowa
- $f_g$  kHz — najwyższa częstotliwość przenoszenia przez układ głowica - nośnik
- $f_d$  kHz — najniższa częstotliwość przenoszenia przez układ głowice - nośnik
- $\Delta f$  kHz — pasmo  $f_g - f_d$  przenoszone przez układ głowice - nośnik
- $\Delta F$  — pasmo  $F_g - F_d$  zajmowane przez sygnał wejściowy,
- $FM$  — symboliczne oznaczenie modulacji częstotliwości
- $G_v$  H<sub>z</sub>/cm<sup>3</sup> — gęstość objętościowa zapisu sygnałów sinusoidalnych na dany nośnik,
- $G_s$  H<sub>z</sub>/cm<sup>2</sup> — gęstość powierzchniowa zapisu,
- $G_l$  H<sub>z</sub>/cm — gęstość liniowa,
- $h$  mm — szerokość ścieżki zapisu,
- $K$  — indeks modulacji częstotliwości,
- $M$  — zysk modulacyjny,
- $m$  — liczba rozróżnionych poziomów amplitudowych,
- $N$  — liczba ścieżek w zapisie równoległym,
- $t$  — bieżąca wartość czasu,
- $T$  sek — okres zapisywania sygnału,
- $V_{x1}$  V — napięcie szczytowe sygnału wejściowego,
- $V_{x2}$  V — napięcie szczytowe sygnału wyjściowego,
- $V_t$  cm/sek — szybkość zapisu, szybkość przesuwu nośnika,
- $\lambda_t$   $\mu$  — długość fali uzyskanego na nośniku magnetogramu,
- $S_{do}$  — skuteczność dynamiczna głowicy odczytującej.

### Literatura

1. Axon P. E.: Instrumentation Magnetic Recording Journal Brit. I.R.E. vol 20. October 1960, 723.
2. Bock A.: Przegląd i charakterystyka przydatności instrumentalnych rejestratorów magnetycznych typu przenośnego. Wyd. wewn. I.T.W.L.
3. Camras M.: Information Storage Density of Magnetic Recording and Other Systems. I.R.E. Trans. on Audio vol. AV-9, Sept. 1961, 771.
4. Davies L. G.: Magnetic Tape Instrumentation Mc Graw-Hill Book Comp. New York 1961.
5. Dillenburger W.: Beitrag zur Wahl des Trägers sowie der Bandbreite im FM-Kanal... Rundfunktechnische Mitteilungen 4 (1960), nr 3, 113.
6. Greiner I.: Der Aufzeichnungsvorgang beim Magnettonverfahren mit Wechselstromvormagnetisierung. VEB Vpřlag Technik Berlin 1953.
7. Goron I. E., Drobiszew I. P.: O płotności zapisu szerokopasmowych sygnałów. Radiotechnika I 16. (1961) 1, 59.
8. Koszewski J.: Rejestracja magnetyczna pewnego typu informacji pomiarowych. Transmisja Danych — konf. naukowa — zeszyt 14. W-wa 1962.
9. Koszewski J.: Magnettonaufzeichnung der Vorgänge Spezieller Art und die damit verbundene Kriterium zur Träger—Abschätzung. Konferenz über die Signalspeicherung auf beweglichen magnetischen Medien — Budapest Okt. 1962.
10. Koprowski E.: Głowice magnetofonowe — Wydawnictwa Komunikacji i Łączności, W-wa 1963.
11. Monopoli R.: An inertia compensated magnetic tape recorder. Automat Control vol. 16 (1962) 1, 47—48.
12. Schönfelder H.: Signalverzerrungen bei Fernsehsystemen mit FM Unterträger. A.E.Ü. (1961) 1, vol. 15, 273—284.
13. Nowakowski S. W., Samojłow G. I.: Technika czastotnoj modulacji. Gosenergoizdat 1952.
14. Urbański B.: Zapisywanie i odczytywanie sygnałów telewizyjnych na taśmach magnetycznych.
15. Willis D. W., Skinner P.: Some Engineering Aspects of Magnetic Tape System Design. Journal Brit. I.R.E. Nov. 1960, 867.

## Opóźnienia wskazań podstawowych pilotażowych przyrządów ciśnieniowych

## Część I

Pierwsza część artykułu zawiera: objaśnienie fizycznej strony zjawiska opóźnienia wskazań, podstawowe zależności analityczne pozwalające wyznaczyć praktycznie poprawki na opóźnienie wskazań wysokościomierza, prędkościomierza i machometru, oraz jakościową analizę wpływu podstawowych parametrów lotu i instalacji samolotu na znak i wielkość poprawek. Jest to pierwsza w Polsce próba liczbowego ujęcia zagadnienia opóźnień.

W drugiej części zostanie omówiona metoda i aparatura do wyznaczania stałych opóźnień instalacji samolotu oraz podane zostaną wyniki przeprowadzonych prób, w wyniku których uzyskano dane liczbowe odnośnie opóźnień wskazań w.w. przyrządów dla przykładowo wybranych — spośród eksploatowanych w kraju — typów samolotów.

## Oznaczenia

$A — \frac{\text{Kcal}}{\text{kgm}}$	— ciepły równoważnik pracy,	$q — \frac{\text{kG}}{\text{m}^2}$	— ciśnienie dynamiczne zmierzone,
$a — \frac{\text{m}}{\text{sek}}$	— prędkość dźwięku,	$q_{\text{śc}} — \frac{\text{kG}}{\text{m}^2}$	— ciśnienie dynamiczne z uwzględnieniem ściśliwości,
$B — \frac{1}{\text{sek}}$	— współczynnik przeliczeniowy (indeks „1” odpowiada prędkości $V_{pp} \approx V_o \leq \leq 1225 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ , zaś indeks „2” $V_{pp} \approx \approx V_o \geq 1225 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ ,	$R — \frac{\text{m}}{^\circ\text{K}}$	— stała gazowa dla powietrza,
$d — m$	— średnica przewodów instalacji ciśnieniowej,	$Re$	— liczba Reynoldsa,
$E — \frac{1}{\text{m}}$	— współczynnik przeliczeniowy (w tekście indeks „1” odpowiada wartościom $M_{pp} \approx M \leq 1$ , zaś indeks „2” $M_{pp} \approx M \geq 1$ ),	$s$	— wielkość stała, zależna jedynie od rodzaju przepływu,
$g — \frac{\text{m}}{\text{sek}^2}$	— przyspieszenie ziemskie,	$T — ^\circ\text{K}$	— temperatura statyczna powietrza,
$h = h_{ppp} + \delta h_a — m$	— rzeczywista wysokość barometryczna,	$T_c — ^\circ\text{K}$	— temperatura całkowita (spiętrzenia),
$h_p — m$	— wysokość przyrządowa,	$u — \frac{\text{m}}{\text{sek}}$	— prędkość przepływu powietrza w instalacji,
$h_{pp} = h_p + \delta h_1 — m$	— wysokość przyrządowa poprawiona,	$V = \frac{V_i}{\sqrt{\sigma}} — \frac{\text{m}}{\text{sek}}$	— prędkość rzeczywista,
$h_{ppp} = h_{pp} + \delta h_{op} — m$	— wysokość przyrządowa poprawiona z uwzględnieniem poprawki na opóźnienie wskazań,	$V_i = V_o + \delta V_{\text{śc}} — \frac{\text{m}}{\text{sek}}$	— prędkość równoważna poprawiona,
$l — m$	— długość przewodów instalacji ciśnieniowej,	$V_o = V_{ppp} + \delta V_a — \frac{\text{m}}{\text{sek}}$	— prędkość równoważna,
$M = M_{ppp} + \delta M_a —$	— rzeczywista liczba Macha.	$V_p — \frac{\text{m}}{\text{sek}}$	— prędkość przyrządowa,
$M_p —$	— przyrządowa liczba Macha,	$V_{pp} = V_p + \delta V_l — \frac{\text{m}}{\text{sek}}$	— prędkość przyrządowa poprawiona,
$M_{pp} = M_p + \delta M_l —$	— przyrządowa poprawiona liczba Macha,	$V_{ppp} = V_{pp} + \delta V_{op} — \frac{\text{m}}{\text{sek}}$	— prędkość przyrządowa poprawiona z uwzględnieniem poprawki na opóźnienie wskazań,
$M_{ppp} = M_{pp} + \delta M_{op} —$	— przyrządowa poprawiona liczba Macha z uwzględnieniem poprawki na opóźnienie wskazań,	$V_{V_{ppp}} — \frac{\text{m}}{\text{sek}}$	— prędkość rzeczywista wyliczona z prędkości przyrządowej poprawionej, z uwzględnieniem opóźnienia wskazań,
$n —$	— wykładnik politropy,	$W — \text{m}^3$	— pojemność komór pilotażowych przyrządów ciśnieniowych,
$p — \frac{\text{kG}}{\text{m}^2}$	— ciśnienie zmierzone,	$\delta h_a — m$	— poprawka aerodynamiczna wysokościomierza,
$p_c — \frac{\text{kG}}{\text{m}^2}$	— ciśnienie całkowite,	$\delta h_l — m$	— poprawka laboratoryjna wysokościomierza,
$p_h — \frac{\text{kG}}{\text{m}^2}$	— ciśnienie atmosferyczne na danej wysokości,	$\delta h_{op} — m$	— poprawka wysokościomierza na opóźnienie wskazań,
$p_s — \frac{\text{kG}}{\text{m}^2}$	— ciśnienie statyczne,	$\delta M_a —$	— poprawka aerodynamiczna machometru,
		$\delta M_l —$	— poprawka laboratoryjna machometru,

- $\delta M_{op}$  — poprawka machometru na opóźnienie wskazań,
- $\delta p_c$  — mmHg — różnica ciśnień przyłożona do instalacji ciśnienia całkowitego,
- $\delta p_{co}$  — mmHg — efektywna różnica ciśnień przyłożona do instalacji ciśnienia całkowitego,
- $\delta p_s$  — mmHg — różnica ciśnień przyłożona do instalacji ciśnienia statycznego,
- $\delta p_{so}$  — mmHg — efektywna różnica ciśnień przyłożona do instalacji ciśnienia statycznego,
- $\delta q_{op}$  —  $\frac{kG}{m^2}$  — poprawka na opóźnienie ciśnienia dynamicznego,
- $\delta V_a$  —  $\frac{m}{sek}$  — poprawka aerodynamiczna prędkościomierza,
- $\delta V_l$  —  $\frac{m}{sek}$  — poprawka laboratoryjna prędkościomierza,
- $\delta V_{op}$  —  $\frac{m}{sek}$  — poprawka prędkościomierza na opóźnienie wskazań,
- $\delta V_{\acute{s}c}$  —  $\frac{m}{sek}$  — poprawka prędkościomierza na ściśliwość,
- $\epsilon$  — wielkość stała, zależna jedynie od rodzaju przepływu,
- $\kappa$  — wykładnik adiabaty dla powietrza,
- $\theta$  — stopień — kąt pochylenia toru (mierzony między poziomem a styczną do toru),
- $\Delta$  — bezwymiarowy współczynnik oporu przepływu,
- $\lambda$  — sek — stała opóźnienia układu ciśnieniowego,
- $\lambda_c$  — sek — stała opóźnienia układu ciśnienia całkowitego odpowiadająca warunkom lotu,
- $\lambda_s$  — sek — stała opóźnienia układu ciśnienia statycznego odpowiadająca warunkom lotu,
- $\lambda_{soh}$  — sek — stała opóźnienia układu ciśnienia statycznego dla danej wartości  $\delta p_s$  oraz wysokości  $h_{pp}$ ,
- $\lambda_{soh}V'$  — sek — stała opóźnienia układu ciśnienia statycznego dla danej wartości  $\delta p_s$  oraz wysokości  $h_{pp}$  i naddźwiękowej prędkości  $V'_{pp}$ ,
- $\lambda_{solam}$  — sek — stała opóźnienia układu ciśnienia statycznego dla warunków standardowych na poziomie morza, odpowiadająca zakresowi przepływu laminarnego,
- $\mu$  —  $\frac{kG \text{ sek}}{m^2}$  — dynamiczny współczynnik lepkości powietrza,
- $\rho$  —  $\frac{kG \text{ sek}^2}{m^4}$  — gęstość powietrza,
- $\sigma$  —  $\frac{\rho}{\rho_0}$  — gęstość względna powietrza,
- $\tau$  — sek — czas.

#### Uwagi:

1. Stosowany przy oznaczeniach indeks „0” wskazuje, iż dany parametr odpowiada warunkom panującym na poziomie morza wg Atmosfery Wzorcowej.
2. Z powodu trudności technicznych wprowadzono na oznaczenie pierwszej pochodnej danej wielkości względem czasu indeks  $\tau$  (np.  $V_{pp\tau} = \frac{dV_{pp}}{d\tau}$ )

3. Wielkości „primowane” odpowiadają zakresowi prędkości naddźwiękowych.
4. Indeks „AW” oznacza, iż dany parametr ma standardową wartość, zgodnie z Atmosferą Wzorcową.

#### Wstęp

Przy wznoszeniu się samolotu, nurkowaniu i podczas wykonywania figur w płaszczyźnie pionowej, ciśnienie statyczne, jak i całkowite w pilotażowych pokładowych przyrządach ciśnieniowych zmienia się w szerokim zakresie w bardzo krótkich odcinkach czasu. Zarówno teoria, jak i doświadczenie wykazują, że przy podłączeniu manometru za pomocą przewodów do źródła ciśnienia, manometr ów nie reaguje na zmianę ciśnienia natychmiast, lecz spóźnia się w stosunku do ciśnienia źródła. Zjawisko to nazywamy błędem opóźnienia wskazań. Błąd ten jest spowodowany:

1. Spadkiem ciśnienia w przewodzie na skutek lepkości i tarcia pomiędzy przepływającym powietrzem i ściankami przewodów.

2. Spadkiem ciśnienia w łącznikach, zakrzywieniach przewodów itp.

3. Skończonym czasem, jaki jest potrzebny do tego, aby zakłócenie ciśnienia w źródle „przewędrowało” do odbiornika, w danym przypadku do manometru.

4. Opóźnieniem we wskazaniach samego przyrządu.

Trzy pierwsze powody spośród w.w. nie wymagają komentarzy, jeśli zaś chodzi o ostatni, to mechanizm powstawania opóźnienia w samym przyrządzie przedstawia się następująco. Po dotarciu zakłócenia ciśnienia do manometru musi ulec odkształceniu membrana przyrządu i wychylić się wskazówka. To natomiast powoduje opóźnienie na skutek istniejącego tłumienia, bezwładności, lepkości i tarcia Coulomba w samym przyrządzie. Jak widać z powyższego, opóźnienie wskazań jest zagadnieniem skomplikowanym — w grę wchodzi tu duża ilość różnorodnych parametrów, a należy jeszcze dodać, że w obecnych instalacjach wprowadza dodatkowe komplikacje wymiana ciepła pomiędzy tą instalacją i otaczającym ośrodkiem. Tego rodzaju skomplikowane zjawisko wymaga dla opisanego cząstkowych równań różniczkowych drugiego stopnia. A ponadto, jeśli nawet można byoby znaleźć rozwiązanie tych równań, rachunek liczbowy okazałyby się niemożliwy z powodu braku danych odnośnie parametrów tych równań jak: współczynników przewodzenia ciepła, rozkładu temperatur wzdłuż przewodów itp. Dlatego też opracowanie tego zagadnienia na drodze czysto analitycznej bez uciekania się do doświadczenia, jest — praktycznie rzecz biorąc — niemożliwe. Z podstawowych pilotażowych przyrządów ciśnieniowych znajdujących się w samolocie należy wymienić wysokościomierz, prędkościomierz oraz machometr i w zasadzie tylko opóźnienie tych przyrządów należy brać pod uwagę. Naturalnie, w przypadku zainstalowania na pokładzie samolotu dodatkowo aparatury pomiarowo-rejestrującej, pracującej na zasadzie pomiaru ciśnień, należy również uwzględnić opóźnienie, jakim podlegają wielkości rejestrowane przez tę aparaturę. Należy tu od razu zaznaczyć, że opóźnienia wskazań przyrządów pokładowych będą inne w przypadku zamontowania dodatkowej aparatury do tej samej instalacji ciśnieniowej, a inne, gdy włączone do instalacji są tylko przyrządy pokładowe wchodzące w skład normalnego wyposażenia. Nie zawsze zachodzi potrzeba wprowadzania poprawek na opóźnienie wskazań, nawet jeśli samolot wykonuje manewr w płaszczyźnie pionowej, kiedy to opóźnienia osiągają na ogół swe wartości maksymalne. Należy jednak wtedy wykazać, że powstający na skutek opóźnienia błąd jest mały i można go pominąć.

Ponieważ opóźnienie wskazań stanowi jeden z wielu błędów, które wymagają skorygowania, należy pamiętać, że dla wysokościomierza, prędkościomierza i machometru poprawkę na opóźnienie winno się wprowadzać po uwzględnieniu poprawki laboratoryjnej, a przed wprowadzeniem poprawki aerodynamicznej.



W przypadku wysokościomierza źródłem błędu jest opóźnienie układu ciśnienia statycznego, natomiast w prędkościomierzu i machometrze — opóźnienie tak układu ciśnienia statycznego, jak i całkowitego, przy czym dla tych dwu ostatnich przyrządów:

a) w locie nurkowym oraz wznoszącym opóźnienie układu ciśnienia całkowitego, odejmując się od opóźnienia układu ciśnienia statycznego, zmniejsza poprawkę na opóźnienie wskazań;

b) w locie na stałej wysokości natomiast występuje tylko opóźnienie układu ciśnienia całkowitego, o ile oczywiście samolot znajduje się w ruchu przyspieszonym bądź opóźnionym.

Z zasady wielkość opóźnienia układu ciśnienia statycznego jest znacznie większa od opóźnienia układu ciśnienia całkowitego, a to na skutek tego, że pojemność komór ciśnienia statycznego jest znacznie, bo 20÷100 razy, większa od pojemności membran ciśnienia całkowitego. Dlatego też o opóźnieniach ciśnieniowych przyrządów pokładowych decyduje w głównej mierze charakterystyka układu ciśnienia statycznego. Na ogół układ i lokalizacja nadajników ciśnienia całkowitego i statycznego dla instalacji, wchodzących w skład układów do pomiaru wysokości, prędkości oraz liczby  $M$  lotu są podyktowane czym innym niż wzgląd na uzyskanie minimalnych opóźnień. Jednak w ramach stosowanych układów konstruktor powinien tak dobrać parametry zależne tylko od niego, aby poprawkę na opóźnienie zmniejszyć do minimum lub, co jest bardzo pożądane, doprowadzić tę poprawkę do pomijalnie małych wartości. Konstruktor ma zwykle pewien wpływ na następujące parametry układu, decydujące o opóźnieniu:

- własności samego przyrządu,
- ilość przyrządów w instalacji,
- długość, średnicę wewnętrzną i stan powierzchni przewodów,
- opóźnienie względne: ciśnienia całkowitego i statycznego.

Opóźnienie spowodowane samym przyrządem jest mniejsze przy małym tłumieniu i małym tarciu w mechanizmie przyrządu.

Jeśli chodzi o liczbę przyrządów w instalacji, to winna być ona utrzymana na poziomie minimalnym, a to w celu zmniejszenia pojemności układu i komplikacji przewodów doprowadzających (zgięcia, trójniki itp.). Minimalna długość przewodów jest zwykle podyktowana lokalizacją nadajników i odbiorników ciśnień na samolocie. W niektórych jednak przypadkach możliwe jest umieszczenie przyrządów lub odpowiednich układów rejestrujących tuż przy nadajnikach ciśnień, jak np. umieszczenie tablicy fotorekordera w nosie kadłuba tuż za nosowym masztem rurki Pitota. Nie zawsze jest to możliwe, jak na przykład w przypadku konieczności zawieszenia wleczonej sondy statycznej w odległości od kadłuba, równej rozpiętości płata lub nawet większej. W każdym jednak przypadku przewód powinien przebiegać możliwie najkrótszą drogą i nie powinien posiadać ostrych zgięć. Przewód winien mieć oczywiście gładką powierzchnię wewnętrzną. Średnica jego powinna być możliwie duża, jak również otworki nadajnika powinny być odpowiednio dobrane do średnicy rurki Pitota. Jeżeli pojemność instalacji ciśnieniowej jest w porównaniu z roboczą pojemnością przyrządów mała, a więc przewody między nadajnikiem i odbiornikiem są krótkie — przy dużych pojemnościach np. komór ciśnienia statycznego, to opóźnienie — w tym przypadku wysokościomierza, jest w pierwszym przybliżeniu odwrotnie proporcjonalne do czwartej potęgi średnicy przewodów. Stąd przy zwiększeniu średnicy rurki z 3 do 5 mm, opóźnienie zmniejszy się około 7-krotnie. W rzeczywistości jednak, na skutek wielu czynników, zmniejszenie opóźnienia ze wzrostem średnicy jest słabsze, niemniej jednak na tyle znaczne, iż warto stosować możliwie duże średnice przewodów w instalacjach ciśnieniowych samolotu. Możliwość regulowania opóźnień ciśnień: całkowitego i statycznego, daje skuteczny sposób redukcji opóźnień wskazań prędkościomierza i machome-

tru — oczywiście tylko w przypadku manewrów samolotu w płaszczyźnie pionowej. Należy jednak pamiętać, że, na skutek przewagi opóźnienia układu ciśnienia statycznego nad tymże opóźnieniem układu ciśnienia całkowitego, przy nie zmienionej charakterystyce tego pierwszego układu, zmniejszenie sumarycznego opóźnienia prędkościomierza lub machometru może nastąpić tylko poprzez zwiększenie opóźnienia układu ciśnienia całkowitego. Postępując jednak w ten sposób zmniejszamy co prawda opóźnienia prędkościomierza i machometru podczas wykonywania przez samolot manewrów pionowych, ale niestety jednocześnie zwiększamy opóźnienia tych przyrządów podczas lotów ze zmienną prędkością na stałej wysokości. Jak widać więc jedyną skuteczną i optymalną metodą zmniejszenia opóźnień wszystkich ciśnieniowych przyrządów pilotażowych (w tym także wysokościomierza) jest zmniejszenie opóźnienia układu ciśnienia statycznego.

