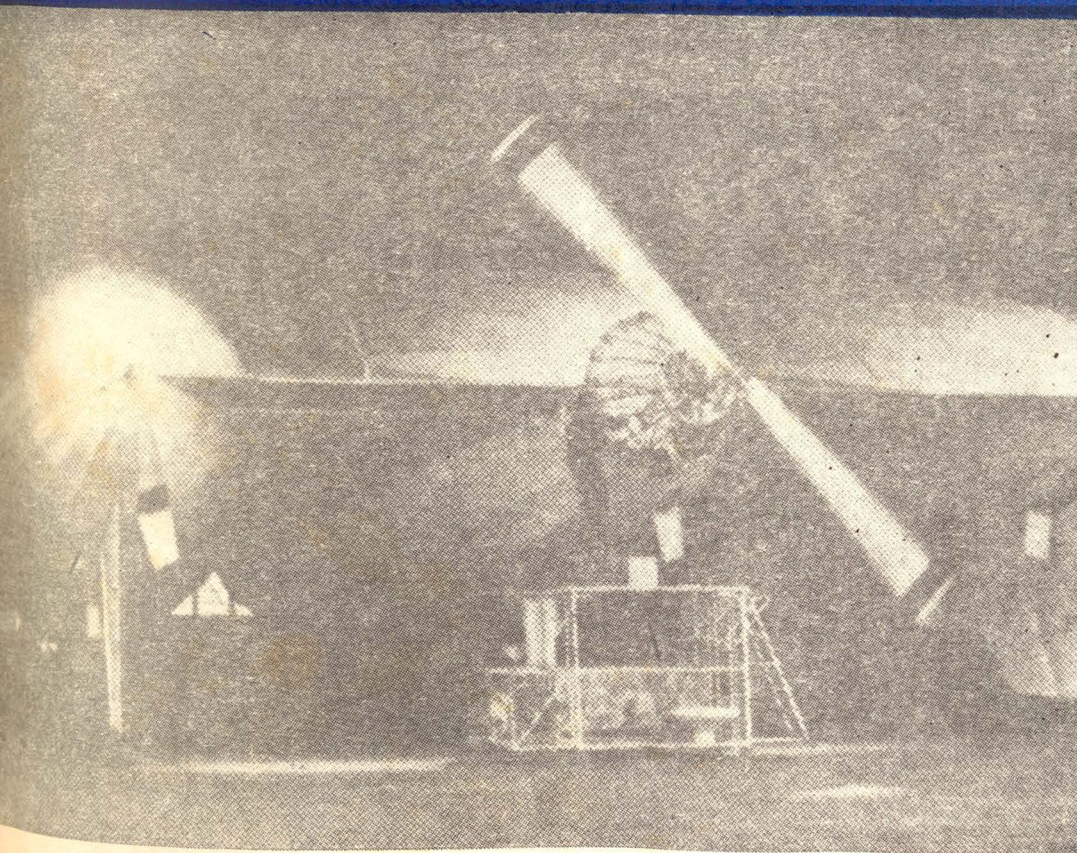


# TECHNIKA LOTNICZA



9

1964

WYDAWNICTWA  
CZASOPISM  
TECHNICZNYCH NOT

# POMOCE KONSTRUKTORSKIE „TECHNIKI LOTNICZEJ“

## Opory interferencyjne układów skrzydeł i gondol silnikowych

Zebrała i opracowała mgr inż. E. Lewalska

1. Opory interferencyjne konwencjonalnego układu skrzydła i gondoli w owiewce typu NACA (w układzie śmigła ciągnącego).

Badania przeprowadzone w NACA dotyczyły: skrzydła prostokątnego ( $\lambda = 3$ ) o profilu 20% pokazanym na rys. 1. Współrzędne tego profilu są podane w tabelce 1.

Na tym skrzydle, w gondoli i w owiewce NACA zamontowano silnik gwiazdowego Wright J-5, w skali 4:9.

Szczyt gondoli wraz z owiewką silnika jest pokazany na rys. 2. Wyniki badań określono wpływ położenia gondoli względem skrzydła na opór zespołu. Badania wykonano dla 21 przypadków położenia gondoli względem skrzydła. Tabela 2 określa punkty, w których dokonywano pomiarów.

Temat tych 21 położen pokazuje rys. 3. Krzyżki wskazują dokładnie położenie środka płaszczyzny od krawędzi natarcia skrzydła. Na rys. 4 pokazano porównanie zależności  $C_{x\alpha}$  dla samego skrzydła, samej gondoli oraz sumy współczynników oporu dla układu i gondoli. Wszystkie współczynniki odniesione są do powierzchni skrzydła. Na wykresach 5, 6 i 7 pokazano zależność współczynnika oporu zespołu skrzydło-gondola w przypadku położenia 7, to jest dla  $x/c = 0,308$  i  $y/c = 0,234$ . Ogólnie można powiedzieć, że układ gondoli wzniesionej ponad powierzchnię skrzydła wysuniętej do przodu jest ze względu na wzrost oporu — niekorzystny. Układem, przejawiającym najmniejszy opór jest układ 13, to jest  $x/c = 0,308$  i  $y/c = -0,234$  i ogólnie położenie gondoli poniżej skrzydła i z przodu charakteryzuje się małymi oporami. Potwierdzają te spostrzeżenia rys. 8, 9 i 10, na których podano zależności oporu interferencyjnego ( $\Delta C_{xi}$ ) zespołu skrzydło-gondola od położenia gondoli względem skrzydła. Krzyżki na rys. 10 oznaczają punkty, w których wykonywano pomiary. W tabelce 4 podano współczynniki oporu interferencyjnego (współczynnik oporu zespołu skrzydło-gondola minus suma oporów skrzydła i gondoli izolowanych), dla różnych  $Re$ , a oraz położen gondoli względem skrzydła. Rys. 11 pokazuje przebieg linii stałego oporu względnego gondoli (opór interferencyjny podzielony przez opór gondoli izolowanej

$\frac{\Delta C_{xi}}{C_{xg}}$  w zależności od położenia gondoli względem skrzydła. Krzywe oznaczone liczbami 1,00 odpowiadają oporowi gondoli izolowanej. Na rys. 12 a, b, c oraz 13 a, b, c, przedstawiono zakresy zmian wartości współczynnika oporu od kąta natarcia dla różnych położen gondoli względem płaszczyzny. Z podanych wykresów widać wyraźnie, że zmiana położenia gondoli względem skrzydła wzdłuż osi  $y$  wywiera dużo większy wpływ na opór interferencyjny. Rys. 14 pokazuje wpływ oprofilowania na opór zespołu skrzydło-gondola.

Rys. 1 Profil skrzydła badanego

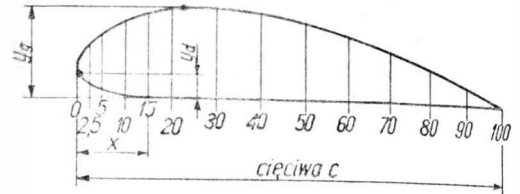


Tabela 1

$x/c$ %	0,0	2,5	5,0	10,0	15,0	20,0	30,0	40,0	50,0	60,0	70,0	80,0	90,0	100,0
$y/c$ %	6,7	12,0	14,2	17,1	18,7	19,6	20,0	13,9	15,9	14,1	11,0	7,5	3,8	0,0
$y/c$ %	6,7	3,0	1,8	0,6	0,2	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0	0,0

Rys. 2 Szkic gondoli z silnikiem w owiewce NACA (gondola I)

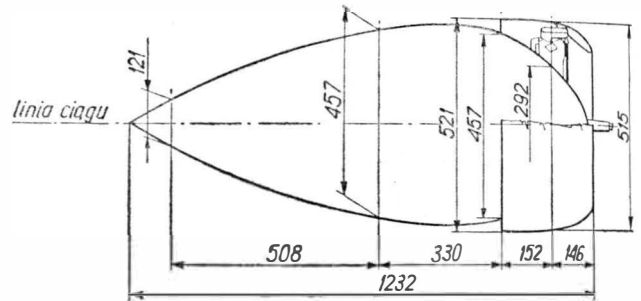
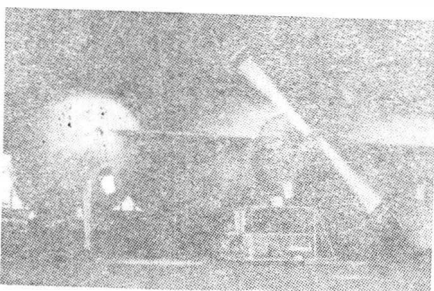


Tabela 2

Oznaczenie	x	x/c	y	y/c
1	0,165	0,108	0,9675	0,634
2	0,470	0,308	0,9675	0,634
3	0,775	0,508	0,9675	0,634
4	0,165	0,108	0,661	0,434
5	0,470	0,308	0,661	0,434
6	0,775	0,508	0,661	0,434
7	0,165	0,108	0,357	0,234
8	0,470	0,308	0,357	0,234
9	0,775	0,508	0,357	0,234
10	0,165	0,108	0,0	0,0
11	0,470	0,308	0,0	0,0
12	0,775	0,508	0,0	0,0
13	0,165	0,108	-0,357	-0,234
14	0,470	0,308	-0,357	-0,234
15	0,775	0,508	-0,357	-0,234
16	0,165	0,108	-0,661	-0,434
17	0,470	0,308	-0,661	-0,434
18	0,775	0,508	-0,661	-0,434
19	0,165	0,108	-0,9675	-0,634
20	0,470	0,308	-0,9675	-0,634
21	0,775	0,508	-0,9675	-0,634



### NASZA OKŁADKA

Amerykański sterowiec doświadczalny

### TREŚĆ ZESZYTU

A. GCLEDZINOWSKI, M. RABENDA — Warunki konstrukcyjne i technologiczne, polepszające charakterystykę drganiową silników turbinowych . . . . .	225
J. PERLINSKI — Opóźnienia wskazań podstawowych pilotażowych przyrządów ciśnieniowych, cz. II . . . . .	234
E. SYCHOWICZ — Przygotowania do pomiarów drgań łopatek turbin gazowych . . . . .	245
Nowości techniczne . . . . .	247
Kronika . . . . .	251
Pomocje konstruktorskie „Techniki Lotniczej” — E. LEWALSKA: Opory interferencyjne układów skrzydeł i gondol silnikowych . . . . .	okł.



# TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA  
INŻYNIERÓW I MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XIX

WRZESIEŃ 1964 R.

ZESZYT 9

Mgr inż. ANTONI GOŁĘDZINOWSKI  
Mgr inż. MARIAN RABENDA

621.438:539.433

## Warunki konstrukcyjne i technologiczne, polepszające charakterystykę drganiową silników turbinowych

*Duże drgania silników turbinowych mają szkodliwy wpływ na konstrukcję oraz na personel latający. Celem pracy było opracowanie warunków konstrukcyjnych i technologicznych, zapewniających polepszenie charakterystyki drganiowej silników.*

*Omówiono zjawisko sprężystej utraty wyważenia. Na tej podstawie podano metody doboru optymalnej sztywności wirników oraz metody określenia dopuszczalnych wielkości niewyważań montażowych i szczątkowych. Poza tym podano metodę oceny prawidłowego połączenia podzespołów w wirnik w przypadku, gdy ten ostatni jest wyważony w trzech płaszczyznach oraz zalecany proces wyważania.*

*Stosowanie podanych zaleceń zapewni skuteczne obniżenie poziomu drgań, a więc podniesienie trwałości silnika.*

### Wstęp

W czasie prób silnika na hamowni przeprowadza się pomiar drgań, który ma na celu określenie charakterystyki drganiowej, obserwację niektórych zmian zachodzących w silniku i niedopuszczenie do przedwczesnego zniszczenia silnika. Większość szkodliwych zjawisk występujących w silniku, jak np. zatarcie, uszkodzenie łożysk, nieprawidłowe przygotowanie silnika do prób, daje się często wykręcić na podstawie analizy pomierzonej charakterystyki drganiowej.

Charakterystykę drganiową, czyli zależność amplitud drgań od prędkości obrotowej silnika w całym zakresie obrotów roboczych, określa się na podstawie pomiarów drgań w punkcie znajdującym się na korpusie silnika, w płaszczyźnie zawieszenia.

Drgania silnika są drganiami wymuszonymi. Podstawową siłą wymuszającą drgania jest siła wywołana niewyważeniem wirnika. W związku z tym, rzędna wykresu amplitudy — obroty, będzie oznaczała jednocześnie obroty silnika i częstość drgań (ilość cykli na minutę).

W ogólnym przypadku, amplituda drgań wymuszonych układu z jedną masą wyraża się następującym wzorem:

$$A = \frac{P_0 k}{\sqrt{\left(1 - \frac{\omega}{\omega_c}\right)^2 - 2\left(\frac{c}{c_k} \frac{\omega}{\omega_c}\right)^2}}$$

Wielkość amplitudy drgań wymuszonych jest więc funkcją następujących parametrów, a mianowicie:

- 1) wielkości siły wymuszającej  $P_0$
- 2) częstości siły wymuszającej  $\omega$
- 3) częstości drgań własnych  $\omega_c$  układu drgającego
- 4) wielkości tłumienia  $c$
- 5) sztywności „ $k$ ” układu
- 6) tłumienia krytycznego  $c_k$
- 7) oraz masy układu.

$$A = f(P_0, \omega, \omega_c, c, k, c_k, m)$$

W czasie pracy silnika, przy niektórych wartościach prędkości obrotowej, następuje silny wzrost amplitud. Mówi się, że silnik pracuje na obrotach krytycznych. W celu

uniknięcia nieporozumień należy sobie przypomnieć co następuje, gdy obroty silnika osiągają wartość krytyczną. W tym celu rozpatrzone wał wirujący z jedną masą, przedstawiony na rys. 1. Przesunięcie  $x$  środka ciężkości  $c$  masy  $W$  można zapisać w następujący sposób:

$$x = \frac{e}{1 - \frac{1}{\omega^2} \frac{kg}{W}}$$

gdzie:  $e$  — mimośród.

Z drugiej strony wiadomo, że dla takiego układu nie wirującego częstość drgań poprzecznych równa się:

$$p^2 = \frac{kg}{W}$$

Można więc napisać:

$$x = \frac{e}{1 - \frac{p^2}{\omega^2}}$$

Jak z tego wynika, gdy silnik osiąga obroty równe częstości drgań giętnych układu, następuje oddalenie się w nieskończoność środka ciężkości  $c$  masy  $W$  od osi obrotów. Przy tym dwustronne zginanie wału nie następuje. Zjawisko to można więc raczej porównać do utraty stateczności z wirowaniem niż do rezonansu następującego przy drganiach giętnych układu.

Reasumując, można stwierdzić, że obroty krytyczne są to takie obroty, przy których następuje oddalenie się w nieskończoność środka ciężkości od osi obrotów. Ponieważ warunkiem występowania dużych amplitud jest zgodność dwóch częstości, a mianowicie: częstości siły wymuszającej, równej ilości obrotów na sekundę i częstości drgań poprzecznych wirnika, to obroty krytyczne są pewnego rodzaju rezonansem. W przypadku, gdy wirnik jest rozpatrywany jako wał bezmasowy z „ $k$ ” masami skupionymi, to będzie on miał  $k$  — postać drgań (rys. 2). Rezonans wed-

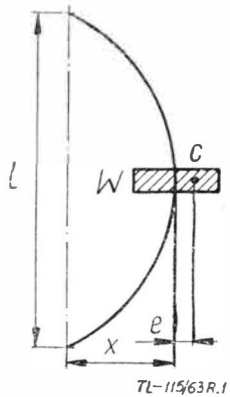
ług pierwszej postaci drgań, a więc pierwsze obroty krytyczne, można określić ze wzoru przybliżonego:

$$\frac{1}{n_{kr}^2} = \frac{1}{n_1^2} + \frac{1}{n_2^2} + \dots + \frac{1}{n_k^2} = \sum_{i=1}^k \frac{1}{n_i^2}$$

gdzie:

- $n_{kr}$  — obroty krytyczne wirnika,
- $n_i$  — rezonans według pierwszej postaci wału z jedną  $i$ -tą masą.

Drgania z dużymi amplitudami stwarzają szczególnie trudne warunki pracy dla konstrukcji. Nawet w przypadku, gdy drgania nie prowadzą do bezpośredniego zniszczenia konstrukcji, to duże amplitudy drgań znacznie skracają żywotność maszyny: następują przedwczesne pęknięcia



Rys. 1. Jednomasowy wał wirujący

zmęczeniowe. Należy więc ze wszech miar dążyć do maksymalnego zmniejszenia amplitud drgań konstrukcji. W przypadku silników lotniczych, dodatkowym czynnikiem potęgującym konieczność ograniczenia szkodliwego wpływu drgań, jest tzw. czynnik ludzki, który nie występuje w przypadku maszyn stacjonarnych.

Miarą szkodliwości drgań jest tzw. wielkość przyspieszenia od drgań

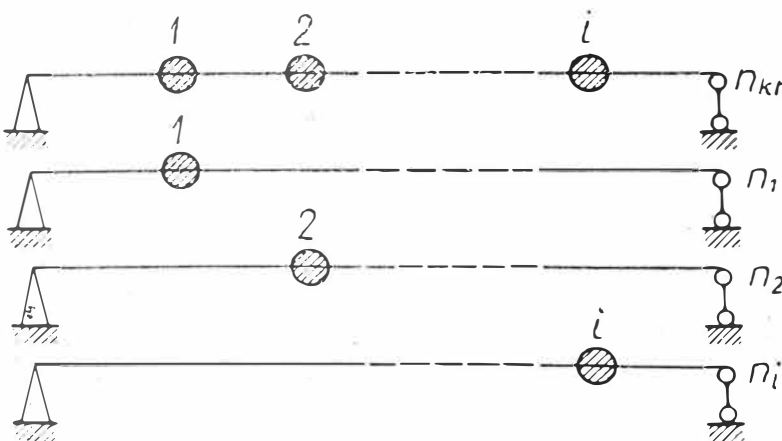
$$j = f(2A, n^2_{sek}),$$

która uwzględnia nie tylko amplitudy, ale również częstotść drgań.

Dla pełnej oceny szkodliwości drgań należy również brać pod uwagę ciężar konstrukcji. Czynnikiem ten uwzględnia się przy określeniu dopuszczalnych przyspieszeń od drgań.

Walka ze szkodliwymi skutkami drgań w silnikach turbinowych jest szczególnie utrudniona wysokimi wymaganiami, stawianymi przed tymi silnikami. Silniki te charakteryzują się:

- 1) wysokimi obrotami,
- 2) szerokim zakresem obrotów roboczych (od obrotów małego gazu do obrotów maksymalnych),
- 3) minimalnym ciężarem, a więc małą sztywnością,
- 4) bezpośrednim oddziaływaniem drgań na organizm ludzki



Rys. 2. Obliczenie rezonansów wału wielomasowego

Zakłada się, że charakterystyka drganiowa silnika wygląda jak na rys. 3.

Dla zmniejszenia szkodliwości drgań można pójść dwiema niezależnymi drogami, a mianowicie:

- 1) odstroić silnik od rezonansu,
- 2) zmniejszyć amplitudy drgań.