Trzeba tu jeszcze wspomnieć o zagadnieniu opóźnień wskazań w aspekcie prób samolotów, kiedy to instaluje się dodatkowe przyrządy (np. na tablicy fotorekordera), a więc zwiększa się pojemności obu układów ciśnień, zwiększając tym samym opóźnienia przyrządów i to zarówno tych rejestrujących (w fotorekorderze), jak i tych w kabine pilota. Dlatego też na samolotach, których prędkości pionowe przekraczają 200 m/sek, należy zamiast fotorekordera stosować specjalny układ samopiszzący o pojemności komór ciśnienia statycznego nie przekraczającej 300 cm<sup>3</sup>. Ponadto wskazane jest podłączenie w.w. układów samopiszzących do specjalnego nadajnika, aby nie pogarszać charakterystyki opóźnienia tak aparatury pomiarowo-rejestrującej, jak i przyrządów pokładowych. Dla praktycznie całkowitego pozbycia się opóźnienia w aparaturze pomiarowo-rejestrującej, wskazane jest podłączenie do oddzielnego nadajnika specjalnego przyrządu o małym opóźnieniu. Wyeliminowanie opóźnienia w takim przyrządzie uzyskuje się w ten sposób, że zarówno ciśnienie statyczne, jak i ciśnienie całkowite doprowadza się do membran (minimalna pojemność w stosunku do normalnie stosowanych komór ciśnienia statycznego). Ciśnienie odniesienia w korpusie przyrządu notuje się za pomocą izolowanego manografu. Wadą tej metody pomiaru wysokości i prędkości jest zwiększona pracochłonność opracowywania wyników z prób w locie — sprawę komplikuje dodatkowy parametr, jakim jest ciśnienie odniesienia. Jeżeli na samolocie nie dysponuje się specjalnym nadajnikiem zasilającym tylko w.w. układ o małym opóźnieniu, to oczywiście opóźnienia nie ograniczą się do pomijalnie małych wartości, ponieważ pozostaje nadal w układzie ciśnienia statycznego dość znaczna pojemność (około 1500 cm<sup>3</sup> lub więcej) komór statycznych przyrządów pilotażowych. Osiąga się tu jednak ten efekt korzystny ze zwiększając minimalnie pojemność całego układu, jedynie bardzo nieznacznie zwiększa się opóźnienia przyrządów tak pilotażowych, jak i pomiarowo-rejestrujących.

Niniejsze opracowanie podaje zarys podstaw teoretycznych i metody wyznaczania opóźnień wskazań podstawowych pilotażowych przyrządów ciśnieniowych i wyniki z prób naziemnych instalacji ciśnieniowych wybranych samolotów oraz wnioski wypływające z uzyskanych materiałów.

Szczegółowo opracowane podstawy teoretyczne, roboczą metodykę wyznaczania opóźnień, wraz ze stosowaną aparaturą do prób naziemnych oraz materiały pomocnicze (wykresy robocze i wzory tabel przeliczeniowych) można znaleźć w „Metodyce wyznaczania opóźnień wskazań podstawowych pilotażowych przyrządów ciśnieniowych” opracowanej przez mgr inż. M. Łękowski i mgr inż. J. Perlińskiego.

#### Podstawowe zależności analityczne

Najdokładniejszą metodą korygowania błędu opóźnienia, zmierzonych w locie prędkości, wysokości i liczby  $M$  byłoby laboratoryjne przebadanie rzeczywistej instalacji samolotowej w celu wyznaczenia poprawek dla różnych parametrów lotu samolotu. Chociaż ten sposób wyznaczania poprawek jest teoretycznie możliwy do zrealizowania, to jednak praktycznie dotąd nie jest stosowany ze względu na pracochłonność tej metody. Trochę mniej dokładnym, lecz prostszym sposobem jest przyjęcie założenia, że opóźnienie jest funkcją tylko gradientu ciśnienia względem

czasu i warunków zewnętrznych, oraz określenie na podstawie prób naziemnych opóźnienia jako funkcji tych parametrów. Ta metoda uwzględnia możliwe zmiany charakteru przepływu w przewodach, od laminarnego — przy małym gradencie zmian ciśnienia, do burzliwego — przy gradencie dużym.

Zwykle dla spotykanych samolotów, prawie dla wszystkich stosowanych układów — zwłaszcza ciśnienia całkowitego — służących do pomiaru prędkości, wysokości i liczby  $M$ , istnieje w przewodach przepływ laminarny. Przyjęcie założenia, że przepływ w przewodach jest laminarny, jak również pominięcie bezwładności powietrza oraz przyjęcie, że opóźnienie ciśnienia jest małe w stosunku do ciśnienia w instalacji — pozwala opisać omówione zjawisko za pomocą stosunkowo prostych zależności analitycznych.

Rozważając komorę o objętości  $W$ , połączoną z ośrodkiem zewnętrznym za pomocą przewodu o długości  $l$  i średnicy  $d$ : dalej — przyjmując, że stan ośrodka zewnętrznego charakteryzuje się ciśnieniem  $p_h$  i temperaturą  $T_h$ , zależnymi od czasu  $\tau$  — rozpatrując bilans cieplny układu oraz stosując prawo Poisseuille'a, obowiązujące dla przepływów laminarnych, można znaleźć zależność ciśnienia  $p$  w komorze w funkcji czasu:

$$p_h = p + \lambda \frac{dp}{d\tau} \quad [1]$$

przy czym stała opóźnienia:

$$\lambda = \frac{32 \mu l}{p_h d^3} \left( l + \frac{W}{\pi d^2} \right) \quad [2a]$$

gdzie:  $\mu$  — dynamiczny współczynnik lepkości powietrza.

**Uwaga:** W niniejszym opracowaniu stosowano w zasadzie układ jednostek MKS. Przy odstępstwach od tej zasady każdorazowo podano odpowiednie mianowanie.

Przenosząc powyższe rozważania na grunt pilotażowych przyrządów ciśnieniowych można stwierdzić, co następuje. Stała opóźnienia  $\lambda$  dla danego układu zależy od ciśnienia, a więc od wysokości barometrycznej i od temperatury powietrza przez współczynnik  $\mu$ . Z zależności [1] widać, że ciśnienie  $p$ , rejestrowane przez przyrząd, różni się od ciśnienia rzeczywistego w ośrodku zewnętrznym, przy czym różnica jest tym większa, im szybciej zmienia się ciśnienie i im większa jest wartość  $\lambda$ . Stała opóźnienia  $\lambda$ , z kolei jest tym większa, im większa jest objętość komór przyrządów oraz długość przewodów instalacji oraz im mniejsza jest średnica tychże przewodów. Obliczenia wartości  $\lambda$  można dokonać za pomocą wzoru [2a], jednak w praktyce wyznacza się tę wielkość doświadczalnie, a to ze względu na fakt, iż zastosowane do wyprowadzenia w.w. zależności prawo Poisseuille'a, jak wykazuje doświadczenie — niezupełnie odpowiada rzeczywistości, a ponadto omawiany wzór nie uwzględnia takich oporów dodatkowych instalacji, jak trójniki, łączniki, zagięcia itp. — i obowiązuje tylko w zakresie przepływów laminarnych.

Powyższe zależności nie ujmują opóźnienia wskazań wynikającego z bezwładności samych przyrządów pomiarowych. Wynikiem i wnioskiem z badań tego zjawiska za granicą jest to, że przez właściwą konstrukcję i dobór przyrządów, bezwładność ich może być mała i dzięki temu zaniedbywalna. Wartości stałych opóźnienia układu ciśnienia całkowitego  $\lambda_c$  i układu ciśnienia statycznego  $\lambda_s$  wyznacza się drogą pomiarów na ziemi, notując przy tym ciśnienie i temperaturę. Aby móc je przeliczać na inne warunki — inne ciśnienie i temperaturę, należy przekształcić wzór [2a] oddzielnie dla układu ciśnienia całkowitego i oddzielnie — ciśnienia statycznego. Wychodząc ze wzoru [2a], stosując przekształcenie  $\lambda = \lambda_o \frac{\lambda}{\lambda_o}$ , gdzie indeks „zero” oznacza warunki standardowe przy ziemi wg Atmosfery Wzorcowej, oraz wiedząc, że:

— ciśnienie całkowite jest sumą ciśnienia statycznego i dynamicznego

$$p_c = p_s + q_{sc} \quad [3]$$

— dynamiczny współczynnik lepkości związany jest z temperaturą, zależnością empiryczną:

$$\frac{\mu}{\mu_o} = \left( \frac{T}{T_o} \right)^{0,754} \quad [4]$$

— przybliżona zależność wiążąca „ściśliwie” ciśnienie dynamiczne z prędkością przyrządową poprawioną (po założeniu, że poprawka aerodynamiczna prędkościomierza równa się zero i w związku z tym prędkość przyrządowa poprawiona jest równa prędkości równoważnej) ma dla prędkości poddźwiękowych następującą postać:

$$q_{sc} = p_c - p_s = \frac{1}{2} \rho_o V_{pp}^2 \left[ 1 + \frac{1}{4} \left( \frac{V_{pp}}{a_o} \right)^2 + \frac{1}{40} \left( \frac{V_{pp}}{a_o} \right)^4 + \dots \right] \quad [5]$$

można dojść do następujących wzorów: dla układu ciśnienia całkowitego przy prędkościach poddźwiękowych

$$\frac{\lambda_c}{\lambda_{co}} = \left( \frac{T}{T_{AW}} \right)^{0,754} \left( \frac{T_{AW}}{T_o} \right)^{0,754} \times \frac{p_{so}}{p_s + \frac{1}{2} \rho_o V_{pp}^2 \left[ 1 + \frac{1}{4} \left( \frac{V_{pp}}{a_o} \right)^2 + \frac{1}{40} \left( \frac{V_{pp}}{a_o} \right)^4 \right]} \quad [6]$$

i dla układu ciśnienia statycznego przy prędkościach poddźwiękowych

$$\frac{\lambda_s}{\lambda_{so}} = \left( \frac{T}{T_{AW}} \right)^{0,754} \left( \frac{T_{AW}}{T_o} \right)^{0,754} \frac{p_{so}}{p_s} \quad [7]$$

Aby uzyskać zależność typu [6] dla układu ciśnienia całkowitego, obowiązującą przy prędkościach naddźwiękowych, należy zastosować:

— zależność pomiędzy „ściśliwym” ciśnieniem dynamicznym oraz prędkością przyrządową poprawioną (również przy założeniu zerowania się poprawki aerodynamicznej prędkościomierza),

$$q'_{sc} = p'_c - p_s = p_{so} \frac{\kappa + 1}{2} \left( \frac{V'_{pp}}{a_o} \right)^2 \times \left[ \frac{(\kappa + 1)^2 \left( \frac{V'_{pp}}{a_o} \right)^2}{4\kappa \left( \frac{V'_{pp}}{a_o} \right)^2 - 2(\kappa - 1)} \right]^{\frac{1}{\kappa - 1}} - p_{so} \quad [8]$$

przy czym dla odróżnienia od prędkości poddźwiękowych, poszczególne parametry zależne od zakresu rozpatrywanych prędkości oznaczono znakiem „prim”;

— podstawienie do wzoru temperatury całkowitej (spiętrzenia)  $T_c$  zamiast temperatury statycznej  $T$ . Temperatura całkowita znana jest bądź z pomiarów w danym rozpatrywanym locie, bądź obliczana jest ze wzoru:

$$T_c = T + \frac{V^2}{2g c_p} \quad [9]$$

przy czym przyjęto, że  $V \approx \frac{1}{\sqrt{\sigma}} (V_{pp} + \delta V_{sc})$

W efekcie, dla układu ciśnienia całkowitego przy prędkościach naddźwiękowych można uzyskać następującą zależność:

$$\frac{\lambda'_c}{\lambda'_{co}} = T_c^{0,754} \frac{1}{T_o^{0,754}} \times \frac{1}{p_{so} + \frac{\kappa + 1}{2} \left( \frac{V'_{pp}}{a_o} \right)^2 \left[ \frac{(\kappa + 1)^2 \left( \frac{V'_{pp}}{a_o} \right)^2}{4\kappa \left( \frac{V'_{pp}}{a_o} \right)^2 - 2(\kappa - 1)} \right]^{\frac{1}{\kappa - 1}} - 1} \quad [10]$$

a dla układu ciśnienia statycznego — również przy prędkościach naddźwiękowych — zmieniając tylko we wzorze [7] temperaturę statyczną na całkowitą:

$$\frac{\lambda'_s}{\lambda_{so}} = T_c^{0,754} \frac{1}{T_o^{0,754}} \frac{p_{so}}{p_s} \quad [11]$$

Przy wyprowadzeniu zależności [10] i [11] przyjęto, iż w instalacji ciśnienia całkowitego i statycznego przy prędkościach naddźwiękowych panuje temperatura całkowita (spiętrzenia), a nie statyczna.

Jest to założenie bardzo dyskusyjne, bo przyjmując całkowite wyhamowanie strug na wlocie nadajnika ciśnienia całkowitego nie odbiega się zbyt daleko od stanu faktycznego, ale zastosowanie tego samego założenia w odniesieniu do układu ciśnienia statycznego wydaje się na pierwszy rzut oka nieuzasadnione (nie zachodzi tu spiętrzenie powietrza). W ogóle przyjmowanie jednakowej temperatury — w danym momencie czasowym — dla całego układu ciśnienia statycznego bądź całkowitego jest już dużym uproszczeniem, a to ze względu na:

- stopniowe wyrównywanie się temperatury w całej instalacji — zjawisko to, nie następuje natychmiast, lecz przebiega w pewnym określonym czasie,
- występowanie wymiany ciepła z otoczeniem — niejednokowej dla całej instalacji,
- istnienie dodatkowych zmian temperatury na skutek aktualnego sprężania czy też rozprężania powietrza w instalacji.

Do powyższego należy jeszcze dodać, iż w grę zaczyna wchodzić przy znacznych prędkościach nagrzewanie aerodynamiczne samolotu, jako całości, co dodatkowo komplikuje zagadnienie. Ponieważ nie ma szczegółowych danych na temat temperatury panującej w instalacjach ciśnieniowych przy prędkościach naddźwiękowych, oparto się w niniejszym na zaleceniu podanym przez I. M. Schwarzbacha i H. W. Downa w I rozdz. tomu I wydawn. AGARD pt. „Flight test manual”. W myśl tego zalecenia „możliwie zadowalającą metodą w warunkach naddźwiękowych mogłoby być użycie wskazanej temperatury całkowitej do wyliczenia dynamicznego współczynnika lepkości powietrza w instalacji prędkościomierza”.

Trzeba tu tylko podkreślić, że przyjęte założenie nie daje dokładnych wyników, a tylko przybliżone, określające zjawisko opóźnienia przy prędkościach naddźwiękowych bardziej jakościowo niż ilościowo. Należy jeszcze wyjaśnić, jak w przypadku rozpatrywania opóźnień wskazań ciśnieniowych przyrządów pilotażowych należy dzielić prędkości na naddźwiękowe i poddźwiękowe. Otóż dzieli się je w tym przypadku zgodnie z zasadą cechowania prędkościomierzy, to jest jako prędkość odpowiadającą liczbie  $M = 1$ , przyjmuje się prędkość równoważną  $V_o \approx 1225$  km/h (dalej przyjmowano z omówionych już przyczyn  $V_{pp} \approx V_o$ ). Konsekwencją tego jest fakt, że np.  $V_{pp} \approx V_o = 1200$  km/h na wysokości  $h_{pp} = 10\,000$  m odpowiada  $M > 1$ , a mimo to, przy obliczaniu opóźnień wskazań trzeba posługiwać się zależnościami wyprowadzonymi dla zakresu poddźwiękowego. Reasumując — granicą dzielącą obszar prędkości na zakresy poddźwiękowy i naddźwiękowy jest dla całego zakresu wysokości prędkość równoważna  $V_o = 1225$  km/h. Naturalnie granica ta obowiązuje przy rozpatrywaniu tylko opóźnień prędkościomierza.

Po tych dygresjach przejść już można do wzorów określających poprawki na opóźnienie wskazań poszczególnych przyrządów pilotażowych. Przy wyprowadzaniu **poprawki na opóźnienie wskazań prędkościomierza dla zakresu poddźwiękowego** korzysta się z:

- zależności [1]; [3]; [5];
- wprowadzonego oznaczenia na opóźnienie ciśnienia dynamicznego, które to opóźnienie jest różnicą między ciśnieniem dynamicznym rzeczywistym (zgodnie ze wzorem [5]) i zmierzonym;

$$\delta q_{op} = q_{sc} - q \quad [12]$$

- równanie statyki atmosfery w przybliżonej postaci

$$dp_s = -g \rho dh_{pp} \quad [13]$$

- równanie to w powyższej postaci jest o tyle niezupełnie ścisłe, że zawierać winno ciśnienie rzeczywiste  $p_h$ , a nie zmierzone  $p_s$  oraz wysokość rzeczywistą  $h$ , a nie przyrządową poprawioną  $h_{pp}$ ,
- podstawienia gęstości względnej

$$\sigma = \frac{\rho}{\rho_o} \quad [14]$$

- Korzystając z powyższego i wprowadzając pewne uproszczenia, polegające na przejściu od różniczek do różnic skończonych — w poszczególnych etapach przekształceń otrzymuje się zależność:

$$\delta V_{op} = \Delta V_{pp} = \lambda_c V_{pp\tau} - \frac{g \sigma h_{pp\tau} (\lambda_c - \lambda_s)}{V_{pp} \left[ 1 + \frac{1}{2} \left( \frac{V_{pp}}{a_o} \right)^2 + \frac{3}{40} \left( \frac{V_{pp}}{a_o} \right)^4 \right]} \quad [15]$$

przy czym dla  $\sigma$  przyjmuje się wartość standartową na pomiarowej wysokości ciśnieniowej. Wprowadzając oznaczenie:

$$B_1 = \frac{g \sigma}{V_{pp} \left[ 1 + \frac{1}{2} \left( \frac{V_{pp}}{a_o} \right)^2 + \frac{3}{40} \left( \frac{V_{pp}}{a_o} \right)^4 \right]} \quad [16]$$

wzór [15] sprowadzić można do postaci:

$$\delta V_{op} = \lambda_c V_{pp\tau} + (\lambda_s - \lambda_c) B_1 h_{pp\tau} \quad [17a]$$

lub

$$\delta V_{op} = \lambda_c (V_{pp\tau} - h_{pp\tau} B_1) + \lambda_s B_1 h_{pp\tau} \quad [17b]$$

Istotny jest tu znak (dodatni czy ujemny) otrzymanych pochodnych względem czasu  $V_{pp}$  i  $h_{pp}$ . Otóż jeżeli kąt zawarty między styczną do odpowiedniej krzywej — w punkcie, w którym poszukujemy pochodnej — i osią odciętych (w tym przypadku osią czasu  $\tau$ ) jest mniejszy od  $90^\circ$ , to wartość pochodnej jest dodatnia, przy czym kąt mierzy się od osi odciętych do stycznej w kierunku przeciwnym do kierunku ruchu wskazówek zegara. Inaczej — dla krzywej rosnącej pochodną przyjmuje się jako dodatnią, a dla krzywej malejącej jako ujemną.

Postępując podobnie jak przy wyprowadzaniu zależności [15], lecz korzystając ze wzoru [8], stosując omówione poprzednio znaczki „prim”, otrzymać można **poprawkę na opóźnienie wskazań prędkościomierza dla prędkości naddźwiękowych**:

$$\delta V'_{op} = \Delta V'_{pp} = \lambda'_c V'_{pp\tau} - \frac{(\lambda'_c - \lambda'_s) g h_{pp\tau} \rho}{(x+1)^{\frac{x+1}{x-1}} \frac{V'_{pp}}{a_o^2} \frac{1}{2^{\frac{1}{x-1}}} \left\{ \frac{\left( \frac{V'_{pp}}{a_o} \right)^2}{x \left[ 2 \left( \frac{V'_{pp}}{a_o} \right)^2 - 1 \right] + 1} \right\}^{\frac{1}{x-1}} \left\{ 1 - \frac{1}{x \left[ 2 \left( \frac{V'_{pp}}{a_o} \right)^2 - 1 \right] + 1} \right\} p_{s_o}} \quad [18]$$

Wprowadzając oznaczenie:

$$B_2 = \frac{g \rho}{p_{s_o} (x+1)^{\frac{x+1}{x-1}} \frac{V'_{pp}}{a_o^2} \frac{1}{2^{\frac{1}{x-1}}} \left\{ \frac{\left( \frac{V'_{pp}}{a_o} \right)^2}{x \left[ 2 \left( \frac{V'_{pp}}{a_o} \right)^2 - 1 \right] + 1} \right\}^{\frac{1}{x-1}} \left\{ 1 - \frac{1}{x \left[ 2 \left( \frac{V'_{pp}}{a_o} \right)^2 - 1 \right] + 1} \right\} p_{s_o}} \quad [19]$$

można uprościć wzór [18] do analogicznej postaci, jak zależność [17]:

$$\delta V'_{op} = \lambda'_c V'_{pp\tau} + (\lambda'_s - \lambda'_c) B_2 h_{pp\tau} \quad [20a]$$

lub

$$\delta V_{op} = \lambda_c (V h_{pp\tau} - h_{pp\tau} B_2) + \lambda_s B_2 h_{pp\tau} \quad [20b]$$

Łatwo sprawdzić, że dla  $M_o = \frac{V_o}{a_o} \approx \frac{V_{pp} \approx 1225 \frac{\text{km}}{\text{h}}}{a_o} = 1$

oraz przy zastosowaniu ściślejszej zależności, zamiast przybliżonej [5],  $B_1 = B_2$ . Zatem ogólnie — wzór pozwalający wyznaczyć poprawkę na opóźnienie wskazań prędkościomierza w całym zakresie prędkości można zapisać jak niżej:

$$\delta V_{op} = \lambda_c V_{pp\tau} + (\lambda_s - \lambda_c) B h_{pp\tau} \quad [21a]$$

lub

$$\delta V_{op} = \lambda_c (V_{pp\tau} - h_{pp\tau} B) + \lambda_s B h_{pp\tau} \quad [21b]$$

**Poprawkę na opóźnienie wskazań wysokościomierza** wyprowadza się wychodząc z:

- zależności [1],
- definicji poprawki na opóźnienie: różnica między wysokością faktyczną a zmierzoną

$$\delta h_{op} = h_{pp\tau} - h_{pp} \quad [22]$$

Otrzymaną w ten sposób zależność, obowiązującą w całym zakresie prędkości, ma postać:

$$\delta h_{op} = \Delta h_{pp} = \lambda_s h_{pp\tau} \quad [23]$$

Różnica, jaka wystąpi przy prędkościach naddźwiękowych, polega jedynie na odmiennej metodzie przeliczania  $\lambda_{so}$  na  $\lambda_s$  wg wzoru [11]. Z kolei poprawkę na opóźnienie wskazań machometru przy prędkościach poddźwiękowych — w tym przypadku określanych liczbą  $M \leq 1$  (lub w pierwszym przybliżeniu  $M_{pp} \leq 1$ ) — wyprowadza się wychodząc z:

- zależności przybliżonej wiążącej  $M_{pp}$  z ciśnieniem całkowitym i statycznym

$$M_{pp}^2 \approx \frac{2}{\gamma - 1} \left[ \left( \frac{p_c}{p_s} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}} - 1 \right] \quad [24]$$

- zależności [1] w odniesieniu zarówno do ciśnienia całkowitego jak i statycznego,
- założeń upraszczających  $dM_{pp} \ll M_{pp}$ ;  $dp_s \ll p_s$ ;  $dp_c \ll p_c$ ,
- założenia upraszczającego, polegającego na zastąpieniu różniczek różnicami skończonymi,
- równania stanu gazu

$$e = \frac{p_s}{gRT_h} \quad [25]$$

równania statyki atmosfery w postaci [13].