Odstrojenie silnika od rezonansu

Odstroić silnik od rezonansu można, ogólnie rzecz biorąc, kilkoma metodami, a mianowicie:

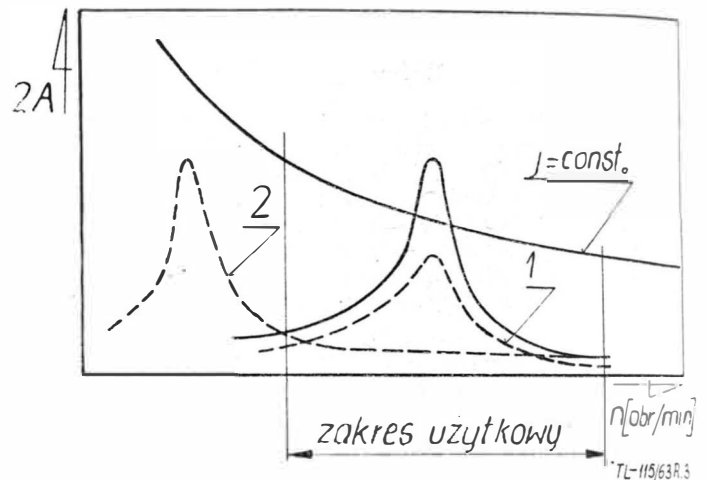
1) przez przesunięcie zakresu obrotów roboczych poza rezonansy. Metoda ta jest jednak technicznie nie uzasadniona. Zakres obrotów roboczych jest narzucony względami gazodynamicznymi. Zmiana podstawowych parametrów silnika doprowadziłaby do zaprojektowania zupełnie innego silnika;

2) przez przesunięcie rezonansów poza zakres obrotów roboczych. Metoda ta jest o wiele prostsza i nie pociąga za sobą zmiany podstawowych parametrów silnika.

Przesunięcie rezonansów poza zakres obrotów roboczych silnika można osiągnąć:

1) przez zmianę sztywności wirnika i korpusu. Taki sposób jest jednak mało skuteczny i wymaga przeprowadzenia bardzo dużych zmian konstrukcyjnych. Konstrukcja może stać się zbyt ciężka lub zbyt wiotka,

2) przez zmianę podatności statecznej podpór łożyskowych. Stosowanie podpór elastycznych wpływa skutecznie na przesunięcie rezonansów i wymaga stosunkowo małych



Rys. 3. Sposoby zmniejszenia szkodliwości drgań. 1 — przez zmniejszenie amplitud drgań; 2 — przez przesunięcie rezonansu poza zakres obrotów roboczych

zmian konstrukcyjnych. Stosowanie podpór elastycznych posiada jeszcze tę zaletę, że rezonansy są przesuwane w dół, w kierunku mniejszych obrotów, co w efekcie zmniejsza stopień szkodliwości drgań (wielkość przyspieszenia wibracyjnego) przy tych samych wartościach amplitud (rys. 3, krzywa 2).

Sposoby zmniejszenia amplitud drgań

Amplitudy drgań konstrukcji można zmniejszyć przez:

- 1) zwiększenie tłumienia wewnętrznego konstrukcji oraz tłumienia otoczenia. Są to jednak czynniki, na które konstruktor nie ma w zasadzie żadnego wpływu,
- 2) zastosowanie tłumików drgań,
- 3) staranne wyważenie i stosowanie właściwych, udoskonalonych metod wyważania.

Decyzja w sprawie wyboru sposobu zmniejszenia amplitud drgań winna nastąpić po uprzednim przeanalizowaniu strony ekonomicznej, stopnia trudności, możliwości eksploatacyjnych zagadnienia. Sprawa wymaga, jak we wszystkich problemach inżynierskich, rozsądnego kompromisu.

Reasumując, istnieją trzy techniczne uzasadnione drogi zmniejszenia stopnia szkodliwości drgań:

- 1) zastosowanie podpór elastycznych,
- 2) zastosowanie tłumików drgań,
- 3) stosowanie właściwych metod wyważania.

Wszystkie te trzy metody wzajemnie się uzupełniają. Dla świadomego stosowania powyższych metod należy uprzednio wyjaśnić zjawiska dynamiczne zachodzące w silniku pracującym, a w szczególności zjawisko sprężystej utraty wyważenia.

### Sprężysta utrata wyważenia

Podstawowym źródłem drgań silnika w czasie jego pracy są siły odśrodkowe spowodowane masami mimośrodowymi zespołu wirującego. Prawidłowe wyważenie wirnika warunkuje więc prawidłowe zachowanie się silnika pod względem drgań w czasie jego pracy.

Powszechnie stosowana technologia wyważania opiera się na aparaturze, która pozwala mierzyć skutki niewyważenia jedynie w dwóch płaszczyznach (płaszczyzny podpór). Proces wyważania odbywa się przy prędkości kątowej znacznie niższej od roboczej, nie przekraczającej w zasadzie 1500 obr./min. Przy tych obrotach wirnik zachowuje się jako ciało sztywne.

Uważa się, że wirnik zachowuje się jako ciało sztywne wtedy, gdy przyrost siły odśrodkowej, powstały na skutek deformacji wirnika (a więc na skutek przesunięcia się masy mimośrodowej) jest nieporównywalnie mały w stosunku do siły odśrodkowej, powstałej na skutek obecności masy mimośrodowej. Matematycznie można to wyrazić następująco:

$$m f \omega^2 \ll m \rho \omega^2$$

gdzie:  
 $f$  — ugięcie wirnika w miejscu przyłożenia masy mimośrodowej  $m$   
 $\rho$  — mimośród.

Siła odśrodkowa równa się wtedy:

$$m(\rho + f)\omega^2 \approx m\rho\omega^2$$

W czasie pracy obroty wirnika są znacznie wyższe, wzrastają więc znacznie siły odśrodkowe wywołane obecnością masy mimośrodowej. Powoduje to takie ugięcie wirnika, że przyrost siły odśrodkowej

$$\Delta F = m f \omega^2$$

może stać się porównywalny do podstawowej siły odśrodkowej  $m\rho\omega^2$ . Całkowita siła odśrodkowa będzie równała się:

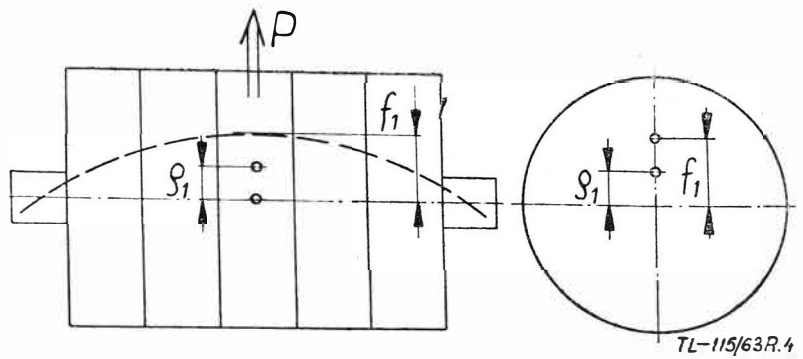
$$F = m\rho\omega^2 + m f \omega^2$$

Jest to przypadek tak zwanej „sprężystej utraty wyważenia”. Uważa się wtedy, że wał stracił swoją sztywność i deformuje się sprężysto. Na podporach w czasie wyważania mierzone są więc jedynie reakcje od mas mimośrodowych, rozkład których wzdłuż osi wirnika jest zupełnie nieznan. W przypadku, gdy ma się do czynienia z wałem sztywnym, tzn. gdy wał nie ugina się w sensie wyżej podanym w czasie pracy pod wpływem sił odśrodkowych pochodzących od mas mimośrodowych, można stwierdzić, że tego rodzaju wyważenie (przy przykładaniu mas redukcyjnych w płaszczyznach skrajnych wirnika) rozwiązuje całkowicie — w granicach dokładności posiadanej aparatury — zagadnienie przygotowania wirnika do prawidłowej pracy. W przypadku jednak, gdy wał może deformować się sprężysto, to wyważenie tego typu jest niewystarczające.

Wymagania minimalnego ciężaru silnika turbinowego utrudniają w decydujący sposób skonstruowanie bardzo sztywnego wirnika. W związku z tym wszystkie wirniki lotnicze są stosunkowo mało sztywne dynamicznie. Jednym z przejawów tej cechy wirników jest to, że decydująca większość silników turbinowych posiada rezonansy w zakresie obrotów roboczych.

Rozpatruje się przypadek opisany przez N. G. Samarowa [1] str. 139, wału składającego się z kilku elementów (rys. 4).

Zakłada się, że tarcza środkowa o masie  $m_1$  ma przesunięty środek ciężkości względem osi obrotu o wielkość  $\rho_1$ . Przyпуска się poza tym, że wirnik w czasie pracy deformuje się sprężysto pod wpływem siły odśrodkowej pochodzącej od masy mimośrodowej  $m_1$ .



Rys. 4. Wał wyważony na podporach. Przy wysokich obrotach wał traci wyważenie na skutek ugięcia

W takim przypadku siła odśrodkowa od masy mimośrodowej  $m_1$  będzie równała się [I], str. 141:

$$P = \frac{M \omega^4 \mu m_1 \rho_1}{1 - M \omega^2 \mu} + m_1 \omega^2 \rho_1$$

gdzie:

$M$  — masa zespołu wirującego,  
 $\mu$  — podatność statyczna zespołu.

Wyważenie tego wirnika polega na wprowadzeniu na podpory mas redukcyjnych, które dają siłę odśrodkową równą:

$$M \rho \omega^2 = m_1 \rho_1 \omega^2$$

Jak z tego wynika, siła odśrodkowa zespołu wyważanego w płaszczyznach skrajnych będzie równała się:

$$F = P - M \rho \omega^2 = \frac{M \omega^4 \mu \rho_1 m_1}{1 - M \omega^2 \mu}$$

Wyważenie na podporach przy założeniu ugięcia wału wirującego z roboczą prędkością obrotową nie eliminuje więc wszystkich sił odśrodkowych. Pozostała siła odśrodkowa, spowodowana tak zwaną „sprężystą utratą wyważenia”:

$$F = \frac{M \omega^4 \mu m_1 \rho_1}{1 - M \omega^2 \mu}$$

będzie wprost proporcjonalna do masy mimośrodowej  $m_1 \rho_1$ , masy  $M$  i podatności statycznej  $\mu$  zespołu. Zmniejszyć siłę  $F$  można więc przez zmniejszenie wielkości masy mimośrodowej oraz przez zmniejszenie podatności  $\mu$  układu.