Po dokonaniu odpowiednich przekształceń matematycznych otrzymuje się:

$$\delta M_{op} = \Delta M_{op} = \lambda_c M_{pp\tau} + (\lambda_s - \lambda_c) h_{pp\tau} \frac{\gamma - 1}{2} M_{pp}^2 + 1 \quad [26]$$

Wprowadzając oznaczenie:

$$E_1 = \frac{\frac{\gamma - 1}{2} M_{pp}^2 + 1}{R \times M_{pp} T_{AW}} \quad [27]$$

Zależność [26] można napisać w postaci:

$$\delta M_{op} = \lambda_c M_{pp\tau} + (\lambda_s - \lambda_c) h_{pp\tau} E_1 \quad [28a]$$

lub

$$\delta M_{op} = \lambda_c (M_{pp\tau} - h_{pp\tau} E_1) + \lambda_s h_{pp\tau} E_1 \quad [28b]$$

**Poprawkę na opóźnienie wskazań machometru przy prędkościach naddźwiękowych**, odpowiadających liczbie  $M \geq 1$  (lub w pierwszym przybliżeniu  $M_{pp} \geq 1$ ) — wyprowadza się z:

— równania skalowania machometru

$$\frac{p_c}{p_s} = \frac{166,92 M_{pp}^2}{\left(7 - \frac{1}{M_{pp}^2}\right)^{2,5}} \quad [29]$$

— zależności [1] w odniesieniu zarówno do ciśnienia całkowitego jak i statycznego;

— założenia upraszczającego, polegającego na zastąpieniu różniczek różnicami skończonymi;

— zależności [13] i [15].

Korzystając z powyższego otrzymuje się:

$$\delta M'_{op} = \Delta M'_{op} = \lambda'_c M'_{pp\tau} + (\lambda'_s - \lambda'_c) h_{pp\tau} \frac{M'_{pp}}{7 RT_{AW}} \frac{7 M'_{pp} - 1}{2 M'_{pp} - 1} \quad [30]$$

Wprowadzając oznaczenie:

$$E_2 = \frac{M'_{pp}}{7 RT_{AW}} \frac{7 M'_{pp} - 1}{2 M'_{pp} - 1} \quad [31]$$

otrzymuje się zależność [30] w postaci:

$$\delta M'_{op} = \lambda'_c M'_{pp\tau} + (\lambda'_s - \lambda'_c) h_{pp\tau} E_2 \quad [32a]$$

lub

$$\delta M'_{op} = \lambda'_c (M'_{pp\tau} - h_{pp\tau} E_2) + \lambda'_s h_{pp\tau} E_2 \quad [32b]$$

Łatwo sprawdzić, że dla  $M_{pp} = 1$  zachodzi  $E_1 = E_2$ . Zatem wzór ogólny, pozwalający wyznaczyć poprawkę na opóźnienie wskazań machometru w całym zakresie prędkości, można zapisać jak niżej:

$$\delta M_{op} = \lambda_c M_{pp\tau} + (\lambda_s - \lambda_c) h_{pp\tau} E \quad [33a]$$

lub

$$\delta M_{op} = \lambda_c (M_{pp\tau} - h_{pp\tau} E) + \lambda_s h_{pp\tau} E \quad [33b]$$

Powyżej przedstawiono zależności analityczne niezbędne do wyznaczania poprawek na opóźnienie wskazań wysokościomierza, prędkościomierza i machometru oraz wzory służące do przeliczenia stałych opóźnienia, odpowiadających warunkom standartowym na poziomie morza według Atmosfery Wzorcowej, na dowolne warunki lotu.

Pozostała jeszcze do omówienia metoda znajdowania wartości stałych opóźnienia.

Pomimo że istnieją metody wyliczenia stałych opóźnienia, poprawki do pomiarów w locie nie powinny być nigdy oparte na obliczeniach, lecz na wartościach stałych opóźnienia, określonych doświadczalnie. Wyliczona stała opóźnienia jest użyteczna jedynie jako środek wstępny, zgrubnego określenia przybliżonej wartości opóźnienia dla danej instalacji i warunków lotu. Do wyliczenia stałej opóźnienia prostej instalacji (ciśnienia całkowitego lub statycznego) może służyć poniższy wzór, różniący się zresztą od zależności [2a] jedynie współczynnikiem doświadczalnym  $n$ :

$$\lambda = \frac{32 \mu l}{n p_h d^2} \left( 1 + \frac{W}{\pi d^2} \right) \quad [2b]$$

Współczynnik  $n$  waha się w granicach od 1 — dla układu składającego się z pojedynczego przyrządu i prostego przewodu, do  $\frac{1}{5}$  dla układów skomplikowanych z szorstką powierzchnią przewodów. Ten współczynnik korekcyjny uwzględnia trudne do uchwycenia efekty łączników, trójników, zagięć, chropowatości itp.

Powyższy wzór obowiązuje jedynie dla przepływu laminarnego w przewodach. Przy długich przewodach i małej objętości komory przyrządów wyrażenie [2b] upraszcza się do poniższej postaci:

$$\lambda = \frac{32 \mu l^2}{np_h d^2} \quad [2c]$$

I tu przyjmowane są różne wartości  $n$ . Również powyższy wzór stosowany jest w różnych odmianach. I. M. Schwarzbach z Morskiego Ośrodka Prób w locie — Patent Maryland — zastosował wzór:

$$\lambda = \frac{32 \mu l^2}{np_h d^2} \frac{1}{2} \quad [2d]$$

Okazało się, że przy założeniu przemiany izotermicznej ( $n=1$ ) uzyskane za pomocą powyższego wzoru wyniki dają najlepszą zgodność z wynikami doświadczeń. Jeszcze trudniej jest obliczyć wartość stałej opóźnienia dla przepływu nielaminarnego. Jednym z powodów jest fakt, że między przepływem zdecydowanie burzliwym i zdecydowanie laminarnym istnieje szeroki zakres przepływu tzw. mieszanego. Zasadniczo granicą przepływu laminarnego jest  $Re=2000$ , niemniej jednak udało się już uzyskać przepływ całkowicie laminarny prawie do  $Re=50\,000$ . Oczywiście przy tak dużych liczbach  $Re$  jakiekolwiek zakłócenie przepływu powoduje natychmiast nieodwracalne przejście przepływu laminarnego w burzliwy. Na ogół jednak, dla  $Re > 4000$  istnieje już przepływ całkowicie burzliwy, ale tu pojawia się nowy kłopot. Mianowicie przebieg oporu przepływu w funkcji liczby  $Re$  jest różny, w zależności od szorstkości przewodów. W związku z powyższym istnieją poważne trudności uzyskania dla przepływów nielaminarnych zależności typu prawa Poisseuille'a oraz ustalenia granic ich stosowności. Zależność ta jednak jest niezbędna do wyprowadzenia wzoru na stałą opóźnienia  $\lambda$  i dlatego też czynione są próby uzyskania tego rodzaju zależności. I tak wspomniany wyżej I. M. Schwarzbach w swej pracy „Lag Correction to Flight Measurement of Airplane Stall Speed” podaje poniższy wzór, obowiązujący dla przepływu burzliwego:

$$\lambda = 0,21 \frac{\mu l^2}{p_h d^2} \left[ \frac{d^3 \rho}{\mu^2 l} (p_h - p) \right]^{\frac{3}{7}} \quad [34]$$

Należy jednak przy stosowaniu tego wzoru podejść do uzyskanych wyników krytycznie, gdyż — jak podaje sam autor — wobec braku danych doświadczalnych — nie porównywano wyników teoretycznych z doświadczeniem. Jak widać chociażby z powyższego, analityczne wyznaczenie stałych opóźnienia jest dość kłopotliwe i niepewne w wynikach. Dlatego też — jak to powiedziano wyżej — stosuje się przy gotowych już instalacjach doświadczalne metody, na ogół oparte na próbach naziemnych. Jedną z tego rodzaju metod omówiona zostanie w dalszym ciągu niniejszego opracowania. Poniżej podane zostaną jedynie zależności analityczne stosowane do opracowywania wyników wg tej metody. Należy przedtem jeszcze tylko podać, że: — z prób naziemnych otrzymuje się zapisy  $V_{pp} = f(\tau)$  i  $h_{pp} = f(\tau)$  dla kilku różnych, założonych, wyjściowych różnic ciśnień — odpowiednio  $\delta p_{co}$  i  $\delta p_{so}$  przyłożonych do instalacji ciśnienia całkowitego i statycznego; notuje się przy tym aktualne ciśnienie i temperaturę otoczenia w czasie prób;

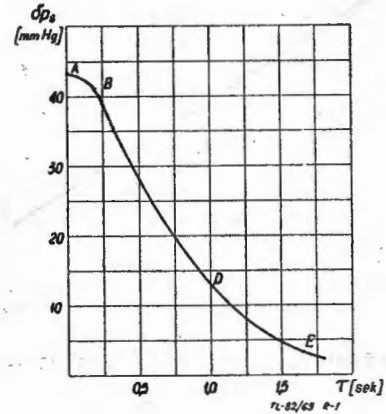
— uzyskane zapisy typu  $V_{pp} = f(\tau)$  przetransponowuje się za pomocą zależności [5] na zapisy typu  $\delta p_c = q_{sc} = f(\tau)$ ,

a zależności  $h_{pp} = f(\tau)$  na  $\delta p_s = f(\tau)$ , wykorzystując związek pomiędzy wysokością barometryczną i ciśnieniem podanym w Atmosferze Wzorcowej;

— z kolei funkcję  $\delta p_c = f(\tau)$  oraz  $\delta p_s = f(\tau)$  przekształca się za pomocą tablic logarytmów naturalnych na zależności  $\ln \delta p_c = f(\tau)$  oraz  $\ln \delta p_s = f(\tau)$ .

Na rysunku 1 podano przebieg wyrównywania się ciśnienia w instalacji ciśnienia statycznego, a więc zależność  $\delta p_s = f(\tau)$  — zależność  $\delta p_c = f(\tau)$  wygląda podobnie, z tym że wyrównywanie się ciśnienia następuje w krótszym czasie.

Odcinek AB krzywej z rys. 1 wyłącza się z dalszych rozważań, a to ze względu na wpływ sił bezwładności, jakie tu mają miejsce (w normalnych warunkach w locie to nie występuje). Wyłącza się także w dalszych rozważaniach



Rys. 1. Przykładowy przebieg wyrównywania się różnicy ciśnień w instalacji ciśnienia statycznego

odcinek DE krzywej, w którym to zakresie wskazań maleje szybko dokładność przyrządu. Według danych doświadczalnych, zawartych w literaturze radzieckiej, można wypisać następujące empiryczne zależności:

$$\delta p_B = 0,95 \delta p_A \quad [35]$$

$$\delta p_D = 0,25 \delta p_A \quad [36]$$

Jak to już było powiedziane, otrzymane z prób naziemnych zapisy  $V_{pp} = f(\tau)$  i  $h_{pp} = f(\tau)$  przetransponowane ostatecznie na zależności  $\ln \delta p_c = f(\tau)$  i  $\ln \delta p_s = f(\tau)$  przyporządkowuje się wyjściowym przyłożonym różnicom ciśnień — odpowiednio  $\delta p_{co}$  i  $\delta p_{so}$  zdefiniowanym — wg źródeł radzieckich — poniższymi wzorami:

$$\delta p_{co} = \frac{1}{2} [(\delta p_c)_B + (\delta p_c)_D] \quad [37a]$$

$$\delta p_{so} = \frac{1}{2} [(\delta p_s)_B + (\delta p_s)_D] \quad [38a]$$

lub po uwzględnieniu zależności [35] i [36]:

$$\delta p_{co} = 0,6 (\delta p_c)_A \quad [37 b]$$

$$\delta p_{so} = 0,6 (\delta p_s)_A \quad [38 b]$$

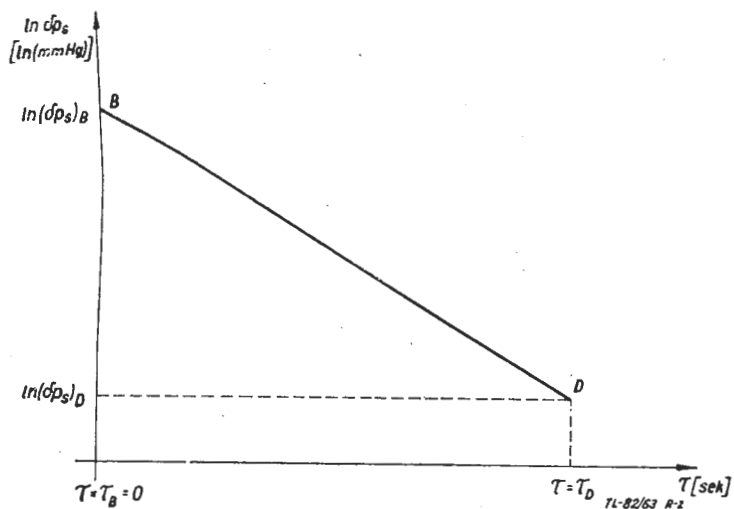
Jak się okazuje funkcje  $\ln \delta p_c = f(\tau)$  i  $\ln \delta p_s = f(\tau)$  są zależnościami liniowymi, o postaci, jak to przedstawiono — dla instalacji ciśnienia statycznego — na rys. 2.

Znajdując wyrażenie analityczne, opisujące prostą z rys. 2 oraz wyznaczając całą równania [1] dla danych warunków początkowych (dla czasu  $\tau = \tau_B = 0$  mamy  $p = p_B$ ) i porównując odpowiednio przekształcone w.w. zależności otrzymać można wyrażenia na stałe opóźnienia:

$$\tau_D = \frac{\ln (\delta p_c)_B - \ln (\delta p_c)_D}{\lambda c} \quad [39]$$

— układu ciśnienia statycznego  $\lambda_s = \frac{\tau_D}{\ln(\delta p_s)B - \ln(\delta p_s)D}$  [40]

Uzyskane za pomocą powyższych wzorów wartości stałych  $\lambda_c$  i  $\lambda_s$  nie odpowiadają na ogół warunkom standardowym na poziomie morza według Atmosfery Wzorcowej ( $p_o = 760$  mm Hg i  $T_o = 288$  °K). Wynika to oczywiście stąd, że podczas przeprowadzonych prób naziemnych rze-



Rys. 2. Przykładowy przebieg zależności  $\ln \delta p_s = f(\tau)$

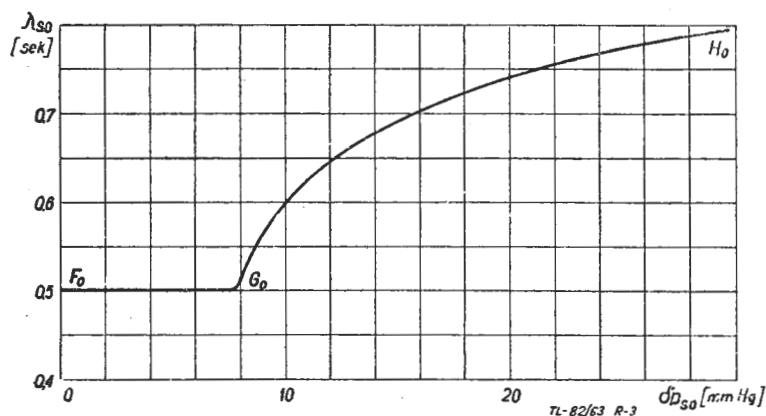
czywista temperatura i ciśnienie otoczenia odbiegają od wartości standardowych. Dlatego też stałe opóźnienia znalezione ze wzorów [39] i [40] należy przeliczać na  $\lambda_{co}$  i  $\lambda_{so}$  odpowiednio wg wzorów:

— [6] przyjmując oczywiście  $\frac{T_{AW}}{T_o} = 1$  oraz  $V_{pp} = 0$ ,

— [7] przyjmując  $\frac{T_{AW}}{T_o} = 1$ .

Mając teraz znalezione wartości stałych opóźnienia, sprawdzone na warunki standardowe i odpowiadające im przyłożone różnice ciśnień, wyznaczone ze wzorów [37] i [38] wykonuje się wykresy typu przedstawionego na rys. 3.

Na rysunku tym pokazano przykładową zależność stałej opóźnienia układu ciśnienia statycznego od przykładanej różnicy ciśnień. Poziomy odcinek linii ( $F_o G_o$ ) na tym wy-



Rys. 3. Przykładowa zależność stałej opóźnienia układu ciśnienia statycznego od przykładanej różnicy ciśnień

kresie odpowiada przepływowi laminarnemu w przewodach — dla tego zakresu  $\lambda_{so} = \text{const}$ . Wartość  $\delta p_{so}$ , przy której następuje szybki wzrost  $\lambda_{so}$  (początek przepływu przejściowego — na rysunku punkt  $G_o$ ) zależy głównie od śred-

nicy przewodów, ich długości i własności hydraulicznych. Z kolei dla większych jeszcze  $\delta p_{so}$  krzywa zaczyna dążyć asymptotycznie do pewnej wartości — jest to początek przepływu całkowicie burzliwego. Jeśli chodzi o stałą opóźnienia układu ciśnienia całkowitego  $\lambda_{co}$ , to przy obecnie spotykanych instalacjach ciśnienia całkowitego oraz użytkowych prędkościach wznoszenia czy też nurkowania i wysokościach lotu — istnieje w zasadzie tylko przepływ laminarny. Szczegółowsze uzasadnienie powyższego, jak również metody postępowania w przypadku  $\lambda_{co} = f(\delta p_{co}) = \text{variable}$  znaleźć można w omówionej na wstępie „Metodyce wyznaczania opóźnienia wskazań podstawowych pilotażowych przyrządów ciśnieniowych”.

Aby się upewnić, że  $\lambda_{co} = f(\delta p_{co}) = \text{const}$ , należy każdorazowo wyznaczyć  $\lambda_{co}$  dla minimum trzech różnych wartości  $\delta p_{co}$ . Jeśli się okaże, że uzyskane w ten sposób punkty da się połączyć prostą równoległą do osi  $\delta p_{co}$ , to znaczy, że w rozpatrywanym zakresie przykładanych różnic ciśnień przepływ jest laminarny i w związku z tym wykres  $\lambda_{co} = f(\delta p_{co})$  nie wymaga żadnych dodatkowych przeliczeń, w odróżnieniu od wykresu  $\lambda_{so} = f(\delta p_{so})$ , który na skutek występowania prawie zawsze w instalacjach ciśnienia statycznego przepływu przejściowego i burzliwego, przeliczeń takich wymaga. Otóż zależność [7] i [11] możemy stosować (wprost bez dodatkowych przekształceń wykresu  $\lambda_{so} = f(\delta p_{so})$ ) jedynie do odcinka  $F_o G_o$  linii z rysunku 3. Aby móc te wzory stosować do całej linii  $F_o G_o H_o$ , musimy ją jeszcze odpowiednio przekształcić.

Na odcinku  $G_o H_o$  krzywej, odpowiadającym przepływowi przejściowemu i burzliwemu, ze zmianą liczby  $Re$  zmienia się wartość  $\lambda_{so}$ . Wielkość stałej opóźnienia  $\lambda_{so}$  dla danego układu okazuje się zasadniczo tylko funkcją liczby  $Re$ , a więc wysokości (poprzez  $\rho$  i  $\mu$ ). W związku z tym, ze zmianą wysokości zmienia się krzywa  $\lambda_{so} = f(\delta p_{so})$ . Przelicza się ją za pomocą zależności wyprowadzonej dla warunku  $Re = \text{const}$ .

W celu wyprowadzenia tej zależności należy skorzystać:

— ze wzoru ogólnego, którego prawo Poisseuille'a jest przypadkiem szczególnym, obowiązującym dla przepływu laminarnego; ten wzór ogólny ma postać:

$$\delta p_{so} = \Lambda \frac{1}{d} \frac{\rho u^2}{2} \quad [41]$$

gdzie:  $\delta p_{so} = p_h - p$  zaś  $\Lambda$  — bezwymiarowy współczynnik oporu przepływu, a  $u$  — prędkość przepływu;

— ze wzoru ogólnego na bezwymiarowy współczynnik oporu przepływu

$$\Lambda = \frac{s}{Re^\epsilon} \quad [42]$$

gdzie:  $s$  i  $\epsilon$  — wielkości stałe i zależne jedynie od rodzaju przepływu (dla laminarnego:

$$s = 64; \epsilon = 1; \text{ dla przejściowego: } s \approx \frac{1}{1380}; \epsilon \approx -0,483; \text{ dla burzliwego: } s = 0,3164; \epsilon = 0,25);$$

— wyrażenia na liczbę Reynoldsa:

$$Re = \frac{\rho u d}{\mu} \quad [43]$$

— z zależności [4].

Wykorzystując powyższe oraz warunek  $Re = \text{const}$  otrzymać można po przekształceniach:

$$\frac{\delta p_s}{\delta p_{so}} = \frac{\rho_o}{\rho} \left( \frac{T}{T_o} \right)^{1,508} \quad [44]$$

Dla prędkości poddźwiękowych tj. dla  $V_o \approx V_{pp} \leq 1225$  km/h, przyjmując  $T = T_{AW}$ , a więc nie uwzględniając, dla uproszczenia, odchyłek temperatur w rzeczywistych warunkach od temperatury standardowej wg Atmosfery Wzorcowej otrzymać można:

$$\frac{\delta p_s}{\delta p_{so}} = \frac{\rho_o}{\rho} \left( \frac{T_{AW}}{T_o} \right)^{1,508} \quad [45]$$

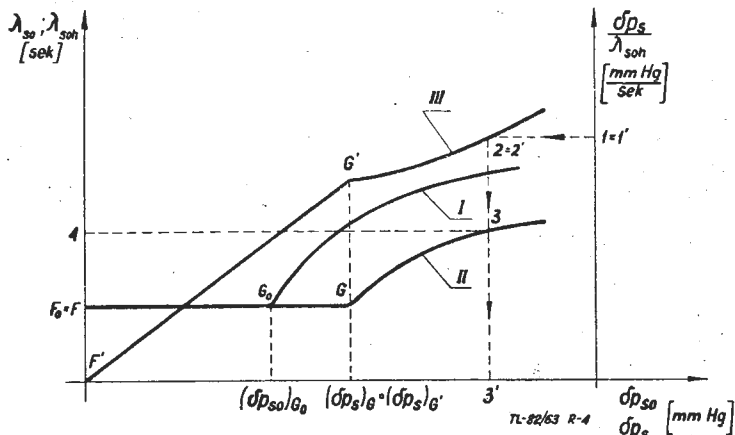
Z kolei znajdując z równania stanu gazu:

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \frac{p_{s0}}{p_s} \frac{T}{T_0} \quad [46]$$

i podstawiając do wyrażenia [44], jak również zastępując temperaturę statyczną  $T$  przez temperaturę całkowitą  $T_c$  (zgodnie z poprzednio poczynionym założeniem), uzyskać można dla prędkości naddźwiękowych zależność:

$$\frac{\delta p'_s}{\delta p_{s0}} = \frac{p_{s0}}{p_s} \left( \frac{T_c}{T_0} \right)^{2,508} \quad [47]$$

za pomocą wzorów [45] i [47] można przekształcić zależność  $\lambda_{s0} = f(\delta p_{s0})$  odpowiadającą wysokości  $h = 0$  (patrz rys. 4) na zależność  $\lambda_{soh} = f(\delta p_s)$  odpowiadającą dowolnie wybranej wysokości  $h$  (na rys. 4 np.  $h_{pp} = 10\,000$  m) dla prędkości poddźwiękowych i na zależność  $\lambda_{soh, V} = f(\delta p'_s)$  odpo-



Rys. 4. Przykład przechodzenia z linii  $\lambda_{s0} = f(\delta p_{s0})$ , odpowiadającej  $h_{pp} = 0$ , do linii  $\lambda_{soh} = f(\delta p_s)$  lub  $\frac{\delta p_s}{\lambda_{soh}} = f(\delta p_s)$ , odpowiadających  $h_{pp} = 10\,000$  m: I — zależność  $\lambda_{s0} = f(\delta p_{s0})$  dla  $h_{pp} = 0$ , II — zależność  $\lambda_{soh} = f(\delta p_s)$  dla  $h_{pp} = 10\,000$  m, III — zależność  $\frac{\delta p_s}{\lambda_{soh}} = f(\delta p_s)$  dla  $h_{pp} = 10\,000$  m

wiadającą dowolnie wybranej wysokości  $h_{pp}$  oraz prędkości naddźwiękowej  $V'_{pp}$ . Zwykle jednak operację tę łączy się z jeszcze jednym przekształceniem, polegającym na przejściu do zależności  $\frac{\delta p_s}{\lambda_{soh}} = f(\delta p_s)$  — przy prędkościach pod-

dźwiękowych (patrz rys. 4) oraz  $\frac{\delta p'_s}{\lambda_{sohV'}} = f(\delta p'_s)$  przy prędkościach naddźwiękowych. Eliminuje się w ten sposób wy-

kreślanie krzywych  $\lambda_{soh} = f(\delta p_s)$  czy też  $\lambda_{sohV'} = f(\delta p'_s)$ . Procedura postępowania przy przechodzeniu od linii  $\lambda_{s0} = f(\delta p_{s0})$  na linię  $\frac{\delta p_s}{\lambda_{soh}} = f(\delta p_s)$ , jest następująca. Punkt  $F'$  (patrz rys. 4) otrzymuje się od razu — jest to punkt o współrzędnych  $(0; 0)$ . Punkt  $G'$  znajduje się następująco:

jego odciętą uzyskuje się mnożąc  $(\delta p_{s0})G_0$  przez wartość  $\frac{\delta p_s}{\delta p_{s0}}$

znalezioną ze wzoru [45]. Natomiast rzędną punktu  $G'$  oblicza się dzieląc znalezioną w powyżej podany sposób odciętą punktu  $G'$  przez rzędną  $G_0$ . Naturalnie, punkty leżące na krzywej w prawo od punktu  $G'$  wyznaczamy analogicznie.