### Optymalna sztywność wirnika

Sztywność wirnika musi być tak dobrana, aby zapewnić

- 1) możliwie mały ciężar wirnika,
- 2) stosunkowo małą sprężystą utratę wyważenia,
- 3) możliwość zastosowania podpór elastycznych.

Kryterium właściwego doboru sztywności wirnika mogą — między innymi — być częstości drgań własnych zespołu swobodnego<sup>2)</sup> lub zespołu na sztywnych podporach, porównane do maksymalnych obrotów silnika.

W Związku Radzieckim [II] na przykład przyjęto, że zespół wirujący jest dostatecznie sztywny (w sensie wyżej opisanym) w przypadku, gdy stosunek częstości drgań własnych zespołu swobodnego do obrotów maksymalnych jest następujący:

$$\frac{n_s}{n_{\max}} \geq 2$$

<sup>1)</sup> Wzory te zostały wprowadzone przez N. G. Samarowa jedynie dla oceny jakościowej zjawiska. Celem pracy Samarowa jest udowodnienie konieczności oddzielnego wyważania poszczególnych tarcz sprężarki osiowej.

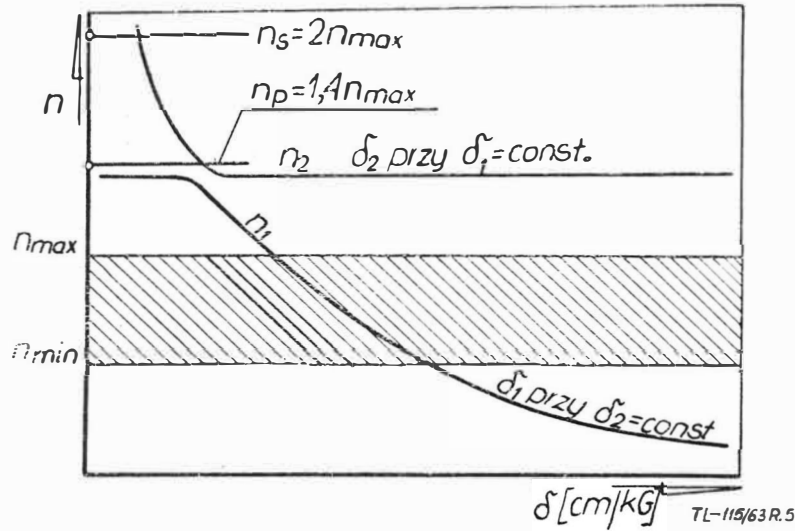
<sup>2)</sup> Zespołem swobodnym nazywa się zespół o zerowej sztywności podpór. Pojęcie to jest stosowane przy analizie dynamicznej układów. W praktyce zespołem swobodnym będzie np. samolot w czasie lotu itd.

lub gdy stosunek częstości drgań własnych zespołu na sztywnych podporach do obrotów maksymalnych jest następujący:

$$\frac{n_p}{n_{max}} \geq 1,4$$

Warunki te zapewniają stosunkowo małą sprężystą utratę wyważania w zakresie obrotów roboczych przez odpowiedni dobór sztywności wirnika.

Zaletą tak zaprojektowanego wirnika jest poza tym fakt, że daje on stosunkowo duże możliwości przesunięcia zakresów rezonansowych przez wprowadzenie podpór sprężystych. Na rys. 5 pokazano zależność częstości drgań własnych wirnika od podatności podpór w przypadku właściwie dobranej sztywności wirnika.

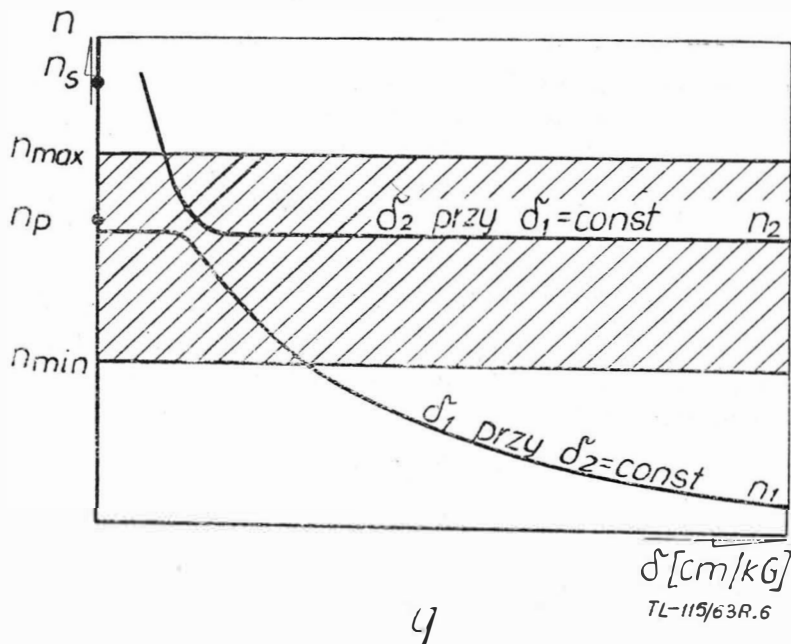


Rys. 5. Wpływ podatności podpór na częstości drgań własnych w przypadku prawidłowo dobranej sztywności wirnika

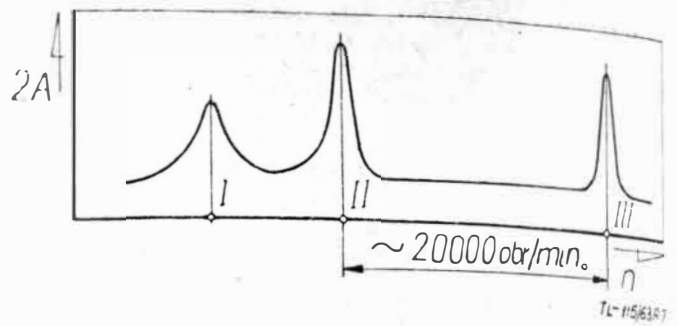
W takim przypadku można zmieniać podatność  $\delta_1$  pierwszej podpory tak, aby przesunąć pierwszy rezonans poza zakres obrotów roboczych.

W przypadku niedotrzymania postawionego warunku zależności częstości drgań własnych od podatności podpór będzie wyglądała tak, jak pokazano na rys. 6.

Żadnymi zmianami podatności nie uda się przesunąć drugiego rezonansu poza zakres obrotów roboczych. Poza tym wirnik jest wtedy na tyle wiotki, że istnieje niebezpieczeństwo występowania dużej sprężystej utraty wyważenia. Zmniejszyć stopień szkodliwości drgań można przez



Rys. 6. Wpływ podatności podpór na częstości drgań własnych w przypadku nieprawidłowo dobranej sztywności wirnika. Wirnik jest zbyt wiotki



Rys. 7. Charakterystyka drganiowa silnika w przypadku prawidłowo dobranej sztywności wirnika

zwrócenie szczególnej uwagi na dokładność wyważania oraz na dobór takich metod wyważania, które umożliwią zmniejszenie do minimum sprężystej utraty wyważania.

Zmniejszyć amplitudy można również przez zastosowanie tłumików drgań.

Silnik dobrze pracuje pod względem drgań wtedy, gdy udaje się za pomocą podpór sprężystych przesunąć dwie pierwsze częstości drgań poniżej obrotów małego gazu. Ze zwiększeniem obrotów zmniejsza się wtedy siła promieniowa, działająca na łożyska, co niewątpliwie przedłuża ich żywotność. Poza tym zakres obrotów pomiędzy dwiema pierwszymi częstotliwościami rezonansowymi, a następną jest obszerny (rys. 7). Dotyczy to w szczególności silników wysokoobrotowych. Możliwe staje się więc wyeliminowanie rezonansów z zakresu obrotów roboczych silnika.

Dla przykładu pokazanego na rys. 7 [11], dane dotyczące sztywności były następujące:

podatność wirnika wynosiła  $\delta_w = 30 \cdot 10^{-6}$  cm/kG,  
podatności podpór równały się:

$$\delta_1 = 300 \cdot 10^{-6} \text{ cm/kG,}$$

$$\delta_2 = 100 \cdot 10^{-6} \text{ cm/kG.}$$

Wirnik pracował wtedy jak wał sztywny. Częstość drgań własnych wirnika swobodnego była mniej więcej trzykrotnie wyższa od maksymalnych obrotów roboczych.

Postacie drgań przy rezonansach były następujące:

- rezonans pierwszy: przemieszczenie równoległe wirnika jako ciała sztywnego (drgania symetryczne),
- rezonans drugi: obrót wirnika jako ciała sztywnego wokół środka ciężkości (drgania asymetryczne)<sup>3)</sup>,
- rezonans trzeci: drgania wirnika według pierwszej postaci drgań własnych.

Dodatkowym kryterium właściwego doboru sztywności wirnika może również być wielkość niewyważenia w płaszczyznach podporowych po powrocie silnika ze stanowiska badawczego. W przypadku, gdy niewyważenie po próbach przekracza dziesięciokrotnie wartość niewyważenia z jakim silnik poszedł na próby, to konstrukcję wirnika należy uznać za niewłaściwą. Najbardziej dokładne wyważenie nie uchroni silnika od dużych drgań podczas pracy oraz od szybkiego zużycia łożysk. Należy więc wtedy wprowadzić zmiany konstrukcyjne w celu usztywnienia wirnika. Zjawisko zwiększenia niewyważenia wirnika w czasie pracy nie zostało jeszcze całkowicie wyjaśnione. Wiadomo natomiast, że występuje ono już po 3–4 godzinach pracy silnika.

### Dopuszczalna wielkość niewyważenia

O wielkości mas mimośrodowych, powodujących sprężystą utratę wyważenia można sądzić na podstawie wielkości niewyważenia montażowych<sup>4)</sup>, mierzonych w skrajnych płaszczyznach zespołu. Ocena ta nie jest jednakże pełna i będzie prawidłowa jedynie w przypadku, gdy masy mimośrodowe skupiają się w okolicy środka ciężkości zespołu. Rozpatrzone będą dwa skrajne przypadki.