Droga postępowania przy przekształcaniu zależności  $\lambda_{s0} = f(\delta p_{s0})$  na  $\frac{\delta p_s}{\lambda_{sohV'}} = f(\delta p'_s)$ , to jest na zależność odpowiadającą danej prędkości naddźwiękowej  $V'$ , jest podobna, z tą jedynie różnicą, że zamiast wzoru [45] stosuje się wzór [47].

Pozostała jeszcze do wyprowadzenia zależność pozwalająca na korzystanie z dopiero co omówionych wykresów,

wychodząc z parametru kinematycznego lotu w momencie, dla którego interesuje nas poprawka na opóźnienie wskazań.

W celu wyprowadzenia takiej zależności bierze się pod uwagę:

— zależność [1], oznaczając  $\delta p_s = p_h - p$ ; [48]

— równanie statyki atmosfery o postaci [13], po „podzieleniu” przez  $dt$ ;

— założenie liniowej zależności współczynnika lepkości  $\mu$  od temperatury  $T$ , odpowiadające przyjęciu we wzorze [4] wykładnika potęgowego równego 1, a nie 0,754 (błąd w ten sposób popełniony nie przekracza  $2 \div 3\%$ );

— zmodyfikowaną przez powyższe założenie zależność [7]

$$\lambda_s = \lambda_{s0} \frac{T}{T_0} \frac{p_{s0}}{p_s} \quad [49]$$

— równanie stanu gazu [25].

Korzystając z powyższego, po szeregu przekształceń, po podstawieniu wartości stałych otrzymać można w efekcie zależność obowiązującą w całym zakresie prędkości:

$$\left| \frac{\delta p_s}{\lambda_{soh}} \right| = \left| \frac{\delta p'_s}{\lambda_{sohV'}} \right| = 0,09 |h_{pp}| \left[ \frac{\text{mm Hg}}{\text{sek}} \right] \quad [50]$$

Jak wynika z przyjętej konwencji znaków, przy zmniejszaniu się wysokości lotu samolotu przyjąć należy  $h_{pp} < 0$  i odwrotnie — przy zwiększaniu się wysokości  $h_{pp} > 0$ . W danym jednak przypadku znak nie jest istotny, w związku z czym we wzorze zaznaczono, iż istotna jest tylko wartość bezwzględna.

Korzystając z powyższego wzoru otrzymać można dla danego  $h_{pp}$  wartość  $\left( \frac{\delta p_s}{\lambda_{soh}} \right)$  i poruszając się po linii łama-

nej — na rys. 4 oznaczonej  $1' - 2' - 3'$ , znaleźć  $\delta p_s$  odpowiadające danej wysokości. Mnożąc przez odwrotność stosunku, wyliczonego ze wzoru [50] przez znalezioną wartość  $\delta p_s$  uzyskuje się wartość  $\lambda_{soh}$  (lub dla prędkości naddźwiękowych  $\lambda_{sohV'}$ ), a korzystając ze wzoru [7] wyznacza się wartość  $\lambda_s$  (lub ze wzoru [11] dla prędkości naddźwiękowych — oblicza się  $\lambda'_s$ ).

#### Analiza jakościowa wpływu poszczególnych parametrów na opóźnienie wskazań

Dla zobrazowania wpływu poszczególnych parametrów na wartość stałych opóźnienia układów ciśnienia statycznego i całkowitego oraz wpływu zmian charakterystycznych wielkości na poprawki na opóźnienie wskazań podstawowych pilotażowych przyrządów ciśnieniowych, zestawiono poniżej w tabelach wyniki dokonanej analizy. Fizyczny sens stosowanych symbolicznych zapisów objaśniono w tabeli T.1. Dla wyjaśnienia należy jeszcze przypomnieć, że przy wyprowadzeniu zależności analitycznych przyjęto m.in. następujące założenia upraszczające:  $h_{pp} \approx h$ ;  $V_{pp} \approx V_0$  oraz  $M_{pp} \approx M$ . Obecnie, w niniejszej analizie dla uproszczenia zapisu posłużono się symbolami  $h$ ,  $V_0$  i  $M$ , odpowiadającymi wielkościami, jakie byłyby stosowane, gdyby nie wprowadzono w.w. założeń upraszczających. Po tych uwagach wstępnych można już przejść do samych wyników analizy. Oto one. W tabeli T. 2 pokazano wpływ poszczególnych parametrów rozpatrywanego układu ciśnienia

Tabela T. 1

Fizyczny sens stosowanych symbolicznych znaków

Zapis symboliczny	Sens fizyczny
$h_z > 0$	wznoszenie się samolotu
$h_z = 0$	lot poziomy (na stałej wysokości)
$h_z < 0$	zniżanie się samolotu
$ h_z  \nearrow$	bezwzględna wartość pionowej składowej prędkości samolotu wzrasta
$ h_z  \searrow$	bezwzględna wartość pionowej składowej prędkości samolotu maleje
$V_{0z} > 0$	wzrost prędkości samolotu po torze
$V_{0z} = 0$	lot ze stałą prędkością
$V_{0z} < 0$	malenie prędkości samolotu po torze
$ V_{0z}  \nearrow$	wzrost bezwzględnej wartości przyspieszenia samolotu wzdłuż toru
$ V_{0z}  \searrow$	malenie bezwzględnej wartości przyspieszenia samolotu wzdłuż toru

bądź to całkowitego, bądź statycznego, na wartość stałej opóźnienia tego układu (stałej opóźnienia, spowodowanej uprzednio na warunki standartowe na poziomie morza).

Przez  $\Sigma \xi$  oznaczono wielkość charakteryzującą opór przepływu, spowodowany armaturą instalacji (trójniki, zagięcia, zwężki itp.). Jak wiadomo z poprzednich rozważań, przeliczanie stałej opóźnienia układu ciśnienia statycznego na warunki lotu odbywa się bądź wprost z  $\lambda_{so}$  na  $\lambda_s$  — jeżeli  $\delta p_{so}$  nie wykracza poza zakres przepływu laminarnego (odcinek  $F_0 G_0$  na rys. 3), bądź dodatkowo poprzez  $\lambda_{soh}$  lub  $\lambda_{soh} V'$

Tabela T. 2

Wpływ podstawowych parametrów na stałą opóźnienia układu ciśnieniowego

Jest	gdy	lub gdy	lub gdy	lub gdy	lub gdy	Uwagi
stała opóźnienia	dlugosc przewodów	średnica przewodów	objętość komór przyrządów	współczynnik oporu przepływu w armaturze	efektywna różnica ciśnień przyłożona do układu ciśnieniowego	
$\lambda_o \nearrow$	$l \nearrow$	$d \searrow$	$W \nearrow$	$\Sigma \xi \nearrow$	$\delta p_o \nearrow$ *)	*) nie dotyczy zakresu przepływu laminarnego w instalacji
$\lambda_o \searrow$	$l \searrow$	$d \nearrow$	$W \searrow$	$\Sigma \xi \searrow$	$\delta p_o \searrow$ *)	

zależnie od zakresu prędkości) — jeżeli  $\delta p_{so}$  odpowiada już zakresowi przepływu nielaminarnego. Warto jeszcze tu przypomnieć, że  $\lambda_{co} = f(\delta p_{co}) = const$  dla obecnie spotykanych samolotów i kłopoty związane z przepływem nielaminarnym w przypadku układu ciśnienia całkowitego odpadają.

W tabeli T. 3 przedstawiono wpływ parametrów lotu oraz wielkości  $\lambda_{so}$  na wielkość  $\lambda_{soh}$  (prędkość poddźwiękowa) i  $\lambda_{soh} V'$  (prędkość naddźwiękowa), który to wpływ

Tabela T. 3

Wpływ parametrów lotu oraz wielkości  $\lambda_{so}$  na wielkość  $\lambda_{soh}$  i  $\lambda_{soh} V'$  przy przepływie nielaminarnym

Jest	gdy	lub gdy	lub gdy	lub gdy	Uwagi
stała opóźnienia	stała opóźnienia odpowiadająca warunkom poziomu morza	wysokość lotu	prędkość lotu	prędkość pionowa składowa prędkości samolotu	
$\lambda_{soh} \nearrow$ oraz $\lambda_{soh} V' \nearrow$	$\lambda_{so} \nearrow$	$h \searrow$	$V_o \searrow$ *)	$h_t \nearrow$	*) dotyczy tylko wielkości $\lambda_{soh} V'$
$\lambda_{soh} \searrow$ oraz $\lambda_{soh} V' \searrow$	$\lambda_{so} \searrow$	$h \nearrow$	$V_o \nearrow$ *)	$h_t \searrow$	

rozpatrywać należy tylko w przypadku wartości  $\delta p_{so}$ , odpowiadających przepływowi nielaminarnemu w przewodach układu ciśnienia statycznego.

W tabeli T. 4 zestawiono wyniki odnośnie wpływu zmiany parametrów lotu i wielkości  $\lambda_{co}$  na charakter zmiany stałej

Tabela T. 4

Wpływ parametrów lotu oraz wielkości  $\lambda_{co}$  na wielkość  $\lambda_c$  i  $\lambda'_c$

Jest	gdy	lub gdy	lub gdy	lub gdy	Uwagi
stała opóźnienia	stała opóźnienia wiadająca warunkom poziomu morza	wysokość lotu	prędkość lotu	temperatura otoczenia	
$\lambda_c \nearrow$ i $\lambda'_c \nearrow$	$\lambda_{co} \nearrow$	$h \nearrow$	$V_o \searrow$ i $V'_o \searrow$ *)	$T \nearrow$	*) dla obecnie osiągniętych liczb M lotu
$\lambda_c \searrow$ i $\lambda'_c \searrow$	$\lambda_{co} \searrow$	$h \searrow$	$V_o \nearrow$ i $V'_o \nearrow$ *)	$T \searrow$	

opóźnienia układu ciśnienia całkowitego  $\lambda_c$  (prędkość poddźwiękowa) i  $\lambda'_c$  (prędkość naddźwiękowa).

Z kolei w T. 5 pokazano wpływ zmiany parametrów lotu i wielkości  $\lambda_{so}$  na charakter zmiany stałej opóźnienia

Tabela T. 5

Wpływ parametrów lotu oraz wielkości  $\lambda_{so}$  na wielkość  $\lambda_s$  i  $\lambda'_s$

Jest	gdy	lub gdy	lub gdy	lub gdy	Uwagi
stała opóźnienia	stała opóźnienia wiadająca warunkom poziomu morza	wysokość lotu	prędkość lotu	temperatura otoczenia	
$\lambda_s \nearrow$ i $\lambda'_s \nearrow$	$\lambda_{so} \nearrow$	$h \nearrow$	$V'_o \nearrow$ *)	$T \nearrow$	*) dla prędkości poddźwiękowych stała opóźnienia nie zależy od prędkości lotu
$\lambda_s \searrow$ i $\lambda'_s \searrow$	$\lambda_{so} \searrow$	$h \searrow$	$V'_o \searrow$ *)	$T \searrow$	

układu ciśnienia statycznego  $\lambda_s$  (prędkości poddźwiękowe) i  $\lambda'_s$  (prędkości naddźwiękowe).

W przypadku występowania przepływu nielaminarnego w instalacji ciśnienia statycznego dla danych warunków lotu i wynikającej stąd konieczności przechodzenia — od  $\lambda_{so}$  do  $\lambda_s$  lub  $\lambda'_s$  — poprzez wielkości  $\lambda_{soh}$  lub  $\lambda_{soh} V'$  należy wiedzieć, że wpływ ich na  $\lambda_s$  i  $\lambda'_s$  jest taki sam jak pokazany w tabeli T. 5 — wpływ  $\lambda_{so}$ . Dla ścisłości należy jeszcze podać, że pokazany w tabeli T. 5 wpływ  $V'_o$  na wielkość  $\lambda'_s$  w wąskich zakresach wysokości — różnych dla każdej prędkości  $V'_o$  — odwraca się, co zresztą daje niezauważalne efekty ilościowe.

W tabeli T. 6 podano wyniki analizy zmienności poprawki na opóźnienie wskazań wysokościomierza w zależności od pionowej składowej prędkości lotu i stałej opóźnienia  $\lambda_s$ .

Tabela T. 6

Wpływ podstawowych parametrów na poprawkę na opóźnienie wskazań wysokościomierza

Jest	gdy	lub gdy	Uwagi
poprawka na opóźnienie wskazań wysokościomierza	przemieszczenie się samolotu w pionie	stała opóźnienia układu ciśnienia statycznego	
$\delta h_{op} > 0$	$h_t > 0$	—	Zawsze zachodzi nierówność $\lambda_s > 0$
$\delta h_{op} = 0$	$h_t = 0$	—	
$\delta h_{op} < 0$	$h_t < 0$	—	
$ \delta h_{op}  \nearrow$	$ h_t  \nearrow$	$\lambda_s \nearrow$	
$ \delta h_{op}  \searrow$	$ h_t  \searrow$	$\lambda_s \searrow$	

W tabeli T. 7 przedstawiono wyniki odnoszące się do wpływu poszczególnych parametrów na znak poprawki na opóźnienie wskazań prędkościomierza.

Z kolei w tabeli T. 8 pokazano wpływ podstawowych parametrów na zmianę wartości poprawki na opóźnienie wskazań prędkościomierza. Wpływ ten został rozpatrzony w dwu zasadniczych przypadkach: lotu na stałej wysokości przy przyspieszeniu różnym od zera oraz lotu ze stałą prędkością równoważną przy zmieniającej się wysokości lotu. W przypadku — równocześnie  $V_{or} \neq 0$  i  $h_t \neq 0$  wpływ ten dość trudno zestawić, ze względu na dużą różnorodność, jak i charakter wpływu poszczególnych czynników.

Gdyby w tabelach T. 7 i T. 8 zamiast  $\delta V_{op}$ ,  $V_{or}$  i  $B$  podstawić odpowiednio  $\delta M_{op}$ ,  $M_t$  i  $E$ , to uzyskałoby się automatycznie zestawienie analizy wpływu poszczególnych parametrów na poprawkę na opóźnienie wskazań machometru. Jedyne — w odróżnieniu od wpływu  $h$  i  $V_o$  na  $B$  — zależność  $E$  od  $h$  i  $M$  jest inna, a mianowicie taka, jak to pokazano w tabeli T. 9.

Dla  $M \approx 1,14$  zachodzi minimum funkcji  $E = F(M)$ .

Pełna, łączna, a przy tym jednoznaczna analiza wpływu równocześnie wszystkich parametrów na wielkość poprawek na opóźnienie wskazań, jest praktycznie rzecz biorąc niemożliwa do przeprowadzenia ze względu na wielokierun-



kowy wpływ tego samego parametru — zależnie od rozpatrywanej wielkości we wzorze na poprawkę. Dlatego też porzeczano na dokonaniu analiz częściowych, których wyniki zamieszczono powyżej.

Tabela T. 7

Wpływ podstawowych parametrów na znak poprawki na opóźnienie wskazań prędkościomierza

Jest	gdy	a równocześnie gdy	Uwagi
poprawka na opóźnienie wskazań prędkościomierza	przemieszczanie się samolotu w pionie	przyśpieszenie samolotu wzdłuż toru	
$\delta V_{Op} > 0$	$h_t > 0$	$V_{Or} < h_t B \left(1 + \frac{\lambda_s}{\lambda_c}\right)$	Zawsze zachodzą nierówności $\lambda_s > 0$ $\lambda_c > 0$ $B > 0$ $\lambda_s > \lambda_c$
	$h_t = 0$	$V_{Or} > 0$	
	$h_t < 0$	$V_{Or} > \left  h_t B \left(1 + \frac{\lambda_s}{\lambda_c}\right) \right $	
$\delta V_{Op} = 0$	$h_t = V_{Or} \frac{\lambda_c}{\lambda_s + \lambda_c} \frac{1}{B}$	—	
	$h_t = 0$	$V_{Or} = 0$	
$\delta V_{Op} < 0$	$h_t > 0$	$ V_{Or}  > \left  h_t B \left(1 + \frac{\lambda_s}{\lambda_c}\right) \right $ lecz $V_{Or} < 0$	
	$h_t = 0$	$V_{Or} < 0$	
	$h_t < 0$	$V_{Or} < \left  h_t B \left(1 + \frac{\lambda_s}{\lambda_c}\right) \right $	

Tabela T. 8

Wpływ podstawowych parametrów na zmianę wartości poprawki na opóźnienie wskazań prędkościomierza

Dla	jest	gdy	lub gdy	lub gdy	lub gdy	lub gdy		
przypadek lotu	poprawka na opóźnienie wskazań prędkościomierza	przemieszczenie się samolotu w pionie	przyśpieszenie samolotu wzdłuż toru	stała opóźnienia uktądnięcia ciśnienia całkowitego	stała opóźnienia uktądnięcia ciśnienia statycznego	współczynnik przeliczeniowy B	wysokość lotu	prędkość lotu
$h_t = 0; V_{Or} \neq 0$	$ \delta V_{Op}  \nearrow$	—	$ V_{Or}  \nearrow$	$\lambda_c \nearrow$	—	—	—	—
	$ \delta V_{Op}  \searrow$	—	$ V_{Or}  \searrow$	$\lambda_c \searrow$	—	—	—	—
$V_{Or} = 0; h_t \neq 0$	$ \delta V_{Op}  \nearrow$	$ h_t  \nearrow$	—	$\lambda_c \searrow$	$\lambda_s \nearrow$	$B \nearrow$	$h \searrow$	$V_o \searrow$
	$ \delta V_{Op}  \searrow$	$ h_t  \searrow$	—	$\lambda_c \nearrow$	$\lambda_s \searrow$	$B \searrow$	$h \nearrow$	$V_o \nearrow$

Tabela T. 9

Wpływ wysokości i liczby Macha lotu na wielkość współczynnika przeliczeniowego E

Dla	jest	gdy	lub gdy	Uwagi
zakres liczby Macha	współczynnik przeliczeniowy	wysokość lotu	liczba Macha lotu	
$M < 1,14$	$E \nearrow$	$h \nearrow$	$M \searrow$	Dla $h \geq 11000$ m i $M = \text{const}$ także $E = \text{const}$
	$E \searrow$	$h \searrow$	$M \nearrow$	
$M > 1,14$	$E \nearrow$	$h \nearrow$	$M \nearrow$	
	$E \searrow$	$h \searrow$	$M \searrow$	

Mgr inż. RYSZARD GRZYWACZ  
mgr inż. ZBIGNIEW JAŚKIEWICZ  
mgr inż. ZDZISŁAW PYTLEWSKI

## Lotniskowe nawierzchnie asfaltowe oraz ich szorstkość

### Wstęp

Nawierzchnie lotniskowe wykonywane były w Polsce do niedawna wyłącznie tradycyjną metodą — z betonu. Były to nawierzchnie nowe i to był główny powód stosowania betonu.

Przed kilku laty zostały jednak zapoczątkowane na szeroką skalę prace mające na celu wzmocnienie nawierzchni zbyt słabych. Układanie na tych nawierzchniach nowej warstwy betonu, która ze względu technologicznych powinna mieć grubość co najmniej 15 cm, okazało się w większości przypadków niecelowe, gdyż taka dwuwarstwowa nawierzchnia betonowa byłaby przewymiarowana dla stosowanych u nas samolotów, a tym samym podrażałaby niepotrzebnie koszt inwestycji. Należało zatem znaleźć inne rozwiązanie konstrukcyjne, umożliwiające stosowanie warstw cieńszych, a tym samym i tańszych. Równocześnie zachodziła konieczność wykonywania nowych nawierzchni lekkich typów. Jako zasadniczą warstwę nośną zastosowano w tym przypadku cementogrunt, który jednak z uwagi na niezbyt wielką odporność na wpływy atmosferyczne wymaga przykrycia innym materiałem, trwalszym i odpowiednio wytrzymałym.

W obu opisanych przypadkach zdecydowano zastosować masy asfaltowe, szeroko już stosowane na drogach oraz wprowadzane eksperymentalnie za granicą również i na lotniskach.

Masy asfaltowe pozwalają na wykonywanie warstw o dowolnej grubości (z reguły jednak ponad 3 cm) przy sto-

sunkowo prostej technologii i nieskomplikowanym sprzęcie budowlanym.

Jak można sądzić na podstawie literatury prace badawcze nad zastosowaniem nawierzchni asfaltowych na lotniskach przeprowadzane były w najszerszym zakresie W Stanach Zjednoczonych AP i Francji.

W USA prace te prowadzone były głównie przez:

- Corps of Engineers,
- Bureau of Yards and Docks.