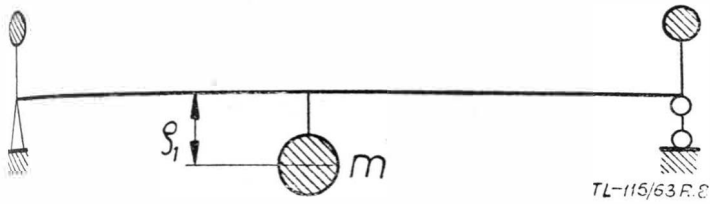
<sup>3)</sup> Oba te rezonanse są spowodowane obecnością sprężystych podpór. Gdyby podpory były absolutnie sztywne, to rezonanse te nie istniałyby, a pierwszy rezonans odbywałby się według pierwszej postaci drgań własnych wirnika.

<sup>4)</sup> Niewyważeniem montażowym nazwana będzie wielkość niewyważenia w płaszczyznach skrajnych zespołu, który nie podlega żadnym operacjom wyważania.

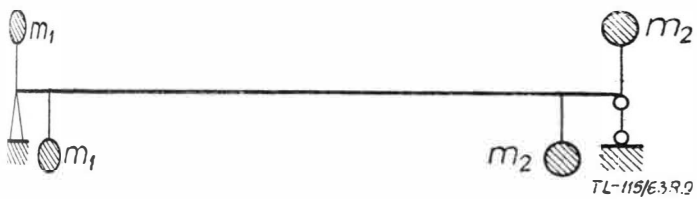
1. Masy mimośrodowe skupiają się pośrodku wirnika (rys. 8). Wyważenie w skrajnych płaszczyznach przy założeniu, że występuje sprężysta deformacja wirnika w zakresie obrotów roboczych, będzie niewystarczające. Przy dużej masie mimośrodowej  $m_0$ , wirnik będzie drgał z dużymi amplitudami, istniejąca aparatura pozwala bowiem na określenie jedynie skutków obecności mas mimośrodowych, a nie na określenie ich rozkładu.

2. Masy mimośrodowe skupiające się w pobliżu podpór (rys. 9). Wyważenie w skrajnych płaszczyznach przy powyższym założeniu będzie eliminowało powstawanie drgań o dużych amplitudach w czasie pracy silnika. Wirnik będzie wyważony.

Jak wynika z tego, w procesie wyważania należy dążyć między innymi do maksymalnego wyeliminowania mas mimośrodowych, skupiających się w okolicy środkowej płaszczyzny wirnika. Z tych względów w wielu konstrukcjach przewiduje się możliwość oceny niewyważenia w płaszczyźnie środkowej, jak również jego zrównoważenie w tej płaszczyźnie. Wprowadzenie konstrukcyjnej, środkowej płaszczyzny podziału pozwala na wyważenie wirnika w dwu podzespołach. A więc korzystając z normalnych wyważarek dynamicznych można ocenić wielkość niewyważenia zarówno w skrajnych płaszczyznach wirnika wyważanego, jak i w płaszczyźnie środkowej, z tym że płaszczyzna ta przypisana jest do dwóch podzespołów.



Rys. 8. Wał z masą mimośrodową pośrodku, wyważony na podporach



Rys. 9. Wał wyważony na podporach, z masami mimośrodowymi w pobliżu podpór

Ocena niewyważenia w płaszczyźnie trzeciej (środkowej) jest wynikiem dwóch niezależnych pomiarów dwóch podzespołów. Zakładając idealny podział i uwzględniając możliwość korekcji błędów niewyważania w podzespołach w płaszczyźnie podziału można by uzyskać wirnik o wyważonych trzech płaszczyznach, co jest jedną z przesłanek takich konstrukcji.

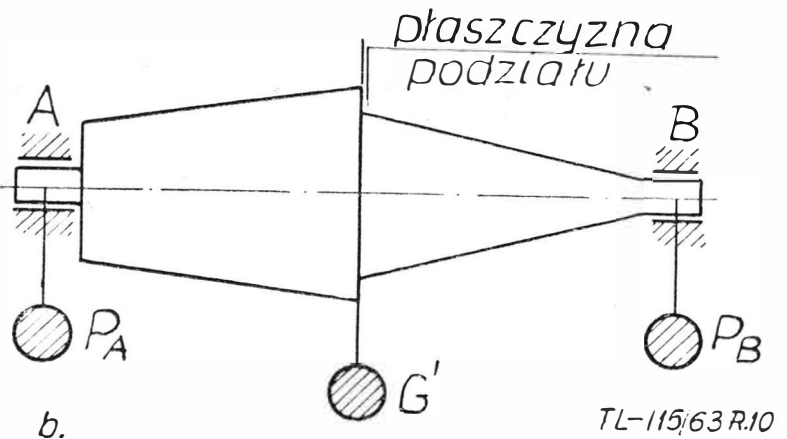
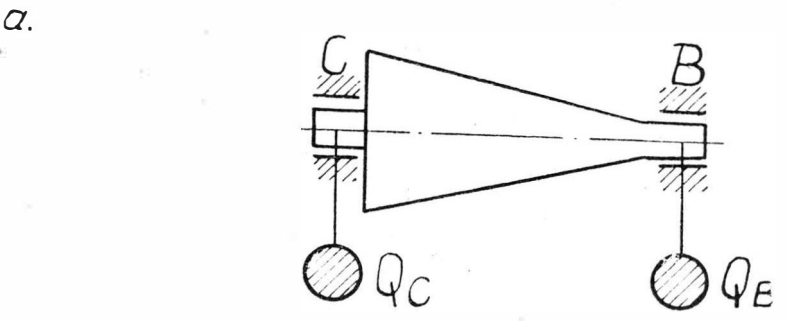
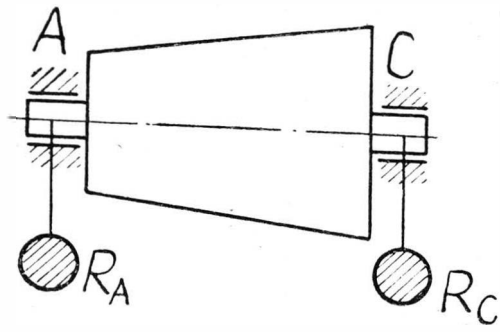
Przy wyważaniu podzespołów wirnika, niewyważeniem montażowym nazwane będzie niewyważenie mierzone w płaszczyznach skrajnych poszczególnych podzespołów, a niewyważenie w płaszczyznach skrajnych wirnika po wprowadzeniu mas redukcyjnych w płaszczyźnie podziału oraz po zmontowaniu — niewyważeniem szczątkowym (rys. 10).

Otóż miernikiem wielkości mas mimośrodowych rozłożonych wzdłuż osi wirnika będą dwie wielkości, a mianowicie:

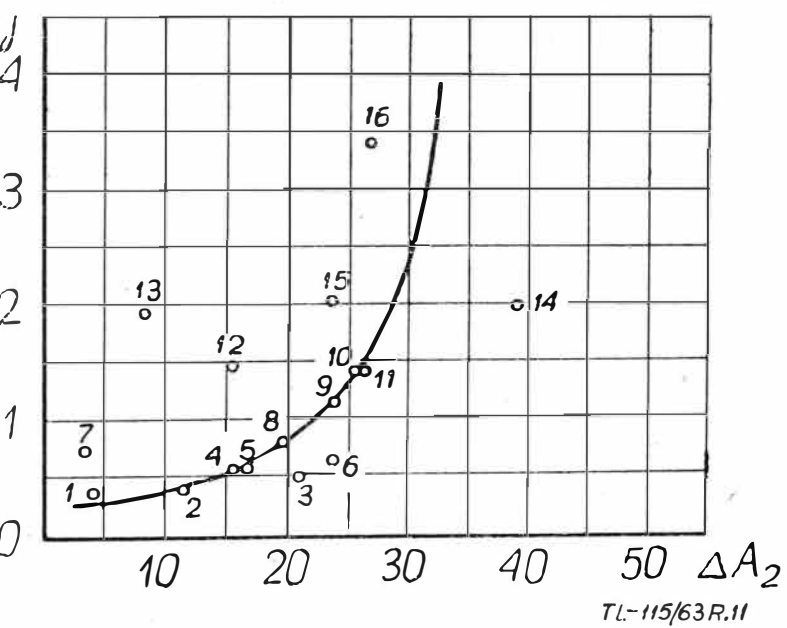
- niewyważenie montażowe w płaszczyźnie podziału wirnika,
- niewyważenie szczątkowe wirnika.

Dla ograniczenia poziomu drgań silnika należy więc, na podstawie porównania wielkości niewyważenia montażowego i szczątkowego z maksymalnymi przyspieszeniami od drgań w czasie prób silnika na stanowisku badawczym, określić dopuszczalne wartości niewyważenia montażowego i szczątkowego.

Przykładowa zależność poziomu drgań od sumy geometrycznej niewyważenia montażowego w płaszczyźnie podziału wirnika została pokazana na rys. 11.