W wyniku tych badań ustalono, że na uszkodzenia lotniskowych nawierzchni asfaltowych w głównej mierze wpływają:

- wielkość ciągu silnika,
- kąt uderzenia gazów spalinowych o nawierzchnię,
- odległość od wylotu dyszy samolotu do nawierzchni,
- czas pracy silnika na jednym miejscu,
- rozlewanie paliwa.

Ustalono ponadto, że temperatura nawierzchni w górnej warstwie grubości do 5 cm dochodziła pod wpływem oddziaływania silnika odrzutowego do 130°C. Temperatura ta nie jest jeszcze w stanie doprowadzić dobrze wykonanej nawierzchni asfaltobetonowej do zniszczenia, gdyż nawet przy temperaturze nawierzchni 170°C samolot o nacisku opon 14 kg/cm<sup>2</sup> nie powodował wyraźnych śladów kół.

Rozlewane paliwo rozmiękcza nawierzchnię asfaltobetonową jedynie częściowo. Po odparowaniu paliwa nawierzchnia wraca do stanu pierwotnego.

Badania, przeprowadzone w podobny sposób we Francji, dały wyniki nieco odbiegające od wyników amerykańskich.

Powodem tego były inne typy samolotów stosowane do badań oraz nieco inne metody budowy nawierzchni. W wyniku licznych prób stwierdzono, że o zachowaniu się nawierzchni pod działaniem silnika odrzutowego decyduje przede wszystkim jakość i odporność górnej jej warstwy. Na odpowiednie przygotowanie tej warstwy zwrócili więc Francuzi największą uwagę. Jak wynika z opublikowanych materiałów, dobre rezultaty osiągnięto we Francji przy powierzchniowym cementowaniu nawierzchni bitumicznych. Metoda ta jest opisana szczegółowiej w dalszej części referatu już na podstawie doświadczeń przeprowadzonych w Polsce.

### Wstępne badania na nawierzchniach typu drogowego

W początkowym okresie prac rekonstrukcyjnych zastosowano w kilku przypadkach na lotniskach nawierzchnie asfaltowe wykonane w sposób tradycyjny, przyjęty na drogach kołowych: asfalt lany i asfaltobeton średnioziarnisty. Pierwsze zatem badania wpływu silników odrzutowych przeprowadzono właśnie na tych nawierzchniach.

Badania na asfalcie lanym przeprowadzono w listopadzie 1957 r. przy słonecznej pogodzie i temperaturze otoczenia 11–13 °C. Nawierzchnia wykonana została z asfaltu twar-dolanego gryсового o zawartości asfaltu D-35 w masie w ilości 8%.

Program prób przewidywał pracę silnika odrzutowego na postoju przy 8000 obrotów/min (65% mocy silnika), w ciągu 3 min i pracę silnika również na postoju w tym samym miejscu przy 12300 obrotów/min (100% mocy silnika) w ciągu 1 min.

Do prób użyto odrzutowy samolot myśliwski o kącie nachylenia dyszy w stosunku do nawierzchni (w spoczynku) 3° i odległości środka wylotu dyszy od nawierzchni 98 cm. Ciąg silnika na ziemi 2700 kG.

Temperaturę nawierzchni na głębokościach 2 i 5 cm mierzono laboratoryjnymi termometrami rtęciowymi w odległościach 4, 5, 6, 7, 8 i 9 m od wylotu dyszy silnika.

Zaplanowanego programu niestety nie udało się w pełni zrealizować z uwagi na niszczenie termometrów przez podmuch gazów spalinowych przy maksymalnych obrotach turbiny.

Wyniki badań przedstawiają się następująco: najwyższa temperatura nawierzchni na głębokości 2 cm wyniosła 54 °C (o 42 °C więcej niż przed próbą) w odległości 5 m od wylotu dyszy samolotu przy 8000 obr/min. Przy temperaturze tej nawierzchnia nie wykazywała żadnych zmian pod wpływem podmuchu gazów spalinowych.

Natomiast przy pracy silnika na 12300 obrotów/min już po 25 sek. w odległości 10–12 m od wylotu dyszy spostrzeżono nadtopienie nawierzchni i wydmuchiwanie z niej kruszywa i kawałków masy asfaltowej o średnicy do 5 mm. Z uwagi na konieczność zachowania pełnej przydatności nawierzchni do eksploatacji — próbę przerwano.

Nie udało się w tym przypadku, jak już wspomniano, pomierzyć temperatury nawierzchni.

Na innej nawierzchni z asfaltu lanego, o podobnych zresztą własnościach i przy użyciu takiegoż samolotu, przeprowadzone próby w lipcu 1958 r. przy słonecznej pogodzie i temperaturze powietrza około 30 °C dały następujące wyniki:

najwyższa temperatura na głębokości 2 cm: 98 °C  
w odległości 5 m od wylotu dyszy,  
najwyższa temperatura na głębokości 5 cm: 58 °C  
w odległości 5 m od wylotu dyszy.

Penetracja nawierzchni przed próbą, wykonana penetrometrem drogowym o powierzchni przekroju poprzecznego igły 1 cm<sup>2</sup> i obciążeniu 52,5 kG (czas nacisku 30 min), wyniosła:

przed próbą: 6,8 mm  
po próbie: 47,8 mm

Jak więc widać, igła wniknęła na całą prawie grubość nawierzchni, która wynosiła w tym przypadku 52 mm.

Próby na nawierzchni asfaltobetonowej przeprowadzono w lipcu 1958 r. w warunkach, jak poprzednio. Nawierzchnia wykonana została jako asfaltobeton średnioziarnisty gry-sowy o zawartości 8,5% asfaltu.

Do prób użyto samolot o charakterystykach takich, jak w przypadku asfaltu lanego. Również program przewidywał podobne warunki pracy silnika samolotu na postoju:

- 3 min przy 8000 obr/min,
- 1 min przy 12000 obr/min.

Temperaturę nawierzchni na głęb. 2 i 5 cm mierzono w tym przypadku termometrami rtęciowymi, lecz o specjalnym kształcie, bardziej odpornymi na podmuch.

Najwyższą temperaturę nawierzchni na głębokości 2 cm stwierdzono w odległości 5 m od wylotu dyszy silnika — 80 do 90 °C, a na głębokości 5 cm w odległości 5 i 6 m od wylotu — 32 do 62 °C. Równocześnie badano stopień rozmiękczenia nawierzchni przez pomiar penetracji penetrometrem drogowym.

Czas pomiaru: 30 min.

Penetracja nawierzchni w odl. 6–7 m od dyszy wylotowej wynosiła:

	Przed próbą	Po próbie (30 min)
Stan. I.	5,9 mm,	17,4 mm
„ III.	14,5 mm	26,0 mm

W czasie trwania prób nie stwierdzono na nawierzchni wyraźnych zniszczeń lub deformacji. Jedynie już w pierwszym okresie trwania próby została szybko rozmięczona do stanu płynnego cienka powłoka asfaltowa zamykająca nawierzchnię i następnie zdmuchnięta poza zasięg oddziaływania silnika odrzutowego.

Przeprowadzono również wielokrotne próby startów i lądowania myśliwskich samolotów odrzutowych na nawierzchni asfaltobetonowej. W czasie startów, poza wydmuchaniem w początkowej części drogi startowej zamykającej warstwy asfaltu, nie stwierdzono żadnych innych uszkodzeń nawierzchni. Samolot w czasie startów zachowywał się również normalnie. W czasie lądowań natomiast, szczególnie w okresie letnim, występowały poważne trudności z zahamowaniem samolotu na drodze startowej. Samolot ślizgał się na górnej cienkiej powłoce asfaltowej, trudno go było utrzymać na kierunku prostym. W wyniku tych niewątpliwych negatywów samolot często kończył lądowanie już poza drogą startową, na darniowym wybiegu.

Już więc te skromne w swych rozmiarach i prymitywne jeszcze próby wykazały, że:

- nawierzchnie z asfaltu lanego z uwagi na bardzo dużą wrażliwość na działanie silników odrzutowych nie nadają się do stosowania na lotniskach w miejscach o intensywnym ruchu,
- nawierzchnie typu asfaltobetonowego wykazały dość znaczną odporność na działanie silników odrzutowych i mogły stanowić bazę wyjściową do dalszych prób i badań nad wyborem najlepszej nawierzchni asfaltowej,
- stosowany w drogownictwie sposób zamykania nawierzchni przez spryskiwanie jej asfaltem i późniejsze za-jeżdżenie pod wpływem ruchu samochodowego nie może być przyjęty na lotniskach.

Warstwa asfaltu, z uwagi na małe prawdopodobieństwo pokrywania się śladów kół w czasie lądowań i startów będzie się długo utrzymywała na nawierzchni, powodując jej śliskość. Jest ona ponadto bardzo wrażliwa na podmuch, co w efekcie — po pewnym okresie używania nawierzchni — może doprowadzić do bardzo nierównomiernego pokrycia jej asfaltem i spotęgowania niebezpieczeństwa poślizgu.

W związku z tym w dalszych próbach należało zaniechać stosowania tego rodzaju zamykania nawierzchni i szukać innego sposobu, który, uszczelniając nawierzchnię od góry, nie powodowałaby jednak jej śliskości.

### Próby zamykania nawierzchni cementem

Opracowując program prac nad znalezieniem innej, bardziej przydatnej metody zamykania nawierzchni asfaltowych, postanowiono iść w kierunku prób prowadzonych we Francji i uwieńczonych już częściowo pozytywnymi rezultatami.

Próby przeprowadzono w 1959 r. na asfaltobetonie średnioziarnistym w czasie budowy drogi manipulacyjnej na jednym z lotnisk.

Na odcinku 1 zastosowano zamknięcie suchym cementem, na odcinku 2 zastosowano zamknięcie zaczynem cementowym, na odcinku 3 zastosowano zamknięcie zaczynem cementowo-wapiennym.

Przygotowanie odcinków przebiegało w sposób następujący: na odcinku 1 po rozścieleniu masy asfaltowej, wyprofilowaniu jej i lekkim zagęszczeniu (jednokrotnym przejściu

walca) rozsypano na niej równomiernie i rozprowadzono szczotkami z piasku cement w ilości 0,2—0,3 kG/cm<sup>2</sup>. Następnie masę zawalowano do ostatecznego zagęszczenia z jednoczesnym zwilżaniem kół walca wodą.

Nawierzchnia po wykonaniu nie posiadała jednolitego wyglądu: widać było miejsca intensywnie zacementowane, a obok miejsca o niewielkiej zawartości cementu lub całkowicie go pozbawione. Cement wnikał w nawierzchnię jedynie powierzchniowo. Po 2 latach eksploatacji nawierzchnia wyglądała jeszcze gorzej — na dużych powierzchniach pod wpływem działania opadów atmosferycznych cement został wypłukany i zmyty.

Opisany sposób zamknięcia okazał się mało trwały.

Na odcinku 2 wprowadzono do górnej warstwy asfaltobetonu zaczyn cementowy o stosunku cementu do wody jak 1:1. Zaczyn ten powinien wypełnić istniejące w masie wolne przestrzenie i w ten sposób uszczelnić powierzchnię nawierzchni. Dążono do wprowadzenia zaczynu cementowego na głębokość kilku mm, nawet do 10 mm. Zaczyn rozlewano na rozłożoną i wyprofilowaną masę asfaltową po lekkim jej ostygnięciu (do około 120 °C), gdyż przy wyższych temperaturach następowało zbyt szybkie odparowanie wody. Po równomiernym rozprowadzeniu zaczynu i krótkim odczekaniu masę zagęszczono wałami drogowymi, a po zagęszczeniu nadmiar zaczynu usuwano. Płóść zaczynu, który wnikał w nawierzchnię wynosiła 1,5 do 2 l/m<sup>2</sup>. Należy stwierdzić, że zaczyn przenikał głębiej przy masie rozkładanej ręcznie niż przy rozkładanej za pomocą mechanicznego rozścielacza. Tłumaczy się to tym, że masa asfaltowa jest lekko, przez deskę profilową rozścielacza, zagęszczona i zaczyn trudniej do niej przenika. Stwierdzone głębokości wnikania zaczynu wynosiły średnio 2—3 mm, choć zdarzały się miejsca o głębokościach ponad 5 mm.

Na odcinku 3, po rozłożeniu masy asfaltowej, rozlewano na niej zaczyn cementowo-wapienny o składzie:

- cement — 25%,
- mączka wapienna — 25%,
- woda — 50%.

(Stosunki w przeliczeniu wagowym).

Wykonanie nawierzchni przebiegało jak na odcinku 2.

Opisane odcinki po 2-letniej eksploatacji wykazały dość znaczne różnice. Jak już wspomniano, na odcinku 1 część cementu została wypłukana, co spowodowało niejednorodność nawierzchni. Powierzchnie odcinków 2 i 3 miały jednolity wygląd, bez miejsc wypłukanych, bez śladów zniszczeń od rozlewanej paliwa i smarów. Jednak w czasie suchych dni na odcinku 3, gdzie stosowany był zaczyn cementowo-wapienny, można było zauważyć pewne pylenie nawierzchni.

Na podstawie tych doświadczeń przyjęto do szerokiego stosowania metodę zamykania nawierzchni zaczynem cementowym. Do chwili obecnej wykonano już tą metodą kilkaset tysięcy m<sup>2</sup> nawierzchni na lotniskach. Nawierzchnia z wyglądu przypomina beton, szorstkością jest zbliżona do nawierzchni betonowych, nie wykazuje zniszczeń od rozlewanej paliwa.

W trakcie wykonawstwa masowego zostały udosконаłone metody budowy tych nawierzchni. Aby umożliwić głębsze wnikanie zaczynu w masę układaną mechanicznie rozsypuje się na niej dodatkowo ręcznie cienką, 2-centymetrową warstwę masy i dopiero na nią rozlewa się zaczyn.

Do chwili obecnej nie udało się niestety jeszcze zmechanizować procesu rozlewania zaczynu. Próby w tym kierunku są jednak prowadzone przez przedsiębiorstwa wykonawcze.

Opisaną metodą zainteresowały się również instytucje drogowe próbując przenieść ją na drogi kołowe, ponieważ i tam nawierzchnie asfaltowe wykonywane tradycyjnymi metodami okazują się zbyt śliskie dla szybkiego ruchu samochodowego.

#### Planowe obserwacje wpływu silników odrzutowych i paliw lotniczych na nawierzchnie asfaltowe

W celu stworzenia właściwych warunków do przeprowadzenia programowych prób dotyczących rozkładu temperatur w różnych typach nawierzchni asfaltowych pod wpływem pracy samolotowych silników odrzutowych, jak również w celu obserwacji zmian zachodzących w tych nawierzchniach pod wpływem eksploatacji (długotrwałe obciążenia, rozlewane paliwo) i czynników atmosferycz-

nych — wykonano dość duży odcinek doświadczalny, składający się z kilku pól o różnych typach nawierzchni z wbudowanymi czujnikami do pomiaru temperatury na głębokościach 2 i 5 cm. Wymiary każdego pola wynosiły 7 × 40 m. Nawierzchnie asfaltowe ułożone zostały na podbudowie gruntowo-cementowej. Zmiany temperatur w nawierzchni obserwowane były w sposób ciągły i rejestrowane na taśmie za pomocą specjalnych rejestratorów elektrycznych.

Pomiar temperatury odbywał się w następujących odległościach od wylotu dyszy samolotów: 3, 6, 8, 10, 12, 14, 16, 18, 21, 26 i 31 m.

Na poszczególnych polach wykonano następujące typy nawierzchni:

- asfaltobeton średnioziarnisty zamknięty zaczynem cementowym (pole nr 3),
- asfaltobeton gruboziarnisty zamknięty zaczynem cementowym (pole nr 4),
- asfaltobeton średnioziarnisty zamknięty cementem (pole nr 5),
- asfalt twardolany uszorstniony grysem 5/8 mm i powierzchniowym ryflowaniem w postaci wgłębień 2 × 2 cm na głębokość do 5 mm (pole nr 6),
- asfalt twardolany nieuszorstniony (pole nr 7).

Próby przeprowadzono przy użyciu dwóch typów samolotów myśliwskich i jednego typu samolotu bombowego.

Charakterystyka tych samolotów pod kątem ich oddziaływania na nawierzchnię podana jest w tabl. 1.

Tabela 1

Charakterystyka samolotów użytych do prób

Typ samolotu	Przybliżone kąty nachylenia samolotu do nawierzchni — w°			Odległość osi dyszy od ziemi cm	Ciąg silnika kG
	w spoczynku	przy 8000 obr/min.	przy obrotach max.		
„A”	3°00'	1°20'	0°50'	98	2700
„B”	2°30'	0°50'	0°20'	102	2700
„C”	2°15'			192	2700 × 2

Czas pracy silnika na stanowisku badawczym wynosił:  
— 10 min przy 8000 obr/min (obroty średnie),  
— 3 min przy 12 000 obr/min (obroty maksymalne).

Czasy te przewyższają średnio 5—6 razy rzeczywiste czasy pracy silników przed startem, odpowiadają natomiast czasom pracy w miejscach postoju, na płaszczyznach prób itp. Bezpośrednio po próbie pomiarów temperatury w nawierzchni mierzono w punkcie, w którym temperatura osiągnęła najwyższą wartość, penetrację w sposób uprzednio już opisany.

Badania przeprowadzone były w okresie letnim przy średnich temperaturach powietrza 14—25 °C. Wyniki badań podane są w tabl. 2. Wymienione w tablicy maksymalne temperatury zaobserwowane w przypadku samolotów myśliwskich w odległości od dyszy w granicach 6—8 m, a w przypadku samolotu bombowego w odległości około 12 m.

Przykładowy rozkład temperatur w nawierzchni pokazany jest na rys. 1.

Jak widać, z tabl. 2 wzrost temperatury pod wpływem działania silników odrzutowych wyniósł w górnej warstwie nawierzchni w przypadku samolotów myśliwskich co najmniej 26 °C, a nawet 47 °C a w warstwie dolnej co najmniej 24 °C, a nawet 38 °C.

Odpowiednie temperatury dla samolotu bombowego wynosiły:

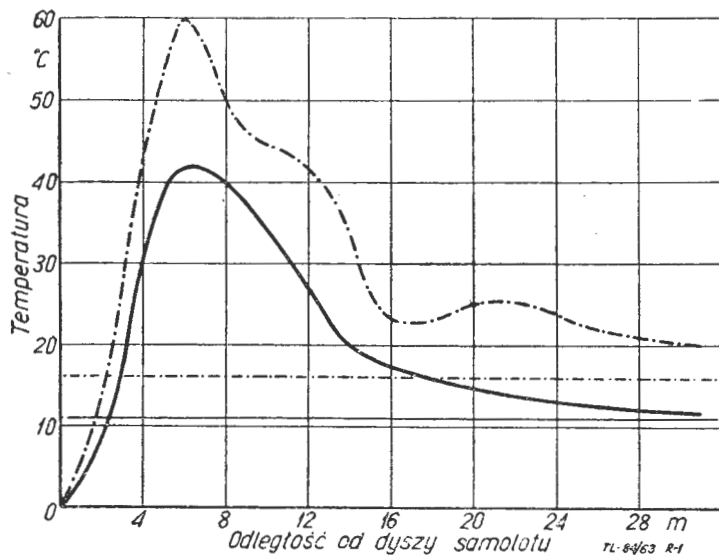
- w warstwie górnej 15 °C,
- w warstwie dolnej około 10 °C.

Przyjmując więc, że temperatura nawierzchni w okresie upalnego lata może dojść do 40—50 °C, to pod działaniem silnika odrzutowego samolotu myśliwskiego może ona dojść do 90 °C, a samolotu bombowego do 65 °C.

Są to więc jeszcze temperatury, przy których nawierzchnie asfaltobetonowe nie tracą swych właściwości nośnych.

Jeśli chodzi o rozmiękczenie nawierzchni, to najlepiej zachował się asfaltobeton gruboziarnisty — penetracja była tu rzędu zaledwie kilku minut.

Jeśli chodzi o uszkodzenia nawierzchni powstałe na skutek podmuchu, to wystąpiły one najwyraźniej na nawierzchniach z asfaltu lanego: na skutek dużego rozmiękczenia



Rys. 1. Wykres temperatur w nawierzchni z asfaltobetonu średnioziarnistego zamkniętego zaczynem cementowym natychmiast po działaniu silnika samolotu typu „B”:

— · — · — temp. na głęb. 2 cm — po próbie,  
 — · — · — temp. na głęb. 2 cm — przed próbą,  
 — — — — temp. na głęb. 5 cm — po próbie,  
 — — — — temp. na głęb. 5 cm — przed próbą

masy asfaltowej zostały wyrwane z niej niewielkie fragmenty oraz na powierzchni kilkunastu m<sup>2</sup> powstały sfalowania.

Nawierzchnie z asfaltobetonu średnioziarnistego wykazały jedynie sporadyczne uszkodzenia, a na nawierzchni z asfaltobetonu gruboziarnistego nie stwierdzono praktycznie żadnych zniszczeń.

Na nawierzchniach z asfaltu lanego, asfaltobetonu średnioziarnistego zamkniętego cementem oraz asfaltobetonu średnioziarnistego zamkniętego zaczynem cementowym przeprowadzono próby ich odporności na rozlane paliwo do samolotów odrzutowych. Próby polegały na rozlaniu paliwa na każdej nawierzchni na powierzchni około 3 m<sup>2</sup> w ilości 2 l i obserwacji zachowania się jej. W czasie prób panowała pogoda słoneczna, bez opadów, a temperatura powietrza wynosiła w ciągu dnia około 15 °C, a nocą spadała do 8 °C. Wyniki prób są następujące:

— asfalt lany został zupełnie rozmięczony do głębokości 5–8 mm i w stanie tym utrzymywał się przez okres 5 dni. Nawierzchnia w tym okresie nie nadawała się absolutnie do użytku;

— na asfaltobetonie średnioziarnistym, zamkniętym suchym cementem, zniszczona została powłoka zamykająca, a masa asfaltowa rozmiękła na głębokość około 2 mm i w stanie tym utrzymywała się przez 2 dni. Użytkowanie nawierzchni w tym stanie nie było również wskazane;

— na asfaltobetonie średnioziarnistym, zamkniętym zaczynem cementowym, nie stwierdzono żadnych zmian. Paliwo w ciągu kilku godzin wyparowało, pozostawiając tylko ślad w postaci ciemniejszej plamy. Nawierzchnia w tym czasie nadawała się do użytkowania.

Na podstawie opisanych prób można wysnuć następujące wnioski:

— temperatura nawierzchni w okresie letnim może dojść pod wpływem gazów z silnika odrzutowego samolotów myśliwskich będących dotychczas w użytkowaniu — do 90 °C. Jest to więc temperatura, przy której nawierzchnia asfaltobetonowa nie traci jeszcze swych właściwości nośnych;

— podmuch gazów spalinowych silników samolotów bombowych, będących w użytkowaniu, nie ma praktycznego znaczenia w przypadku nawierzchni asfaltowych. Wzrost temperatury w nawierzchni jest nieznaczny, a centralny punkt uderzenia gazów o nawierzchnię znajduje się w odległości ponad 12 m od wylotu dyszy i nie jest w stanie już nawierzchni uszkodzić;

— nawierzchnia z asfaltobetonu gruboziarnistego okazała się równie odporna na działanie podmuchu, jak z asfaltobetonu średnioziarnistego, choć pierwotnie przypuszczano, że z uwagi na swą strukturę może łatwiej ulegać uszkodzeniom mechanicznym;

— potwierdziły się wnioski o nieprzydatności asfaltu lanego do budowy nawierzchni lotniskowych;

— zamknięcie nawierzchni asfaltobetonowych należy wykonywać za pomocą zaczynu cementowego. Zamknięcie to jest odporne na wysokie temperatury, trwałe oraz niewrażliwe na działanie paliw lotniczych.

#### Zagadnienie szorstkości nawierzchni lotniskowych

Zagadnienie odpowiedniej szorstkości nawierzchni lotniskowych i ich szepności z kołami samolotu nabiera w związku ze zwiększającymi się prędkościami lądowania samolotów coraz większego znaczenia. Zagadnieniem tym zajmują się zresztą od dawna drogowcy w związku z koniecznością zwiększenia bezpieczeństwa ruchu samochodowego. Badania na drogach są dziś dość znacznie zaawansowane, ukazało się na ten temat wiele publikacji, opracowano odpowiednie metody pomiaru współczynnika tarcia kół o nawierzchnie oraz zbudowano do tego celu kilka typów urządzeń. Wszystkie te badania prowadzone są jednak w granicach prędkości niewiele przekraczających

Tabela 2

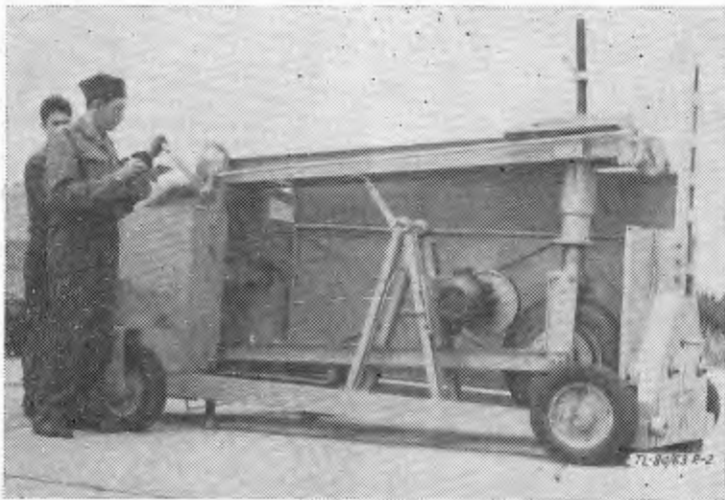
Zestawienie maksymalnych temperatur i penetracji w nawierzchniach

Typy nawierzchni	Głębokości	Samolot typu „A”			Samolot typu „B”			Samolot typu „C”		
		t. pow.	t. naw.	Δ t	t. pow.	t. naw.	Δ t.	t. pow.	t. naw.	Δ t.
asfaltobeton średnioziarnisty zaczyn cementowy	2 cm	23	70	47	14	60	46	14	29	15
	5 cm		57	34		46	32		21	7
	pen.	69 mm			31 mm					
asfaltobeton gruboziarnisty zaczyn cementowy	2 cm	26	62	36	17	55	38	14	30	16
	5 cm		52	26		38	21		24	10
	pen.	5 mm			1,5 mm					
asfaltobeton gruboziarnisty zamk. cementem such.	2 cm	26	52	26	18	50	32			
	5 cm		50	24		56	38			
	pen.	61 mm			55 mm					
asfalt lany uszkorzniony grysami i ryflowaniem	2 cm				19	52	33			
	5 cm					60	41			
	pen.				67 mm					
asfalt lany nieuszkorzniony	2 cm				17	48	31			
	5 cm					52	35			
	pen.				41 mm					

100 km/godz. Przy lądowaniu natomiast nowoczesnego samolotu odrzutowego spotykamy się z prędkościami znacznie większymi. Na ten jednak temat nie ma w tej chwili zbyt wiele publikacji naukowych. Fragmentaryczne dane pochodzące ze Stanów Zjednoczonych i Anglii świadczą o tym, że badania związane z tym zagadnieniem są tam prowadzone w dość szerokim zakresie. Otrzymane wyniki są dość ciekawe, okazało się bowiem, że przy dużych szybkościach współczynnik tarcia zmienia się w dość szerokich granicach, w zależności od prędkości. Ze wzrastaniem prędkości koła wielkość współczynnika tarcia maleje, aby następnie znowu wzrastać. Najniższe współczynniki tarcia stwierdzono przy prędkościach 120—140 km/godz. Wielkości współczynników tarcia stwierdzone przy prędkościach 220 km/godz odpowiadają podobnym wielkościom przy prędkości około 60 km/godz. Nie wiadomo niestety, w jaki sposób i jakimi urządzeniami współczynniki te były mierzone. Jak wynika jednak z tych pomiarów przy dużych prędkościach zmiany współczynnika tarcia mają inny przebieg niż przy prędkościach niższych.

### Przyrządy stosowane do pomiarów tarcia

Równocześnie z wprowadzeniem na lotniska nawierzchni asfaltowych — w związku z różnymi wypowiedziami na ten temat — zaszła natychmiast konieczność obiektywnego określania ich szorstkości. Początkowo, pomiary współczynnika tarcia prowadzone były za pomocą prostego urządzenia typu szkolnego ciągniętego z prędkością około 5 km/godz po nawierzchni. Aparat ten posiadał ciągłą graficzną rejestrację wielkości siły poziomej. Znając ciężar samego aparatu można było łatwo obliczyć współczynnik tarcia. Już te prymitywne — i w zasadzie służące jedynie do porównywania jakości nawierzchni między sobą — doświadczenia pozwoliły jednak na stwierdzenie, że nawierzchnie asfaltobetonowe zamykane zaczynem cementowym posiadają szorstkość zbliżoną do nawierzchni z betonu cementowego, podczas kiedy szorstkość nawierzchni asfaltowych typu drogowego jest znacznie mniejsza, szczególnie przy wilgotnym ich stanie. Jak już jednak zaznaczono, pomiary te prowadzone były przy bardzo małych szybkościach, a więc w warunkach znacznie odbiegających od warunków panujących w czasie lądowania samolotu odrzutowego. Chcąc więc warunki pomiaru zbliżyć jak najbardziej do rzeczywistych zbudowane zostało niedawno przez Instytut Fizyki PAN urządzenie WP-1, pozwalające na pomiar sił poziomych, występujących przy hamowaniu przy dużych szybkościach (rys. 2).



Rys. 2. Widok urządzenia WP-1 do pomiaru poziomych sił hamujących przy różnych prędkościach koła pomiarowego

Urządzenie WP-1 pomyślane zostało jako terenowo-laboratoryjne typu stacjonarnego, ponieważ w czasie pomiaru sam przyrząd jest umiejscowiony przy pomocy śrub. Pomiary mogą być prowadzone w dowolnych miejscach na nawierzchni lotniskowo-drogowej lub na próbkach (w tym celu uprzednio wyciętych z nawierzchni), w zakresie szybkości od 0 do 200 km/godz, przy możliwości obciążenia koła pomiarowego od 350 kG do 1300 kG, przez odpowiednie obciążniki.

Przyrząd składa się: z podstawy w formie sztywnej ramy stalowej wyposażonej w 4 pneumatyczne koła oraz 4 śruby

(kotwice) z podstawkami ciernymi, dźwigni prostowodowej zamocowanej przegubowo do wspornika podstawy (o konstrukcji usztywnionej), mechanizmu ręcznego podnoszenia koła pomiarowego, samolotowego koła pomiarowego przymocowanego do prostowodu napędzanego silnikiem elektrycznym i zespołu dynamometrów.

Dynamometr pionowy stanowi pionową goleń koła pomiarowego i składa się ze sprężyn stalowych różnej grubości w zależności od zakresu obciążeń dla aktualnie prowadzonych badań. Na zewnątrz dynamometr posiada skalę milimetrową, po której przesuwa się sprężysty pierścień, wskazujący wielkość maksymalnego ugięcia sprężyny w milimetrach i odpowiednio siłę pionową.

Dynamometr poziomy posiada konstrukcję identyczną do dynamometru pionowego z tym, że znajduje się w dolnej części przyrządu w pozycji poziomej i umocowany jest do ramy przyrządu. Ciężna umocowane są do przesuwnego trzpienia z naciętą skalą; przenoszą one na dynamometr siłę wywołaną w czasie badania. Obciążenie dodatkowe stanowią płyty żelienne okrągłe, które się nakładają na trzpień śrubowy wg programu badań. Do pomiaru szybkości koła pomiarowego przyrząd wyposażony jest w prędkościomierz w zakresie od 0 do 210 km/godz. Zasilanie przyrządu w energię elektryczną stanowi prąd trójfazowy 50 Hz, 220/380 V, pobierany z sieci lub z agregatu prądotwórczego.

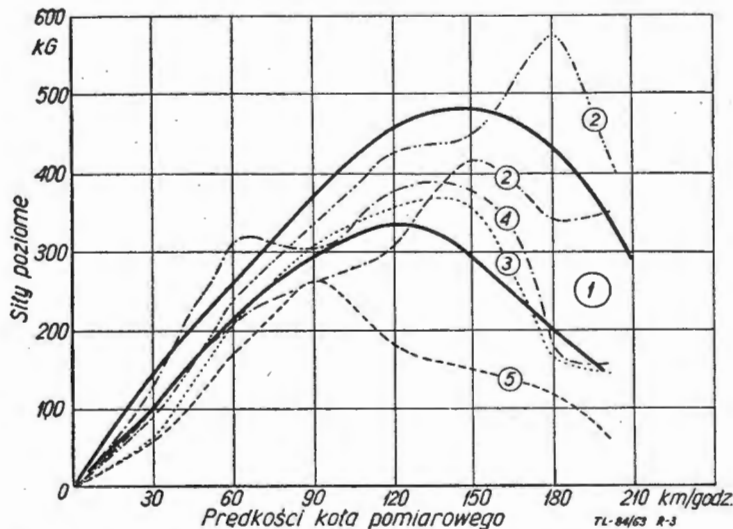
Zasada działania urządzenia jest następująca: do poziomej dźwigni prostowodowej przymocowane jest koło pomiarowe. Końce prostowodu z drugiej strony są zamocowane do ramy przyrządu przegubowo, tak że dźwignię można podnosić dookoła przegubów w celu uniesienia koła do określonej wysokości. Przy zwalnianiu koła z zaczepu spada ono, uzyskując szybkość pionową imitującą szybkość opadania samolotu przy lądowaniu. Dla imitowania szybkości poziomej samolotu koło zostaje uprzednio rozpedzone za pomocą silnika elektrycznego, do szybkości obrotowej zbliżonej do szybkości poziomej lądującego samolotu — najwyżej jednak do 200 km/godz.

Dla wywołania odpowiedniej pionowej siły nacisku koła samolotu na nawierzchnię może być ono obciążone dodatkowym balastem w formie żelaznych obciążników do 1000 kG. Pomiary sił poziomej i pionowej dokonywane są za pomocą opisanych już dynamometrów.

Jak więc widać, urządzenie pozwala na pomiar poziomej siły hamowania koła przy znajomości siły pionowej i szybkości obrotowej koła. Z wielkości tych można wyznaczyć współczynnik tarcia. Na razie prowadzone są pomiary tylko poziomej siły hamowania przy różnych szybkościach koła i przy stałym obciążeniu pionowym.

### Wyniki pomiarów poziomej siły hamującej

Wielkość siły poziomej wyznaczana była na szeregu nawierzchniach betonowych oraz na doświadczalnym odcinku asfaltowym, przy czym nawierzchnie w czasie po-



Rys. 3. Wykres zależności między poziomymi siłami hamującymi a prędkościami koła pomiarowego:  
1 — obszar sił poziomych na betonach cementowych; 2 — siły poziome na asfaltobetonie gruboziarnistym nie zamkniętym; 3 — siły poziome na asfaltobetonie gruboziarnistym zamkniętym zaczynem cementowym; 4 — siły poziome na asfaltobetonie średnioziarnistym zamkniętym zaczynem cementowym; 5 — siły poziome na asfaltobetonie drobnoziarnistym zamkniętym zaczynem cementowym

miarów były w stanie wilgotnym. Prędkości obwodowe koła pomiarowego regulowane były od 0 do 200 km/godz. Wysokość opuszczania koła była stała i wynosiła 10 cm, obciążenie pionowe również stałe — 350 kG w spoczynku. Wyniki pomiarów przedstawione są na rys. 3.

W chwili obecnej, wobec niewielkiego jeszcze zaawansowania doświadczeń, przedstawione wyniki mogą mieć charakter jedynie porównawczy. Z porównań tych widać jednak, że poziome siły hamowania różnicują się wyraźnie dopiero przy dużych szybkościach — np. na nawierzchni betonowej powyżej szybkości 100 km/godz.

Jeśli chodzi o nawierzchnie asfaltobetonowe, to największe właściwości hamujące wykazał asfaltobeton gruboziarnisty nie zamknięty, a najmniejsze asfaltobeton drobnoziarnisty, nawet pomimo zamknięcia zaczynem cementowym.

Asfaltobeton średnioziarnisty i gruboziarnisty, zamknięte zaczynem cementowym, wykazały właściwości hamujące zbliżone do betonu cementowego.

Na wszystkich wykresach wyraźnie widać, że po przekroczeniu pewnej szybkości własności hamujące nawierzchni zaczynają maleć.

Dla nawierzchni stosowanych na naszych lotniskach szybkość ta mieści się w granicach 120—140 km/godz.

Wyniki tych doświadczeń mogą być wskazówką dla pilotów, przy jakich szybkościach na określonym typie nawierzchni występuje najintensywniejsze hamowanie.

Potwierdzona została również słuszność przyjęcia metody zamykania nawierzchni asfaltowych zaczynem cementowym. Właściwości hamujące takiej nawierzchni zbliżone są bowiem do nawierzchni betonowej.

Należy sądzić, że dalsze badania w tym zakresie pozwolą na ustalenie najważniejszych kryteriów wykańczania górnej powierzchni nawierzchni pod względem ich przydatności do szybkiego ruchu samolotowego.

#### Bibliografia

1. J. A. Bishop — Wpływ samolotów odrzutowych na nawierzchnie lotnisk — Proceedings ASCE USA, nr 317, paźdz. 1953.
2. Gayle Mc Fadden — Działanie samolotów odrzutowych na nawierzchnie lotnisk — Proceedings ASCE USA, nr 316, paźdz. 1953.
3. W. I. Turubul, Charles K. Foster — Effects of jet blast and fuel spillage on bituminous pavements — Proceedings ASCE USA, Air Transport Division, Vol. 83, No. AT 2, grudz. 1957.
4. Ministry of Aviation USA — Flight tests to determine the coefficients of friction between an aircraft tyre and various wet runway surfaces — part 2 — kwiec. 1960.

## CZYTELNIKÓW PRASY TECHNICZNEJ ZAWIADAMIAMY

że dla zapewnienia sobie stałej i punktualnej dostawy czasopism technicznych, wydawanych przez

### WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

już należy zamawiać ich prenumeratę na IV kwartał

### SPECJALNEJ UWADZE POLECAMY

#### Czasopisma z zakresu mechaniki:

- |                         |                               |
|-------------------------|-------------------------------|
| — Mechanik              | — Technika Lotnicza           |
| — Przegląd Mechaniczny  | — Technika Motoryzacyjna      |
| — Przegląd Odlewnictwa  | — Maszyny i Ciągniki Rolnicze |
| — Przegląd Spawalnictwa | — Budownictwo Okrętowe        |

#### Czasopisma ogólnotechniczne i międzybranżowe:

- |   |                                 |
|---|---------------------------------|
| — Przegląd Techniczny                       | — Gospodarka Paliwami i Energią |
| — Zeszyty Problemowe Przeglądu Technicznego | — Ochrona Pracy                 |
| — Wynalazczość i Racjonalizacja             | — Ochrona przed Korozją         |

#### Popularnotechniczne:

- Horyzonty Techniki
- Horyzonty Techniki dla Dzieci

Zamówienia prosimy składać w dowolnym urzędzie pocztowym, wypełniając blankiet PKO w następujący sposób: Zakład Kolportażu Wydawnictw Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Mazowiecka 12, nr konta PKO 1-9-121697. Na blankiecie należy podać: tytuł zamawianych czasopism, wpłacaną kwotę oraz imię, nazwisko i adres zamawiającego.

Przypominamy, że do korzystania z prenumeraty ulgowej (rabat 33%) są uprawnieni: indywidualni członkowie stowarzyszeń naukowo-technicznych NOT — zgłaszając prenumeratę w kołach zakładowych, zarządach głównych stowarzyszeń lub w wojewódzkich komitetach porozumiewawczych NOT; członkowie klubów techniki i racjonalizacji — zgłaszając prenumeratę w klubach; studenci wyższych uczelni — zgłaszając prenumeratę w kołach naukowych; uczniowie i nauczyciele szkół zawodowych — zgłaszając prenumeratę w dyrekcjach szkół.

**Silniki turbospalinowe małej mocy**, Bazyli Kaczan, Jan Krysiński, Zdzisław Crzechowski, Ryszard Przybylski pod redakcją prof. Władysława Gundlacha, Wydawnictwa Naukowo-Techniczne, Warszawa 1963, str. 368.

Wśród spalinowych silników turbinowych, znajdujących coraz szersze zastosowanie również poza lotnictwem — w przemyśle, energetyce, trakcji i okrętownictwie — odrębną grupę stanowią silniki małej mocy. Silnikom tym poświęcono książkę pt. „Silniki turbospalinowe małej mocy”, którą opracował zespół pracowników naukowych Politechniki Łódzkiej pod kierownictwem prof. Władysława Gundlacha.

Po ogólnym omówieniu zasady pracy, historii rozwoju, cech charakterystycznych i możliwości zastosowań silników turbinowych, autorzy zapoznają czytelnika z zagadnieniami termodynamicznymi i przepływowymi, występującymi w poszczególnych zespołach tych silników, z rodzajami stosowanych obiegów termodynamicznych oraz z charakterystykami pracy różnych układów silników.

W następnych rozdziałach opisano rozwiązania konstrukcyjne sprężarek promieniowych, turbin osiowych i promieniowych, podano wiadomości dotyczące łożyskowania wirników, poruszono zagadnienie drgań łopatek i wałów oraz zagadnienie wyważania wirników, omówiono konstrukcję komór spalania, instalacje paliwowe łącznie z wtryskiwaczami i palnikami (na paliwa gazowe), urządzenia zapłonowe i metody regulacji. Poza tym książka zawiera wiadomości na temat wymienników ciepła — rekuperacyjnych i regeneracyjnych — oraz materiałów żarowytrzymałych. Obszerną część opracowania stanowi przegląd istniejących silników turbinowych małej mocy i ich zastosowań. Książkę zamyka rozdział dotyczący eksploatacji silników, w którym rozpatriono między innymi rozruch i zatrzymywanie silników, obsługę w czasie ruchu, niezawodność i trwałość, właściwości napędowe silników trakcyjnych, koszty wytwarzania i eksploatacji oraz perspektywy rozwoju.

Za pewne niedociągnięcie opracowania można uznać brak omówienia sprężarek osiowych. Sprężarki te w silnikach turbinowych małej mocy są stosowane coraz częściej, w szczególności w postaci jednego lub kilku stopni współpracujących ze sprężarką odśrodkową, łącznie z którą stanowią tzw. sprężarkę mieszaną. Połączenie takie daje duże korzyści, szczególnie w przypadku zastosowania osiowych stopni przydźwiękowych. Jako przykład można tu wymienić silnik Blackburn „Nimbus”. Wydaje się również, że trochę miejsca w książce należało poświęcić przekładniom napędowym (reduktorom), które niejednokrotnie stanowią integralną całość z silnikiem, oraz napędem urządzeń pomocniczych.

Poza tym trzeba stwierdzić, że określenie linii 2 na charakterystyce sprężarki silników jednowałowych (str. 91 i 92) jako charakterystyki turbiny nie jest ścisłe, ponieważ linia ta jest w rzeczywistości linią pracy silnika i w związku z tym na jej przebieg ma wpływ zarówno charakterystyka turbiny, jak i charakterystyka sprężarki oraz charakterystyka odbiornika mocy. Nieścisła jest również nazwa „współczynnik strat ciśnienia” w odniesieniu do stosunku ciśnień  $P_3/P_2$  (str. 54); bardziej poprawne wydaje się określenie „współczynnik zachowania ciśnienia”, gdyż właśnie taki sens fizyczny ma powyższy stosunek ciśnień.

W opisie lotniczych silników turbinowych małej mocy należało uwzględnić silniki Turbomeca, „Bastan” i „Astazou”, silnik Blackburn „Nimbus” oraz silniki małej mocy wytwórni Continental.

Książka może oddać cenne usługi zapoznając inżynierów, techników i studentów wyższych uczelni technicznych, którzy interesują się napędami, z ogólnymi zagadnieniami dotyczącymi silników turbinowych małej mocy i z obecnym stanem rozwoju tych silników.

W. K.

**Bau und Berechnung der Verbrennungsmotoren**, O. Kaemer, Springer — Verlag, Berlin 1963 r., str. 220, rys. 220, cena 28,—zł.

Jest to IV wydanie tego dzieła. Książka stanowi znakomity przegląd dziedziny silników spalinowych. Autor podaje termodynamikę procesów, obliczenia mocy, zagadnienia konstrukcyjne i materiałowe, problem drgań i wyrównoważenia mas. Część pracy autor poświęca wzmiance o systematyce maszyn przepływowych, rakietom, napędem odrzutowym i turbinom gazowym. W pracy podano również metodę obliczeń silników z wirującym tłokiem. Dla praktyków cenna jest duża ilość przykładów liczbowych zamieszczona w książce.

Z.

**Deutsche Geheimwaffen 1939—1945**, 1 część: „Flugzeugbewaffnung”, F. Hahn, Wyd. E. Hoffmann, Heidenheim 1963, str. 447, rys. 298, cena 49,50 zł.

Książka jest interesująca i przydatna z tego względu, że budowę wielu dzisiejszych pocisków sterowanych oparto na zasadach teoretycznych i konstrukcyjnych niemieckiej broni tajnej z okresu wojny światowej. Praca ukaże się w dwóch częściach: I — omawia historyczny rozwój uzbrojenia lotniczego w okresie wojny i II — traktować będzie o rozwoju rakiet wszelkich typów. Autor, który w owym czasie pracował w Peenmünde (w centrum tajnej broni) — rozwiewa mity o „cudownej broni niemieckiej”.

Z.

**Aircraft Engines of the World 1962/63**, autor i wydawca P. H. Wilkinson, Washington, str. 288, liczne rysunki, fotografie, cena 15 dol.

Jest to już XX rocznik almanachu. Księga zawiera dane i informacje o wszystkich ważniejszych silnikach lotniczych powyższego okresu. Zamieszczono również wzmianki i zdjęcia silników wielkiej mocy, będących w rozwojowym opracowaniu w firmach: General Electric, Pratt & Whitney, Bristol Siddeley i SNECMA. Z silników Zw. Radzieckiego — książka podaje tylko napędy tłokowe. Dane cyfrowe podano również w systemie metrycznym. Dodatek obejmuje tabelaryczne ujęcie starszych typów silników.