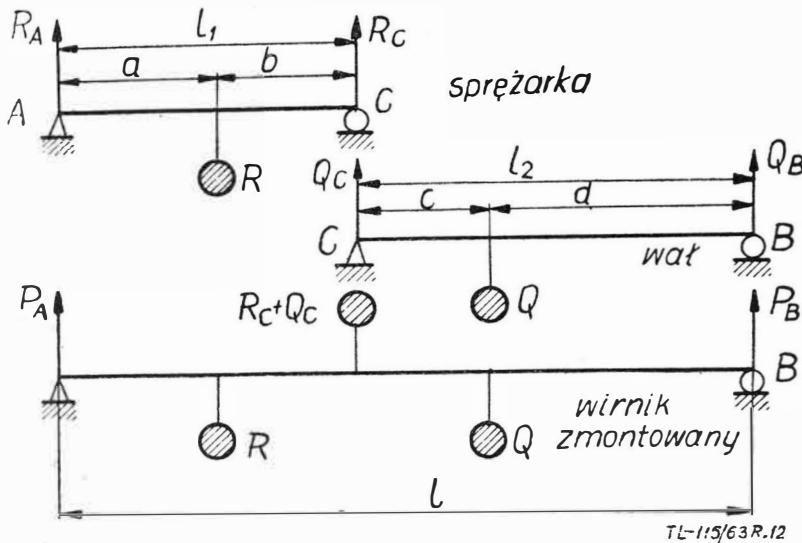
Rys. 10. Niewyważenie montażowe i szczątkowe; a — niewyważenia montażowe R i Q; b — niewyważenia szczątkowe P (po wprowadzeniu w płaszczyźnie podziału mas redukcyjnych G')



Rys. 11. Zależność poziomu drgań od sumy geometrycznej niewyważenia montażowego w płaszczyźnie podziału wirnika  $j = f(\Delta A_2)$

## Ocena prawidłowego połączenia podzespołów przy wyważaniu w trzech płaszczyznach

Zakłada się, że siła odśrodkowa od niewyważenia montażowego sprężarki równa się  $R$  (rys. 12). Wtedy reakcje na podporach od siły  $R$  będą  $R_A$  i  $R_C$ . Na podporze  $C$  w czasie wyważania przykłada się masę redukcijną, która będzie dawała siłę równą  $R_C$ . Postępuje się analogicznie w przypadku wału, gdzie w efekcie siły odśrodkowej będą  $Q$  i  $Q_C$ . Zakłada się, że przy montowaniu wirnika poszczególne zespoły są tak ustawione, że siła odśrodkowa w płaszczyźnie montażowej będzie równała się  $R_C + Q_C$ . Reakcje na podporach (wielkości niewyważenia szcztkowego<sup>5)</sup> będą wtedy równały się  $P_A$  i  $P_B$ .



Rys. 12. Schemat rozłożenia mas mimośrodowych. Niewyważenia montażowe typu statycznego. Pierwszy sposób złożenia wirnika

Określa się teraz, jaka będzie zależność pomiędzy niewyważeniem montażowym  $R_A$  na przedniej podporze sprężarki, a niewyważeniem szcztkowym  $P_A$  na przedniej podporze wirnika oraz zależność  $Q_B = f(P_B)$ , pomiędzy niewyważeniem montażowym  $Q_B$  na tylnej podporze wału, a niewyważeniem szcztkowym  $P_B$  na tylnej podporze wirnika.

Na podstawie rys. 12 można napisać następujące zależności:

$$R_A = \frac{R \cdot b}{l_1} \quad Q_C = \frac{Q \cdot d}{l_2}$$

$$R_C = \frac{R \cdot a}{l_1} \quad Q_B = \frac{Q \cdot c}{l_2}$$

oraz

$$P_A = \frac{(R_C + Q_C) l_2 - R(l_2 + b) - Q \cdot d}{l_1 + l_2}$$

$$P_B = \frac{(R_C + Q_C) l_1 - Q(l_1 + c) - R \cdot a}{l_1 + l_2}$$

Po podstawieniu do dwóch ostatnich zależności znaczenia  $R_C$  i  $Q_C$  otrzymuje się:

$$P_A = \left[ \frac{R \cdot a \cdot l_2}{l_1} - R(l_2 + b) \right] \frac{1}{l}$$

$$P_B = \left[ \frac{Q \cdot d \cdot l_1}{l_2} - Q(l_1 + c) \right] \frac{1}{l}$$

Stosunek niewyważenia szcztkowego do niewyważenia montażowych, przy uwzględnieniu zależności  $a = l_1 - b$  oraz  $d = l_2 - c$  i po przekształceniach, będzie następujący:

<sup>5)</sup> W tym fragmencie rozważań teoretycznych zakłada się idealny montaż w płaszczyźnie podziału, który nie wprowadza żadnych dodatkowych sił, ani momentów.

$$\frac{P_A}{R_A} = \frac{1}{bl} [(l_1 - b) l_2 - (l_2 + b) l_1]$$

$$\frac{P_B}{Q_B} + \frac{1}{cl} [(l_2 - c) l_1 - (l_1 + c) l_2]$$

Stąd można wyciągnąć wniosek, że w przypadku istnienia niewyważenia statycznego poszczególnych podzespołów, stosunek niewyważenia szcztkowego do niewyważenia montażowych będzie wielkością stałą, zależną jedynie od geometrii wirnika oraz od miejsca przyłożenia mas mimośrodowych. Wzory zostaną te same w przypadku, gdy przy złożeniu wirnika masy redukcyjne w płaszczyźnie montażowej wirnika będą skierowane w przeciwnym kierunku (rys. 13).

W szczególnym przypadku, gdy płaszczyzna podziału znajduje się w jednakowej odległości od obu podpór

$$l_1 = l_2 = \frac{l}{2}$$

stosunki te znacznie się upraszczają i będą równały się

$$\frac{P_A}{R_A} = -1 \quad \text{oraz} \quad \frac{P_B}{Q_B} = -1$$

Wielkości te już nie zależą ani od geometrii wirnika, ani od miejsca przyłożenia mas mimośrodowych.

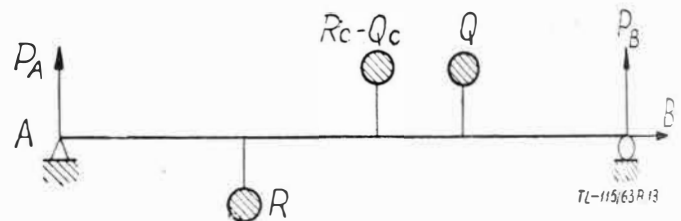
Rozpatrując przypadek, kiedy niewyważenie poszczególnych zespołów jest niewyważeniem typu dynamicznego (obecność niewyważonych momentów) — (rys. 14), wielkość niewyważenia montażowych i szcztkowych będzie następująca:

$$R_A = \frac{M_1}{l_1}$$

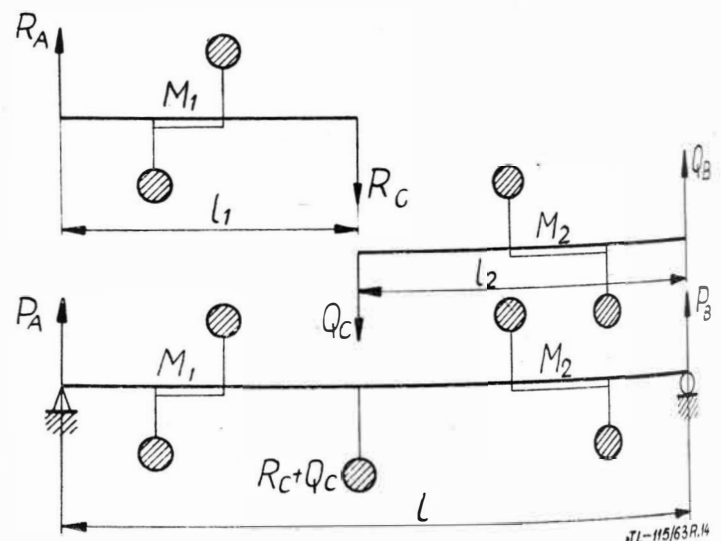
$$Q_B = \frac{M_2}{l_2}$$

$$P_A = \frac{M_1}{l} \left( 1 + \frac{l_2}{l_1} \right)$$

$$P_B = \frac{M_2}{l} \left( 1 + \frac{l_1}{l_2} \right)$$

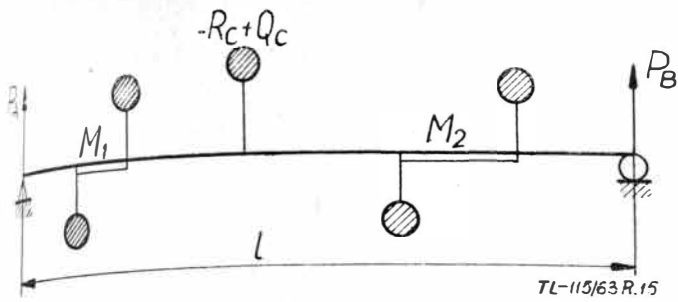


Rys. 13. Drugi sposób złożenia wirnika



Rys. 14. Niewyważenia montażowe typu dynamicznego. Pierwszy sposób złożenia wirnika





Rys. 15. Drugi sposób złożenia wirnika

Stosunek niewyważen szczttkowych do niewyważen montażowych równa się:

$$\frac{P_A}{R_A} = \frac{l_1}{l} \left( 1 + \frac{l_2}{l_1} \right)$$

$$\frac{P_B}{Q_B} = \frac{l_2}{l} \left( 1 + \frac{l_1}{l_2} \right)$$

W przypadku  $l_1 = l_2 = \frac{l}{2}$ , stosunki te będą wyglądały następująco:

$$\frac{P_A}{R_A} = 1 \quad \frac{P_B}{Q_B} = 1$$

W przypadku złożenia wirnika w sposób pokazany na rys. 15 niewyważenia szczttkowe równają się:

$$P_A = \frac{M_1}{l} \left( 1 + \frac{l_1}{l_1} \right)$$

$$P_B = -\frac{M_2}{l} \left( 1 + \frac{l_1}{l_2} \right)$$

$$l_1 = l_2 = \frac{l}{2}$$

$$P_A = \frac{2M_1}{l}; P_B = -\frac{2M_2}{l}; R_A = \frac{2M_1}{l}; Q_B = \frac{2M_2}{l}$$

Stosunek niewyważen szczttkowych do niewyważen montażowych wyraża się następująco:

$$\frac{P_A}{R_A} = 1 \quad \frac{P_B}{Q_B} = -1$$

Otrzymane wyniki można interpretować w następujący sposób. Przy prawidłowym doborze masy redukcyjnej w płaszczyźnie środkowej, przy założeniu idealnego połączenia podzespołów w wirnik, wielkości niewyważen montażowych będą równe niewyważeniom szczttkowym w płaszczyznach podporowych wirnika.

W czasie wyważania główne błędy powstają na skutek niewspółosiowego łączenia podzespołów w wirnik. Błąd przy doborze masy redukcyjnej w płaszczyźnie środkowej, powstały na skutek niedokładności przyrządów pomocniczych oraz wyważarki, jest w praktyce znacznie mniejszy od błędów powstałego na skutek nieprawidłowego łączenia podzespołów. Na podstawie powyższych rozważań można stwierdzić, że odchyłka ilościowa wielkości niewyważen szczttkowych wirnika od niewyważen montażowych podzespołów w płaszczyznach wirnika jest miarą niedokładności połączenia podzespołów w wirnik.

Otrzymano w ten sposób kryterium dokładności połączenia podzespołów w wirnik z punktu widzenia współosiowości. Niedokładny montaż wirnika pociąga za sobą konieczność wprowadzenia dodatkowych mas korekcyjnych, co powoduje powstanie dodatkowych naprężeń wewnętrznych w czasie pracy konstrukcji. Zjawisko to ze zrozumiałych względów jest niepożądane.

W warunkach rzeczywistych, po przeprowadzeniu wyważania w płaszczyźnie środkowej pozostaje jednak pewne niewyważenie, na które składa się wiele czynników, jak niedokładności wyważania poszczególnych podzespołów, błędy przyrządów do wyważania oraz niedokładności montażu wirnika i inne.

Dla umożliwienia wyważania w podzespołach powstaje konieczność podparcia w płaszczyznach utworzonych w wyniku podziału, a więc wprowadzenia po jednym elemencie pomocniczym dla każdego podzespołu. Są to dwa niezależne przyrządy, jeden dla sprężarki, drugi dla wału. Z przyrządami łączą się zagadnienia ich błędów własnych, geometrycznych i dynamicznych oraz ich ustawienia i połączenia z elementami wyważanymi. Należy tu dodać, że poprawność ustawienia i sprzęgnięcia przyrządu z podzespołem można oceniać na drodze pomiarów wielkości geometrycznych (bicia) — przy dobrym wykonaniu — w granicach 0,01—0,02 mm. Pomiarów niewyważen z kolei pozwalają oceniać przemieszczenia osi środków ciężkości względem osi geometrycznej w granicach 1 mikrona, a nawet dokładniej.

Reasumując, na ostateczną wartość niewyważenia w płaszczyźnie środkowej w warunkach rzeczywistych mają wpływ następujące czynniki:

- 1) niewyważenia dwóch przyrządów pomocniczych,
- 2) błąd montażowy (przemieszczenie) przy łączeniu przyrządu z podzespołem,
- 3) błąd montażowy przy łączeniu podzespołów w wirnik.

Czynniki 1 i 2 występują dwukrotnie. Dla obniżenia wartości błędów wymienionych powyżej zastosowano następujące środki technologiczne:

a) przyrządy wykonane były z założeniem dużej sztywności, ale przy minimalnym ciężarze tak, żeby ich udział ciężarowy w podzespołach był niewielki. Poza tym podlegały one wyważeniu kinetycznemu<sup>6)</sup>, a dopuszczalne niewyważenie przyrządu nie przekraczało 30% dopuszczalnego niewyważenia podzespołu,

b) dla obniżenia błędów wg punktów 2 i 3 zastosowano następujący proces technologiczny. Zmontowany wirnik podlegał pomiarom bicia na dwóch powierzchniach odniesienia znajdujących się na obu podzespołach. Bicia odnotowano dla ośmiu położeń — co 45°. Następnie wirnik rozdzielono na dwa podzespoły, do których przymocowano przyrządy pomocnicze. W tym stanie podzespoły podlegały powtórnemu pomiarowi bicia w tych samych płaszczyznach odniesienia. W przypadku różnicy wskazań z tych dwu pomiarów następowało przemontowanie przyrządu tak, aby uzyskać zgodność ze wskazaniami na wirniku. Wtedy następowało wyważenie podzespołów i następnie powtórny montaż wirnika, aż do wyważenia ostatecznego, z tym że sprawdzono ponownie bicia na płaszczyznach odniesienia. Montaż należało prowadzić w ten sposób, żeby uzyskać powtórzenie wskazań bicia pomiaru pierwszego montażu.

Dalszą ocenę wielkości błędów niewyważenia w płaszczyźnie środkowej należało prowadzić na drodze interpretacji wskazań wyważarki. Sam proces wyważania odbywał się w kilku fazach. W fazie pierwszej określono niewyważenie montażowe podzespołów w skrajnych płaszczyznach (tab. 1, kolumna 2÷9) korygując je środkami tymczasowymi do pełnego wyważenia dynamicznego. W drugiej fazie następowało usunięcie ciężarków wyważających z tylnej płaszczyzny sprężarki i z przedniej płaszczyzny wału oraz montaż wirnika z zachowaniem wzajemnego położenia kąta określonego przy wstępnym montażu. Faza następna to wyważenie wirnika, a ściśle jego płaszczyzny środkowej do stanu takiego, by uzyskać wskazania na podporach odpowiadające niewyważeniu dynamicznemu.

Taki sposób postępowania określony został na drodze doświadczałnej. Jak stwierdzono, przy montażu wirników następowało zwykle wprowadzenie dużego błędu przemieszczenia mas w płaszczyźnie środkowej, objawiającego się jednokierunkowymi wskazaniami niewyważen w obu płaszczyznach skrajnych wirnika. Dla usunięcia tego błędu dodawano masy korekcyjne w płaszczyźnie środkowej. Minimalną wartość niewyważen w skrajnych płaszczyznach wirnika, odpowiadającą najmniejszemu niezerównoważeniu

<sup>6)</sup> Wyważaniem kinetycznym nazywa się wyważenie dynamiczne odniesione do jednej płaszczyzny wyważania.

mu błędowi w płaszczyźnie środkowej, uzyskiwano przy stanie wskazań, jak dla niewyważenia dynamicznego. Stopniowe dokładanie masy korekcyjnej w płaszczyźnie środkowej powodowało zmniejszenie wartości wskazań wyważarki na obu podporach i wreszcie zmianę znaku wskazań na jednej z podpór. Dalsza korekcja zwiększała wartość odczytu ze znakiem przeciwnym przy jednoczesnym dalszym zmniejszaniu się wskazań ze znakiem nie zmienionym. Było to przesłanką do ustalenia warunku korekcji płaszczyzny środkowej. Następnie dopiero korygowano niewyważenie w płaszczyznach skrajnych.

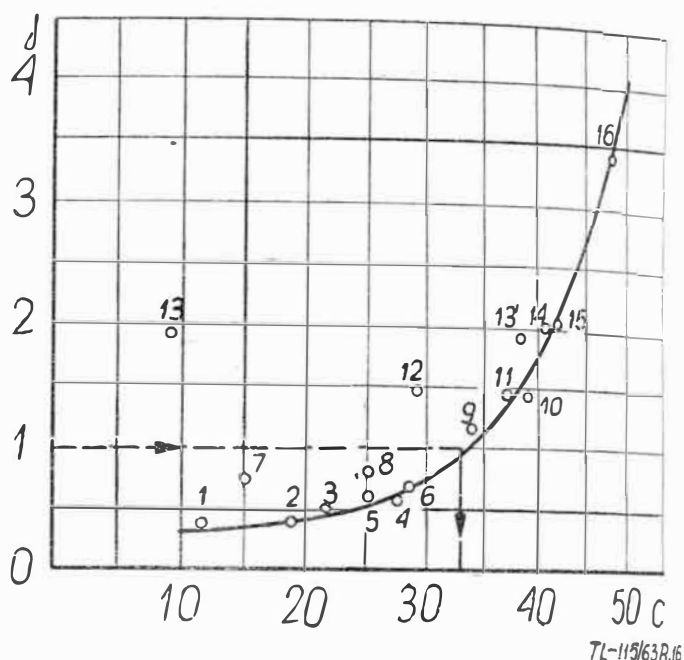
### Kryterium poprawności wyważenia w trzech płaszczyznach

W tabeli 1 zebrano dane dla szesnastu procesów wyważania. Wartości niewyważań  $\Lambda$  są wartościami względnymi, odniesionymi do pewnej stałej wartości wybranej dowolnie, a  $\alpha$  — w stopniach określa położenie niewyważań,  $\Delta\Lambda$  — zmiana wyważenia w skrajnych płaszczyznach wirnika przy wyważaniu płaszczyzny środkowej (rejestracja wielkości niewyważań po osiągnięciu stanu niewyważenia dynamicznego),  $j$  — przyspieszenie wibracyjne w rezonansie, wyrażone w jednostkach względnych (odniesione do stałej wartości),  $\Delta\Lambda_1$  — wartość nie zrównoważonego niewyważenia w płaszczyźnie środkowej będąca sumą geometryczną wartości  $\Lambda$  dla tyłu sprężarki, przodu wału i korekcji  $\Lambda$  dla płaszczyzny środkowej wirnika (suma geometryczna wartości zawartych w kolumnach 4, 6 i 12, tab. 1);  $\Delta\Lambda_2$  — niewyważenie w płaszczyźnie środkowej przed korekcją — suma geometryczna niewyważań montażowych  $\Lambda$  dla tyłu sprężarki i przodu wału (kolumna 4 i 6, tab. 1);  $\Delta\Lambda_3$  — średnia zmiana niewyważenia w skrajnych płaszczyznach wirnika po wyważeniu płaszczyzny środkowej charakteryzuje sumę błędów technologicznych w tej płaszczyźnie; jest to średnia arytmetyczna wartość  $\Delta\Lambda$  dla przodu i tyłu wirnika (kolumna 10 i 14, tab. 1);  $C$  — wyrażenie odpowiadające sumie błędów niewyważenia w płaszczyźnie środkowej, wyrażone również jak  $\Lambda$  w wartościach względnych

$$C = \sqrt{\Delta\Lambda_1^2 + \Delta\Lambda_2^2 + \Delta\Lambda_3^2}$$

Wszystkie wartości  $\Lambda$ ,  $\Delta\Lambda$  i  $\alpha$  uzyskano w procesie wyważania. Ostatecznej oceny poprawności wyważenia dokonano na podstawie wyników pomiarów drgań silnika w czasie pracy na stanowisku badawczym. Wartość  $j$  uzyskana na tej drodze jest odpowiednikiem oceny poprawności pra-