Z.

**Electric propulsion development**, E. Stuhlinger, (NASA), Academic Press, N. Jork, 1963, str. 748, cena 10,50 dol.

Książka charakteryzuje postęp w użytkowaniu napędu elektrycznego w zakresie zdobywania Kosmosu przez pojazdy załogowe i bezzałogowe. Specjalną uwagę zwrócił autor na możliwości uzyskania dużego ciężaru użytecznego pojazdów kosmicznych oraz stosowane materiały konstrukcyjne. Książka informuje o otwartych problemach lotów pozaziemskich i napędach pojazdów dla perspektywicznego programu zdobycia Kosmosu.

Z.

**Technology of lunar exploration**, C. Cummings i H. Lawrence (Pasadena), Academic Press, N. Jork, 1963, str. 989, cena 13,75 dol.

Książka podaje poglądy na problem lądowania na Księżycu z punktu widzenia wiedzy z połowy 1962 r.

Dzieło zostało opracowane przez pracowników Institute of Technology i zawiera techniczną analizę lotów orbitalnych dookoła Księżyca, lądowania na satelicie i powrotu na Ziemię. Specjalną uwagę poświęcili autorzy zagadnieniom konstrukcji pojazdu zdolnego do lądowania i powrotu.

Z.

**Le vol dans l'espace — système de propulsion**, W. R. Corliss, Dunod, Paris 1963, str. 329, liczne rysunki i fotografie, cena 402,60 zł, (Wzorcownia PAN).

Jest to francuskie wydanie książki, której autorem jest naukowiec z firmy Martin Co (w jęz. angielskim: „Propulsion systems for space flight”). Tłumaczenie opracowali inżynierowie z O.N.E. R.A. Książkę poświęcono zagadnieniom napędów statków kosmicznych. Omówiono warunki, które spełniać muszą systemy napędowe, scharakteryzowano cechy i bariery przestrzeni kosmicznej, opisano źródła energii w tej przestrzeni. Specjalne rozdziały poświęcono napędom termicznym (jądrowym, elektrotermicznym i in.), elektrycznym (napęd jonowy i plazmowy) oraz fotonowemu; poddano ocenie omówione systemy napędowe. Na zakończenie omówiono zagadnienie wykorzystania pól sił naturalnych — przyciągania magnetycznego i elektrostatycznego oraz pasjonujący temat antymasy i antygravitacji.

Z.

**Rocket propulsion elements — an introduction to the engineering of rockets**, G. P. Sutton, wyd. J. Willy and Sons, N. Jork, 1963, str. 464, liczne ryciny, cena 315,— zł (Wzorcownia PAN).

Jest to III wydanie dzieła, którego autor jest pracownikiem dywizjonu raketowego North American Aviation Inc. III wydanie szerzej ujmuje podstawowe zagadnienia napędów raketowych (termodynamikę, teorię dyszy, oddawanie ciepła itd.) oraz obszerniej i bardziej szczegółowo podaje specyficzne systemy napędów raketowych. Oprócz ciekłych i stałych środków napędowych omawia się silniki jądrowe, elektryczne oraz oparte na paliwie mieszanym ciekło-stałym. Rozdział o paliwach płynnych został przerobiony w celu uzupełnienia ostatnimi eksperymentami, dodano też nowy rozdział poświęcony obliczeniom osiągnięć rakiet o napędzie chemicznym. Warto nadmienić, że pierwsze wydanie książki ukażało się w tłumaczeniu na język rosyjski.

Z.

Flight performance handbook for orbital operations, oprac. przez R. W. Wolwertona, Wyd. J. Wiley and Sons, N. York, 1963, str. 1446, rys., wykresy, tabele, cena zł 750.— (Wzorcownia PAN).

Księga ta przeznaczona dla naukowców, planujących loty kosmiczne, jest dziełem 22 autorów. Zawiera zestaw określeń, formuł, parametrów i wyliczeń dla użytku specjalistów (w teorii i praktyce) — przy wyrzucaniu satelitów czy statków — według określonych torów — w przestrzeni kosmicznej.

Osnowy aerofotosjemi i fotogrametrii, F. W. Drobyszew, Gosgeotiechizdat, Moskwa 1963, str. 259, rys. 190, cena zł 6,50 (Wzorcownia PAN).

Książka poświęcona zagadnieniom fotogrametrii oraz obróbce i wykorzystaniu zdjęć lotniczych. Omówiono w niej również teorię i budowę urządzeń służących do fotogrametrii. W oddzielnych rozdziałach mówi się o samolotach do zdjęć lotniczych, o warunkach lotu oraz nawigacyjnych przyrządach pokładowych. Z.

Astronautyka, kwartalnik Polskiego Towarzystwa Astronautycznego, we wrześniowym zeszytzie 1963 (rok VI) przynosi:

- omówienie programu prac XIV Międzynarodowego Kongresu Astronautycznego, który odbył się w Paryżu w dn. 26.IX—1.X. 1963 r. Wśród 83 referatów podstawowych, 6 prelekcji wygłoszonych na Sympozjum poświęconym fizyce przestrzeni kosmicznej, wreszcie materiałów VI Kolokwium Prawa Kosmicznego — znajdują się tematy, które szerzej poruszymy na naszych łamach,
- artykuł o konwertorach termojądrowych,
- omówienie prac IV Ogólnopolskiej Konferencji Techniki Rakietowej i Astronautyki,
- ilustrowany artykuł o osiągnięciach meteorologii satelitarnej,
- artykuł R. Staniszewskiego pt. „Niektóre uwagi o tendencjach rozwojowych silników rakietowych,
- artykuł J. Grzegorzewskiego o niektórych problemach rozwoju silników rakietowych na paliwo stałe.
- artykuły o kosmicznej służbie ostrzegawczej i barierze promieniowania. Z.

Sto wcieleń żyroskopu, J. Lew, Wyd. MON, Seria „Sowy” 1963, str. 159, rys. 70, cena 9 zł.

W książce omówiono — w popularnym ujęciu — zasady pracy oraz zastosowanie żyroskopu jako elementu pomiarowego wskaźnika położenia i ruchu oraz zespołu w układach automatycznej regulacji i kierowania.

Zamieszczono liczne schematy układów i rysunki konstrukcji przyrządów żyroskopowych (w dużej ilości — lotniczych). Z.

Zanim rozkaz zostanie wydany..., Z. Mendrygrał, Wyd. MON. Seria „Sowy”, 1963, str. 187, rys. 103, cena 10 zł.

Pod powyższym tytułem ujął autor popularny opis środków łączności i zdalnego kierowania. Podał zasady naukowe i systemy radiolokacji lotniczej oraz sterowania pociskami. Z.

## WOJSKOWY PRZEGLĄD LOTNICZY, LIPIEC 1963 r.

Zeszyt VII — 1963 r. wydano w 20-lecie Ludowego Lotnictwa Polskiego i rocznicy tej poświęcono dłuższy materiał historyczny oraz artykuł omawiający narodziny samolotu TS. 11 „Iskra”. Zamieszczono również wspomnienia pilota doświadczalnego inż. A. Abłamowicza oraz uwagi mjr inż. J. Meneta na temat wykonywania lotów na „Iskrze”.

J. Łeski omawia optymalizację wskazań przyrządów pilotażowych, opisując m.in. kierunek integracji.

W. Zarebski poświęcił artykuł teledometrii lotniczej (czujniki pomiarowe i wzmacniacze, układy, źródła zasilania, łącza, systemy teledometryczne).

Zeszyt zawiera ponadto przetłumaczony z rosyjskiego artykuł o problemach spotkania statków kosmicznych na orbicie, omówienie szybownictwa na Węgrzech J. R. Koniecznego, artykuły poświęcone taktyce wojskowej oraz nowości lotnicze i wydawnicze. Z.

## Wojskowy Przegląd Lotniczy, sierpień 1963 r.

W zeszycie zamieszczono tłumaczenie artykułu Sergiusza Tumańskiego, gł. konstruktora silników lotniczych w ZSRR, na temat silnika współczesnego samolotu. Ten interesujący artykuł wydrukowała „Awiacja i Kosmonawtika” w marcu 1963 r.

J. Korowajczuk omawia nowe urządzenia kontrolno-pomiarowe do sprawdzania osprzętu samolotów, projektowane, bądź badane przez ITWL. Opisano urządzenia X S. 1 i X S. 3, służące do badania przyrządów membranowych, stanowisko USE. 1 — do sprawdzania aparatury elektrycznej, elektromechaniczny sekundomierz EMS. 2, urządzenie WRW. 1 do kontroli wariometrów. Wreszcie przekątnik PT. 150 E do sprawdzania manometrów tlenowych i próbnik — generator G. 940.

Artykuł pt. „Wirówka przeciążeniowa do badań personelu latającego” omawia zasady pracy i konstrukcję urządzenia odtwarzającego warunki działania przeciążeń w granicach 1 do 30 g.

T. Królikiewicz daje sprawozdanie z XXV Salonu Paryskiego, poświęcone eksponowanym tam samolotom; w artykule zamieszczono liczne ilustracje. Zeszyt zawiera również interesujące artykuły z dziedziny wojskowej, jak na przykład wpływ odpalenia pocisków rakietowych na pracę silnika turboodrzutowego, warunki lotu i naprowadzania w stratosferze i inne.

Na końcu numeru zamieszczono nowości lotnicze i wydawnicze. Z.

## Wojskowy Przegląd Lotniczy, wrzesień 1963 r.

M. Chęciński daje przegląd przemysłu lotniczego i rakietowego w NRF. Autor podaje charakterystykę 16 zakładów lotniczych niemieckich i 1 amerykańskiego. Ponadto omawia potencjał Niemiec Zachodnich w zakresie budowy rakiet, badań i pojazdów kosmicznych. Koszt realizacji programu: w 1963 r. — 126 mln DM, w czteroletciu 1963—1966 — 933 mln DM.

M. Mielczarek omawia lotnictwo niemieckie, jego strukturę, szkolenie, sprzęt i perspektywy rozwojowe.

Poza częścią taktyczno-historyczną, zeszyt zawiera nowości lotnicze i wydawnicze. Z.

## PRZYPOMINAMY

*Czas odnowić prenumeratę  
„Techniki Lotniczej“*

*na I kwartał 1964 r.*



# PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK INFORMACJI INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK XIII

WARSZAWA, LISTOPAD 1963 r.

ZESZYT 11

## HYDROAEROMECHANIKA I MECHANIKA LOTU

533.6.071.3

Hignett E. T.: The use of dust deposition as a means of flow visualisation. Zastosowanie metody wytrącania pyłu jako środka wizualizacji przepływu. A.R.C. C.P., 1963, nr 631, s. 8, rys. 12. Porównano metodę wizualizacji przepływu za pomocą wytrącania pyłu, z metodą lotnej cieczy i metodą włókien dymu.

Wykazano, że linia przejścia przysięciennej warstwy laminarnej (niezakłóconej) w burzliwą, zaobserwowaną za pomocą metody lotnej cieczy, pojawia się wcześniej w obszarze przejścia, gdzie opór powierzchniowy jest niski. Linia przejścia zaobserwowana za pomocą wytrącania pyłu pojawia się później w obszarze przejścia, gdzie opór powierzchniowy jest duży. Wykazano, że metoda włókien dymu jako środka wizualizacji jest niedokładna, gdyż włókna powodują przedwczesne przejście.

Opisano urządzenie wytwarzające dym ze stałych cząsteczek wosku parafinowego o średnicy 1–4 mikronów. Dym o statecznej gęstości daje widoczne wytrącenia wosku na powierzchni profilu umieszczonego w tunelu po kilku minutach uruchomienia urządzenia. K.A.

629.135.4.073/75:533.6.013.4

ILot

Kaufman L., Schulz E.: The stability and control of tethered helicopters. Stateczność i sterowność śmigłowców na uwięzi. J. Amer. Helic. Soc., 1962, t. 7, nr 4, s. 41–54, rys. 17.

W pracy przedstawione są wyniki studiów przeprowadzonych w ostatnim okresie nad zagadnieniem stateczności i sterowności śmigłowców na uwięzi. Wykazano, że śmigłowiec na uwięzi różni się zasadniczo pod względem stateczności i sterowności od śmigłowca lecącego swobodnie. O różnicy tej stanowi m.in. istnienie w śmigłowcu na uwięzi dużej statycznej stateczności położenia i niestateczności pozycji poziomej.

Zródła tego zjawiska są w pracy zbadane i opisane fizycznie. Wyprowadzony jest następnie model matematyczny śmigłowca na uwięzi, który służy do przeanalizowania możliwości lotu bezpilotaowego za pomocą automatycznych urządzeń sterujących. R.W.

629.135.4.533.6.015.1/2

ILot

Jepson W.: Some considerations of the landing and take-off characteristics of twin engine helicopters. Part. I. Height-velocity diagrams and part power descents. Rozważania na temat własności lądowania i startu śmigłowców dwusilnikowych Cz. I. Wykresy wysokości — predkości i opadania z częścią mocy. J. Amer. Helic. Soc., 1962, t. 7, nr 4, s. 33–40, rys. 16.

Śmigłowce przeznaczone do rozkładowego przewozu pasażerów znajdują się w służbie od lat blisko dziesięciu. Do r. 1962 wszystkie one były śmigłowcami jednosilnikowymi, podlegającymi szeregowi proceduralnych ograniczeń startowych, wynikających z analizy zależności wysokości i predkości lotu. Ostatnio weszły do służby nowe śmigłowce dwusilnikowe przeznaczone do przewozów handlowych. Pierwszy z nich, Sikorsky S-61L, rozpoczął rozkładowe loty w Los Angeles Airways wiosną 1962 r.

S-61L, jak również Vertol-107, w porównaniu z poprzednio używanymi śmigłowcami, wykazują znacznie wyższe zdolności przewozowe pasażerów, większe predkości i lepsze własności startu i lądowania.

W pracy rozpatrzone są pewne czynniki wywierające wpływ na dopuszczalne procedury startowe i zaproponowana jest metoda analityczna dla wyznaczenia tej części wykresu wysokości-predkości, która odnosi się do małych predkości lotu. Prócz tego dokonana jest ocena zakresu, w jakim dwusilnikowe śmigłowce mają przewagę nad śmigłowcami jednosilnikowymi pod względem własności startu i lądowania. R.W.

533.69.042

ILot

Pugh P. G. + Woodgate. L.: Measurements of pitching-moment derivatives for blunt-nosed aerofoils oscillating in two-dimensional supersonic flow. Pomiary pochodnych momentu pochylającego dla profili o tępym krawędziach natarcia drgających w dwuwymiarowym przepływie nadźwiękowym. ARC R.a.M. 1963, nr 3315, s. 18, rys. 10.

Zmierzono pochodne momentu pochylającego za pomocą metody Scruton, Woodgate'a i in. dla dwu pojedynczych profili o stęponionych krawędziach natarcia. Pomiar wykonano przy liczbach Macha 1.75 i 2.47 i parametrach częstotliwości mniejszych od 0.02. Ogólnie biorąc, stopień krawędzi natarcia ma mały wpływ na pochodne, chociaż zaobserwowano zmiany dla przypadków dużych ostrzy przy liczbie Macha 1.75. K.A.

533.6.013.422

ILot

Winton W. A.: Flutter testing of aircraft in flight. Badanie flatteru samolotu w locie. Brit. Comm. Electr. 1963, t. 10, nr 4, s. 280–284, rys. 7, ods. 2.

Artykuł zapoznaje z metodą badania flatteru samolotu najpierw w laboratorium, a potem w czasie prób w locie. Metoda ta była opracowana przy próbach samolotu Bristol 188, a konieczne do prób wyposażenie przeznaczone również do „de Havilland Trident”. W czasie lotu samolot jest wzbudzany przez drgania harmoniczne układu sterowania, a charakterystyka fazowo-amplitudowa z 32 czujników jest zapisywana przez cztery rejestratory 10-kanalowe na pokładzie samolotu. Równocześnie sygnały z 11 czujników są przekazywane poprzez dwa nadajniki telemetryczne do rejestratorów na ziemi. Artykuł omawia sposób wzbudzenia samolotu oraz stosowaną w czasie prób aparaturę pokładową i naziemną. K.K.

533.652.6

ILot

Wyatt L. A.: Test on the Loss of vertical jet thrust due to ground effect on two simple VTOL planforms, with particular reference to the Short SC1 aircraft. Badanie strat ciągu strumienia pionowego na skutek wpływu ziemi dla przypadku dwu prostych obrysów płatów do pionowego startu i lądowania (VTOL), ze szczególnym uwzględnieniem samolotu Short SC1. ARC R.a.M., 1963, nr 3313, s. 40, rys. 29.

Ciąg netto pionowego strumienia, możliwy do osiągnięcia przez samolot pionowego startu i lądowania, spada przy zbliżeniu do ziemi. Wykonano pomiary strat ciągu w funkcji wysokości skrzydła ponad ziemią dla skrzydeł okrągłych i „delta” oraz modelu samolotu Short SC1. Przy normalnej wysokości podwozia Short SC1 traciliby prawie 20% ciągu pionowego. Przewidziano jednak konstrukcję zmniejszającą tę stratę w ramach możliwych do przyjęcia wartości. K.A.

## RADIONAWIGACJA I RADIOKOMUNIKACJA

656.7:621.396.933

ILot

Mason J.: Improved navigation aids needed to tighten wasted airspace. Potrzeba lepszych pomocy nawigacyjnych dla zacieśnienia normowanej przestrzeni powietrznej. Electronics, 1962, t. 35, nr 50, s. 46–48, rys. 2.

W związku z rozwojem ruchu lotniczego zachodzi konieczność zastosowania nowych środków nawigacyjnych, szczególnie dla lotów i lądowań w warunkach złej widoczności. Wymieniono systemy nawigacyjne przewidziane do zastosowania w niedalekiej przyszłości w lotnictwie cywilnym HARCO (Hyperbolic Area Control), poprawiony Vortac i pokładowe systemy samodzielne. Dalej omówiono ogólnie zalety i wady nowych urządzeń ułatwiających lądowanie: poprawiony ILS, GSN-5, BLEU, REGAL i wspomniano o urządzeniach zabezpieczających przed kolizjami w powietrzu. K.K.

656.7:621.396.933

ILot

Moxley S., Inderhees I.: New air-traffic system predicts flight paths. Nowy system w ruchu lotniczym, określający ścieżkę lotu. Electronics, 1963, t. 36, nr 5, s. 27–31, rys. 6.

Dla sprawniejszego kierowania ruchem lotniczym opracowano nowy system elektronicznego wyliczenia i przedstawienia optymalnej ścieżki, wzdłuż której ma się poruszać samolot podchodzący do lądowania. Opisano zalety, zasadę działania systemu i jego elementów składowych. Istotnym zespołem systemu jest analogowa maszyna matematyczna, wyliczająca tory na podstawie danych z radarowych obserwacji sytuacji ruchu dla 15 samolotów równocześnie i przekazująca te dane na odpowiednie wskaźniki w sposób łatwo czytelny. K.K.

## WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

621.791:669.293

ILot

Platte W. N.: Welding columbium and columbium alloys. Spawanie niobu i jego stopów. Welding J., 1963, t. 42, nr 2, s. 69–83, rys. 27, tabl. 12.

Niob jest bardzo czuły na drobne nawet zawartości azotu czy tlenu i dlatego wymaga specjalnej techniki spawania, a mianowicie zamkniętych komór wypełnionych helem. Artykuł zawiera gruntowną analizę obecnego stanu łączenia czystego niobu i jego stopów. Podano własności fizyczne dodatków stopowych, schematy stoisk spawalniczych, metody badań złączy oraz osiągnięte wyniki przy różnych składach chemicznych stopów łączonych, jak również mikrostruktury stopów. A.G.

621.91.07

ILot

Dickter I. A.: Applications of hot machining. Zastosowania obróbki mechanicznej na gorąco. Tool and Manufacturing Engineer, marzec 1963, t. 50, nr 3, s. 72–76, rys. 5.

W celu obniżenia wytrzymałości na ścinanie materiałów obrabianych mechanicznie zastosowano grzanie przedmiotu bezpośrednio przed ostrzem skrawającym.

Przy odpowiednim doborze parametrów grzania i obróbki uzyskuje się wzrost wydajności do 400%, a trwałość narzędzia wzrasta 100 razy. Poza techniką procesu poruszono sprawy z nią związane: obróbkę materiałów żaroodpornych, metody nagrzewania — indukcyjne, oporowe wysokiej częstotliwości, grzanie poprzez narzędzia i inne. Omówiono niektóre typowe operacje obróbkowe. A.G.

621.791.054

ILot

O'Brien R. L., Wickham R. J.: New developments in plasma arc cutting. Nowe osiągnięcia w cięciu łukiem plazmowym. Welding J., luty 1963, t. 42, nr 2, s. 107–111, rys. 11, tabl. 3.

Łuk plazmowy znalazł już szerokie zastosowanie w technice: do cięcia, spawania, a nawet obróbki mechanicznej stosowanej do materiałów trudno obrabialnych. W celu obniżenia kosztów, zastosowano do cięcia metali zamiast łuku plazmowego w gazach obojętnych, łuk w powietrzu lub tlenie. Autorzy omawiają te dziedziny zastosowań oraz podają parametry technologiczne wykorzystania łuku plazmowego i przykłady przedmiotów „obrabianych” tą techniką. A.G.

Stewart J. J.: Machining molybdenum. **Obróbka molibdenu**. The Tool and Manufacturing Engineer, luty 1963, t. 50, nr 2, s. 77-78.

Molibden i jego stopy z uwagi na specyficzne własności (szczególnie kruchość) wymagają specjalnego traktowania przy obróbce. Autor podaje wytyczne obchodzenia się z tym stopem przy produkcji elementów konstrukcyjnych oraz omawia niektóre rodzaje obróbki (toczenie, frezowanie, wiercenie, gwintowanie, szlifowanie i obróbkę bezwiórową) z podaniem parametrów narzędzia i procesu. **A.G.**

Dallas D. B.: High-velocity forging. **Kucie z dużymi prędkościami**. The Tool and Manufacturing Engineer, luty 1963, t. 50, nr 2, s. 63-68, rys. 9, tabl. 2.

Formowanie energetyczne znajduje coraz szersze zastosowanie już nie tylko do materiałów specjalnych, ale do normalnej produkcji. Jedną z czterech metod energetycznych — pneumatyczno-mechaniczna — opisuje autor, podając zasadę wielkości nacisków koniecznych przy kuciu, fazy kucia oraz zastosowanie tej metody do wyciskania. Omówiono również materiały na matryce, konstrukcję matrycy oraz perspektywy procesu. **A.G.**

Explosive forming techniques. **Technika formowania wybuchowego**. The Tool and Manufacturing Engineer, luty 1963, t. 50, nr 2, s. 85-88, rys. 4.

Ukształtowanie wielu części, trudnych lub wręcz niemożliwych do ukształtowania znanymi do tej pory metodami, jest teraz osiągalne przy zastosowaniu metody formowania wybuchowego. Przydatność tej metody została powszechnie potwierdzona. Obecnie, prace przebiegają w kierunku potania i rozszerzenia jej możliwości. Nowymi odmianami formowania wybuchowego jest eksplozja stykowa, kształtowanie swobodne, zastosowanie matrycy wykonanych z lodu itp. **A.G.**

Welding titanium. **Spawanie tytanu**. Prod. Techn. 1963, t. 1, nr 2, s. 74-76, rys. 2.

Tytan wykazuje duże powinowactwo z tlenem, azotem, wodorem i węglem i z tego powodu proces spawania tytanu należy do trudnych. W artykule omówiono szereg metod spawania, a więc spawanie otwarte w osłonie gazów szlachetnych i spawanie w komorze zamkniętej. Poza tym podano sposoby osłaniania, parametry technologiczne, zabiegi przygotowawcze, wyposażenie spawalnicze, opisano charakterystykę procesu, kontrolę oraz wzmiankowano o innych metodach łączenia. **A.G.**

Russell W. R., Kennedy R. G.: Getting beter tool life. **Podwyższenie trwałości narzędzi**. Tool and Manufacturing Engineer, marzec 1963, t. 50, nr 3, s. 69-71, rys. 8.

Obróbka stopów żaroodpornych stwarza cięższe warunki dla narzędzia niż obróbka stopów o wysokiej wytrzymałości. Dla ich obróbki z ekonomiczną trwałością narzędzia należy dokładnie ustawić narzędzia, dobrać konstrukcję narzędzia, chłodziwo, predkosc skrawania i posuw. W artykule omówiono wpływ tych czynników na trwałość narzędzia przy wierceniu i frezowaniu. **A.G.**

Albom M.: Welding and brazing of tantalum and columbium. **Spawanie i lutowanie tantalu i niobu**. Metal Progress, 1963, t. 83, nr 4, s. 82-85, rys. 5.

Stopy tantalu i niobu, stosowane na dysze silników rakietowych, należą do trudno spawalnych. Opisano spawanie i lutowanie tych stopów, wyjaśniając zjawiska zachodzące przy łączeniu oraz wpływ poszczególnych zabiegów, jak np. wstępne podgrzewanie. Podano warunki i zalecenia konieczne dla prawidłowego łączenia. Omówiono same procesy technologiczne oraz podano przykłady zastosowań. **A.G.**

Howson L.: Hard-Chrome surfacing. **Nakładanie chromu twardego**. Prod. Techn., 1963, t. 1, nr 2, s. 78-83, rys. 13.

Nakładanie chromu dzieli się na dwie grupy: a) renowacja zużytych powierzchni, b) podwyższenie własności użytkowych.

Autor podaje opis procesu nakładania, operacje przygotowawcze, własności warstwy chromu, oprzyrządowanie i ekranowanie dla przykładowych elementów. Omówiono również urządzenia służące do tego celu, sposoby mocowania, parametry technologiczne, stosowane grubości warstw oraz dalsze procesy obróbki. Uwzględniono poza tym sposoby sterowania procesem. **A.G.**

Comerford W. J.: Working stainless-steel turbing and pipe. **Wykonywanie przewodów i rur ze stali nierdzewnej**. Machinery 17, kwiecień 1963 r., t. 102, nr 2681, s. 874-880, rys. 16, tabl. 1.

Wykonywanie przewodów i rur o profilowych przekrojach z różnymi zakończeniami, ze zwiększeniem przekroju i jego redukcją, wykonywanie lokalnych zmian profilu, związanie i krepowanie przekrojów profilowych, to specjalny zakres zagadnień, który z bogatymi ilustracjami został przedstawiony w tym artykule. Poza tym omówiono różne sposoby wykonania zgrubień pierścieniowych oraz wymagania dotyczące ekonomicznego zaginania rur. **A.G.**

Czmadnirowa E. Ju., Jakowlewa G. N.: Wlijanje chołodnoj dieformacji swarnych trub iz stali OH18N9T na skłonnosc' k miezkristalitnoj korroziji. **Wpływ zgięcia na skłonność do powstawania korozji międzykryształicznej w rurach spawanych ze stali OH18N9T**. Awtomatyczeskaja Swarka, 1963, nr 4, s. 73-77, rys. 4, tabl. 4.

Przeprowadzono badania wpływu zgięcia na skłonność do powstawania korozji międzykryształicznej na próbkach rurek spawanych o średnicach od 20 do 35 mm poddanych przeróbce plastycznej na zimno ze zgięciem od 9 do 77%, poddawanych obróbce cieplnej (przed zgięciem i po zgięciu) bądź w piecach komorowych lub w piecach przelotowych. Odporność na korozję badano w 65% kwasie azotowym. Stwierdzono, że odporność na korozję uzależnio-

na jest od wielkości zgięcia. Dobrą odporność na korozję wykazały próbki ze zgięciem większym od 50%. Rodzaj obróbki cieplnej (piec komorowy, przelotowy) wpływa również na odporność na korozję międzykryształiczną. W artykule podano również wyniki (zdjęcie) badań metalograficznych próbek, ilustrujących przebieg korozji. **H.Z.**

Kazimirov A. A., Wiebosieka A. Ja.: Puti umeńszenia swarocznych deformacij w konstrukcijach iz aluminiewomagnijewych spławow. **Sposoby zmniejszenia odkształceń spawalniczych w konstrukcjach ze stopów aluminowo-magnezowych**. Awtomatyczeskaja Swarka, 1963, nr 4, s. 41-49, rys. 7, tabl. 2, ods. 6.

Odkształcenia spawalnicze, powstające przy spawaniu cienkościennych (1,0-3,0 mm) konstrukcji ze stopów aluminowych, są 1,5-2,0 razy większe niż przy spawaniu konstrukcji stalowych.

Stwierdzono, że przy spawaniu swobodnych, cienkich blach odkształcenia mają ten sam charakter, niezależnie od wymiarów spawanych elementów. W celu zmniejszenia, ewentualnie wyeliminowania odkształceń spawalniczych, należy zmniejszyć strefe nagrzewania metalu przy spawaniu. Można to osiągnąć bądź przez zwiększenie prędkości spawania (praktycznie ograniczone), bądź przez zastosowanie intensywnego chłodzenia w czasie spawania metalu w sąsiedztwie spoiny. Podano kilka konkretnych rozwiązań chłodzenia metalu w sąsiedztwie spoiny za pomocą wody lub takich gazów, jak CO<sub>2</sub> lub hel. Podano wykresy rozkładu temperatur w sąsiedztwie spoiny przy spawaniu bez chłodzenia i z zastosowaniem chłodzenia. Podano również rozkład temperatur w sąsiedztwie zgrzeiny przy zgrzewaniu punktowym, wykazując, że zastosowanie tej metody łączenia pozwala na wyeliminowanie odkształceń spawalniczych. Przeprowadzono obliczenia, z których wynika, że dla zapewnienia dużej sztywności konstrukcji należy stosować na cienkie elementy pokryciowe blachę falistą. Najlepsze wyniki (ze względu na sztywność) uzyskuje się, gdy odległości pomiędzy sąsiednimi falami są w granicach 150-180 grubości blachy. **H.Z.**

## WYBRANE ZAGADNIENIA TECHNIKI

Zeldowicz J. B.: Ob ustojczivosti riezima gorienja porochu w polzamknutom obmienie. **O stateczności spalania prochu w półzamkniętej przestrzeni**. Z Prikl. Miech. i Tiechn., Fiz., 1963, nr 1, s. 67-76, ods. 4.

Zbadano stateczność spalania prochu w półzamkniętej przestrzeni metodą małych zaburzeń z uwzględnieniem rozkładu temperatury w prochu, wpływu tego rozkładu na szybkość spalania i zmian zależności między szybkością, spalaniem i ciśnieniem (prawa spalania), związanych z szybkimi zmianami ciśnienia. Spalanie jest niestateczne przy małych ciśnieniach. Określono kryterium stateczności w funkcji wolnej objętości komory spalania i powierzchni krytycznego przekroju dyszy. Opisano przebieg zjawisk przy niestatecznym spalaniu prochu i przedstawiono porównanie wyników teoretycznych z doświadczałnymi. **J.Ch.**

Blankenship B., Harvey K.: A digital analysis for helicopter performance and rotor blade bending moments. **Analiza cyfrowa osiągow śmigłowca i momentów zginających łopate wirnika**. J. Amer. Helic. Soc., 1962, t. 7, nr 4, s. 55-70, rys. 12.

Badania w dziedzinie wysokosprawnych wirników i śmigłowców, zdolnych do lotów z dużą prędkością, doprowadziły do opracowania metody obliczania wirnika na maszynach elektronowych. Metoda ta pozwala na dobre określenie osiągow oraz stałych i oscylujących momentów zginających dla szerokiego zakresu stanów lotu i konfiguracji wirnika. Wpływy takie jak ściśliwość, oderwanie i przepływ odwrócony uwzględniane są bez żadnych trudności analitycznych na drodze rozważania warunków lokalnych w odpowiednich punktach łopaty. Nie zostało przyjęte w metodzie założenie małych kątów, dzięki czemu może ona być również zastosowana w odniesieniu do wirników częściowo pochylonych i przemiennopłatów. Możliwe jest uwzględnienie w obliczeniach wpływu specjalnego kształtu końców łopat i ich nasad. Znaczne udoskonalenie przy wyznaczaniu obciążeń zmeczeniowych łopaty stanowi analiza reakcji dynamicznej, obejmująca ważne dynamiczne wielkości sprzężeń między skokiem ogólnym i skreśleniem. W pracy wykazana jest duża zgodność wyników obliczeń z wynikami prób w locie. **R.W.**

Iziuka K.: How to measure field patterns with photosensitive probes. **Jak mierzyć charakterystyki pola za pomocą czujników z fotokomórką**. Electronics, 1963, t. 36, nr 4, s. 39-43, rys. 6, ods. 3.

Pomiar charakterystyki promieniowania w pobliżu anteny jest utrudniony z powodu deformacji pola elektromagnetycznego, powstającej po wprowadzeniu czujnika połączonego przewodami z odpowiednią aparaturą. W nowej metodzie składowa elektryczna pola jest określona na podstawie sygnału odbitego od małego dipola z fotokomórki, który umieszczony jest w pobliżu badanej anteny. Strumień świetlny, padający na fotokomórkę, modeluje impedancję dipola, co pozwala odróżnić właściwy sygnał od odbić niepożądanych. Strumień świetlny eliminuje szkodliwe przepowidy. W artykule opisano opracowane układy pomiarowe i sposób pomiaru składowych E, H, rozkładu prądu oraz wyznaczenia charakterystyki promieniowania anteny za pomocą oscylografu. **K.K.**

Przegląd dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Informacji Naukowo-Technicznej i Ekonomicznej (Warszawa, Al. Niepodległości 188).

CIINTE przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy. CIINTE wykonuje odpłatnie (wg cennika ZUD) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno przeglądem dokumentacyjnym jak i kartami dokumentacyjnymi.

składowa normalna obciążenia  $m_z$ , promień zakrętu  $R$  [m] oraz wielkość proporcjonalna do współczynnika sily nośnej  $c_z \sigma \frac{S}{Q}$   $\sin \varphi \cdot 10^6$ . Dla zakrętu ustalonego, odpowiadającego w.w. założeniom, obciążenie  $m_z$  jest funkcją tylko  $\varphi$ , a wielkość  $c_z \sigma \frac{S}{Q} \sin \varphi \cdot 10^6$  tylko funkcją  $R$ , czyli znając wartość  $\varphi$ , ze wzoru:

$$m_z = \frac{1}{\cos \varphi}$$

znaleźć można obciążenie  $m_z$ , a także znając promień zakrętu  $R$  łatwo z zależności:

$$c_z \sigma \frac{S}{Q} \sin \varphi = \frac{2}{\rho_{09}} \frac{1}{R}$$

wyznaczyć lewą jej stronę. W związku z tym ilość podstawowych parametrów zakrętu ustalonego redukuje się do czterech:  $V$ ,  $\tau_{360}$  oraz  $R$ , przy czym znając dwa z nich możemy z nomogramu odczytać pozostałe.

Sposób korzystania z nomogramu zależy oczywiście od tego, jakimi danymi wyjściowymi dysponuje się, a jakich się poszukuje. Na poniższym przykładzie — obejmującym jeden z możliwych wariantów zestawu danych wyjściowych i poszukiwanych — wyjaśniono sposób korzystania z nomogramu.

W przypadku danych wyjściowych  $V$  i  $m_z$  postępuje się następująco. Z punktu odpowiadającego znanej prędkości  $V$  prowadzi się prostą prostopadłą do tej osi, aż do przecięcia z prostą łączącą początek układu współrzędnych z punktem na osi przecięcia, odpowiadającym danej wartości  $m_z$ . Z punktu przecięcia odczytuje się: wartość  $\tau_{360}$  — prowadząc prostą prostopadłą do osi czasów, wartość  $R$  — poprzez interpolację między liniami  $R = \text{const}$  oraz wartość  $c_z \sigma \frac{S}{Q} \sin \varphi \cdot 10^6$  — także poprzez interpolację między liniami reprezentującymi stałą wartość tej wielkości. Ponadto, ponieważ na prostej, na której naniesiono skalę  $m_z$ , jest również naniesiona podziałka kąta przechylenia, dla wyjściowej wartości  $m_z$  odczytuje się od razu wartość  $\varphi$ . Znając  $c_z \sigma \frac{S}{Q} \sin \varphi \cdot 10^6$ , oraz wysokość lotu (a stąd gęstość względną  $\sigma$ ) i obciążenie jednostkowe płata nośnego  $\frac{Q}{S}$ , a także — odczytaną z nomogramu wartość kąta  $\varphi$ , można obliczyć wielkość współczynnika sily nośnej  $c_z$  w zakręcie ustalonym.

## II. Nomogram czasów wznoszenia

Jedną z podstawowych charakterystyk osianowych samolotu stanowią czasy wznoszenia na określonej wysokości z pułapem włącznie. Podczas prób w locie wartościami wyjściowymi do wyznaczania czasów wznoszenia są pionowe prędkości wznoszenia samolotu  $V_z$ , jakimi dysponuje on na poszczególnych wysokościach. Powszecchnie stosowana metoda analityczno-graficzna wykorzystania wykresu czasu wznoszenia w funkcji wysokości  $\tau = f(h)$  — przy znanej graficznej zależności  $V_z = f(h)$  — jest dość pracochłonna. Rachunkowa droga wyznaczania zależności  $\tau = f(h)$  nie jest z zasady stosowana, a to ze względu na konieczność wyrażenia  $V_z = f(h)$  w postaci analitycznej.

Zwykle funkcja  $V_z = f(h)$  jest zależnością liniową, przy czym na przykład dla samolotu z silnikiem turbodrzutowym jest to bądź jeden odcinek prostej — gdy pułap samolotu  $h_{\text{puł}} \leq 11000$  m — bądź są to dwa odcinki prostych — gdy  $h_{\text{puł}} > 11000$  m — przecinających się na wysokości 11000 m.

Z omawianego nomogramu można w przypadku liniowej zależności  $V_z = f(h)$  — niezależnie od tego, czy pułap jest większy, czy mniejszy od 11000 m — a jednocześnie, gdy pionowa prędkość wznoszenia samolotu maleje z wysokością. Nomogram ten jest także bardzo przydatny do orientacyjnej oceny czasu wznoszenia na określoną wysokość samolotu z silnikiem turbodrzutowym lub tłokowym bez sprężarki — w przypadku znajomości odpowiadających sobie par wartości  $h = h_1$ ;  $V_z = V_{z1}$ ; oraz  $h = h_2$ ;  $V_z = V_{z2}$ , oraz dla  $h_{\text{puł}} > 11000$  trzeciej pary wartości  $h = h_3 > 11000$  m;  $V_z = V_{z3}$ . Zakłada się oczywiście w tym przypadku liniowość funkcji  $V_z = f(h)$ .

Korzystając z oznaczeń i szkicu podanych na nomogramie, należy postąpić w następujący sposób.

1. Przy wyznaczaniu czasów wznoszenia na wysokości  $h_n \leq 11000$  m:

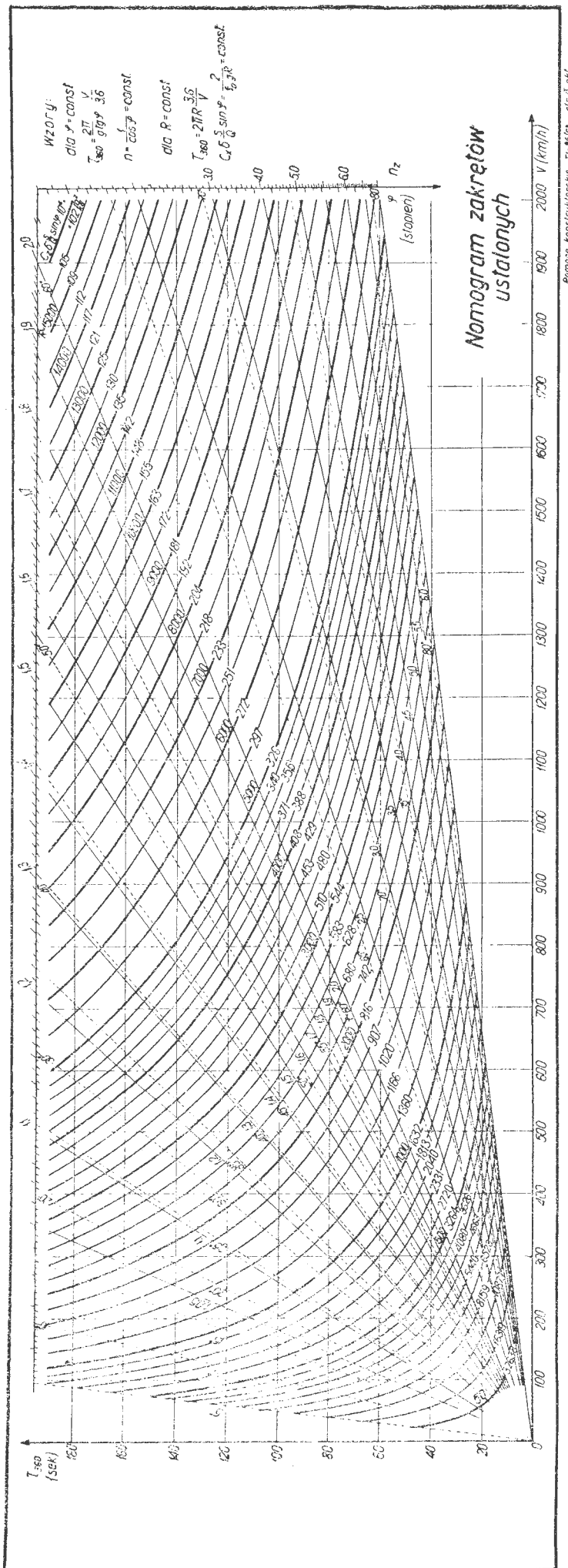
- nóżki cyrkla ustawia się na podziałki odpowiadające wartościom  $V_{z0}$  oraz  $h_1$  (na osi  $h_f$ ),
- zachowując tę samą rozwartość cyrkla ustawia się jedną jego nóżkę w punkcie przecięcia się linii dla rozpatrywanej wartości  $h_n = \text{const}$  z prostą odpowiadającą wartości  $h_1 = \text{const}$ , a drugą nóżką cyrkla znajduje się na osi czasów poszukiwaną wartość  $\tau_n$ .

2. Przy wyznaczaniu czasów wznoszenia na wysokość  $h_n > 11000$  m:

- nóżki cyrkla ustawia się na podziałki odpowiadające  $V_{z11}$  oraz  $h_{\text{puł}} - 11000$  (na osi  $h_{\text{puł}} - 11000$ ),
- zachowując tę samą rozwartość cyrkla ustawia się jedną jego nóżkę w punkcie przecięcia się linii dla rozpatrywanej wartości  $h_n - 11000 = \text{const}$  z prostą odpowiadającą wartości  $h_{\text{puł}} - 11000 = \text{const}$ , a drugą nóżką cyrkla znajduje się na osi czasów poszukiwana wartość  $\tau_{11} + n$ ,
- łącząc czas wznoszenia od wysokości „zerowej” znajduje się ze wzoru:

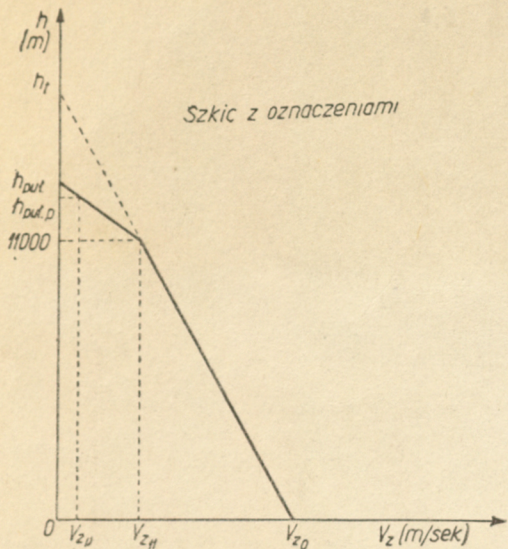
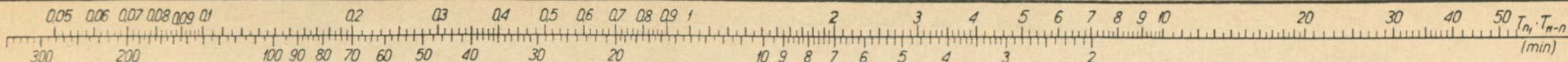
$$\tau_n = \tau_{11} + \tau_{11} \div n$$

przy czym  $\tau_{11}$  wyznacza się wg sposobu podanego w p. 1 przyjmując wtedy  $h_n = 11000$  m.



Nomogram zakrętów ustalonych

Formosa Konstrukcyjne T. 46/53 str. 8 dkt.



Sposób korzystania z nomogramu:

1. Dla  $h_n \leq 11000$  m
  - rozwarłość cyrkla  $V_{z0} + h_1$
  - tą samą rozwarłością: [przecięcie  $h_n = const$  i  $h_1 = const$ ]  $\cdot T_n$
2. Dla  $h_n > 11000$  m
  - rozwarłość cyrkla  $V_{zH} + (h_{put} - 11000)$
  - tą samą rozwarłością: [przecięcie  $(h_n - 11000 = const)$  i  $h_{put} - 11000 = const$ ]  $\cdot T_{n-n}$ , przy czym  $T_n = T_n + T_{n-n}$

Uwaga:

Wzór dokładnego obliczania czasu wznoszenia na putap praktyczny  $h_{put.p}$

$$T_{put.p} [\text{min}] = 0,38393 \left[ \frac{h_1}{V_{z0}} \lg \frac{1}{1 - \frac{11000}{h_1}} + \frac{h_{put.p} - 11000}{V_{zH}} \lg \frac{V_{zH}}{V_{zD}} \right]$$

gdzie:  $V_{z0}$ ;  $V_{zH}$  i  $V_{zD}$  w (m/sek)  
 $h_1$ ;  $h_{put.p}$  w (m)

### Nomogram czasu wznoszenia