cy wirnika z uwagi na drgania. Dalsze wskaźniki  $\Delta\Lambda_1$ ,  $\Delta\Lambda_2$ ,  $\Delta\Lambda_3$  i  $C$  są otrzymane drogą przeliczeń poprzednio podanych wartości doświadczalnych i stanowią próbę ustalenia funkcjonalnej zależności między procesem wyważania płaszczyzny środkowej, a wartością przyspieszeń drganiowych w rezonansie. Określenie funkcji  $j = f(C)$  ma za zadanie sprawdzenie poprawności przyjętej do oceny parametrów  $\Delta\Lambda_i$  oraz ustalenie warunków technologicznych dla procesu wyważania. Rysunek 16 przedstawia przebieg tej funkcji uzyskany na podstawie danych zebranych w tabeli 1. Od tej krzywej wyraźnie odbiegają punkty 7, 8, 12 i 13 z tabeli 1. W przypadku punktu 13 istnieje przypuszczenie, że pomyłono fazę zapisu niewyważenia w tylnym przekroju sprężarki (kął zamiast  $345^\circ$  winien być  $165^\circ$ ). Przy uwzględnieniu tej pomyłki wartość  $C$  wynosi 38,1 (patrz punkt 13' na wykresie). Pozostałe punkty, a mianowicie pkt. 7, 8 i 12 odnoszą się do okresu, kiedy proces technologiczny wyważania nie był jeszcze jednoznacznie



Rys. 16. Zależność poziomu drgań od niewyważenia wypadkowego w płaszczyźnie środkowej  $j = f(C)$

Tabela 1  
Zestawienie danych z procesów wyważania i prób

Lp.	Sprężarka				Wał				Wirnik				Parametry obliczeniowe						
	Przód		Tył		Przód		Tył		Przód		Pl. środkowa		Tył		j	$\Delta\Lambda_1$	$\Delta\Lambda_2$	$\Delta\Lambda_3$	C
	A	$\alpha^\circ$	A	$\alpha^\circ$	A	$\alpha^\circ$	A	$\alpha^\circ$	$\Delta\Lambda$	$\alpha^\circ$	A	$\alpha^\circ$	$\Delta\Lambda$	$\alpha^\circ$					
1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20
1	3,9	200	5	170	9,2	345	0,3	190	4,8	297	7,3	83	7,6	115	0,40	9,1	4,2	6,2	11,8
2	7,5	140	4,8	185	16,0	50	6,0	115	3,4	200	2,7	180	6,8	20	0,41	13,5	11,5	5,0	18,4
3	5,9	260	7,5	115	27,7	275	29,0	275	0,4	270	19,0	285	0	—	0,50	6,5	20,4	0,2	21,4
4	5,9	320	3,1	25	16,7	125	11,3	160	10,0	335	2,9	290	11,0	150	0,54	20,0	15,4	10,5	27,3
5	5,9	90	1,9	100	16,1	225	6,2	135	9,0	330	18,3	260	10,4	150	0,60	17,0	15,8	9,7	25,2
6	22,3	352	4,0	303	19,5	353	7,5	6	5,8	150	21,5	30	6,4	333	0,66	15,5	23,1	6,1	28,4
7	4,3	220	5,9	345	2,5	195	9,2	340	5,4	165	8,3	140	6,0	340	0,74	13,5	3,1	5,7	15,0
8	1,6	85	6,9	40	21,3	170	8,5	110	7,6	190	4,6	150	8,2	5	0,80	13,2	19,8	7,9	25,1
9	4,7	220	11,5	270	20,5	180	5,6	205	13,0	162	23,0	150	14,4	354	1,18	20,2	23,8	13,7	34,1
10	10,9	245	17,1	93	19,8	195	7,3	250	12,0	330	14,0	60	13,0	160	1,40	27,0	25,8	12,5	39,3
11	1,7	40	8,6	220	21,4	350	7,3	305	17,2	243	7,1	155	18,4	243	1,43	24,9	26,1	17,8	36,6
12	4,8	80	3,6	180	14,0	285	6,5	225	6,0	100	15,7	10	6,8	290	1,47	24,2	15,3	6,4	29,3
13	7,3	215	9,8	345	17,5	175	3,0	190	2,6	15	6,5	190	5,2	200	1,96	2,1	7,9	3,9	9,1
14	5,3	5	11,6	250	28,3	307	14,3	285	1,6	10	30,7	300	2,6	195	2,00	13,0	38,9	2,1	41,0
15	12,2	5	5,1	40	23,9	150	3,1	180	9,0	90	14,3	25	10,0	280	2,04	33,8	23,2	9,5	42,1
16	13,5	180	13,3	200	38,0	340	8,1	130	2,4	17	11,2	130	3,0	190	3,40	39,8	26,9	2,7	48,2

ustalony, kiedy zbierano doświadczenia w tym kierunku. Poza tym punkty te odpowiadają wirnikom remontowanym, które w poprzednich montażach miały wprowadzone korekty we wszystkich płaszczyznach wyważania. Wirniki te również ze względu na możliwość powstania deformacji wstępnych niekorzystnych naprężeń w czasie montażu (to niebezpieczeństwo zostało w późniejszym okresie usunięte), mogły doznawać trwałych odkształceń już przy pierwszym przejściu silnika przez rezonans. Teza ta potwierdza się faktem, że wszystkie punkty odbiegające od krzywej znajdują się nad krzywą  $j = f(C)$ , a nie pod nią.

Z wyżej wymienionych względów można z dużym prawdopodobieństwem przyjąć, że odchyłki punktów 7, 8 i 12 od krzywej są wynikiem odstępstw od ostatecznie stosowanych procesów montażowych i wyważeniowych, a więc nie podważają one słuszności istnienia zależności  $j = f(C)$ . Odchylenie pozostałych 12 punktów od krzywej nie przekracza w zasadzie 10% wartości nominalnej. W związku z tym, krzywą tę można przyjąć za charakterystyczną dla tego wirnika, a przyjęty parametr  $C$  za określający stan wyważenia płaszczyzny środkowej. Jako warunek poprawnego wyważenia dla omawianego wirnika można więc uznać wartość  $C \leq 33$  (jeżeli  $j = 1$  oznaczałoby dopuszczalną wartość przyspieszeń drganiowych).

Należy jeszcze wyjaśnić podstawy wyboru parametrów i określenia zastępczego parametru wyważania płaszczyzny środkowej  $C$ . W toku wstępnej analizy zbadano związki funkcjonalne między poszczególnymi wartościami wyważania  $A$  i przyspieszeniem wibracyjnym. Ustalono wtedy, że charakter pewnych ciągłych regularnych funkcji, chociaż z różnymi wahaniami, wykazują parametry  $\Delta A_i$ ; wymienione poprzednio (patrz rys. 11 i rys. 17). Należy dodać, że dla określenia parametru  $\Delta A_1$  w sumie geometrycznej wektorów  $A$  wg kolumny 12 przyjmuje się o zwrocie przeciwnym (różnym o  $180^\circ$ ) od określonego kątem  $\alpha$ , a to z uwagi na fizycznie przeciwne jego znaczenie niż wektorów wg rubryki 4 i 6. Wektory „4” i „6” oznaczają odjęcie masy (zdjęcie tymczasowych ciężarków wyważających), a wektor „12” reprezentuje masę dodaną. W analizie szczegółowej również te trzy parametry znajdują w pełni uzasadnione związki z wielkością błędu w płaszczyźnie środkowej. Wobec tego do dalszych rozważań wzięto tylko te parametry.

Wielkości zawarte w kolumnach 17÷19 tab. 1 posiadają następującą interpretację fizyczną:

- $\Delta A_1$  — charakteryzuje stopień niedokładności połączenia podzespołów w wirnik oraz niedokładność pomiaru niewyważań montażowych w płaszczyźnie podziału wirnika (błąd powstały na skutek stosowania dodatkowych przyrządów). W przypadku idealnego montażu (całkowita współosiowość, brak odkształceń przy łączeniu zespołów) oraz idealnego pomiaru niewyważań montażowych w płaszczyźnie podziału, wielkość  $\Delta A_1$  powinna równać się zeru.
- $\Delta A_2$  — charakteryzuje oddziaływanie mas mięsośrodkowych rozłożonych wzdłuż wirnika na płaszczyznę podziału wirnika. Wielkość ta jest więc miernikiem jakości wykonania i montażu podzespołów pod względem

rozkładu mas. Od tej wielkości będzie bezpośrednio zależał stopień sprężystej utraty wyważenia w czasie pracy wirnika.

$\Delta A_3$  — charakteryzuje stopień dynamicznego niewyważenia wirnika przy wyważonej płaszczyźnie środkowej.

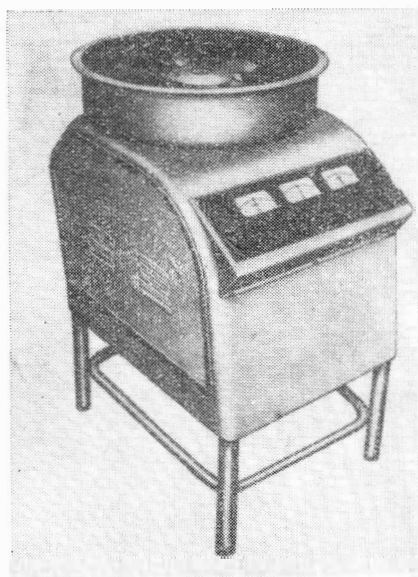
Jak wynika z tego, są to wielkości niezależne. Z tego powodu błąd wypadkowy  $C$ , powstały w czasie następujących kolejnych operacji: montażu podzespołów, pomiaru niewyważań montażowych podzespołów, montażu podzespołów w wirnik oraz wyważenia zmontowanego wirnika, może być określony na podstawie wzoru

$$C = \sqrt{\Delta A_1^2 + \Delta A_2^2 + \Delta A_3^2}$$

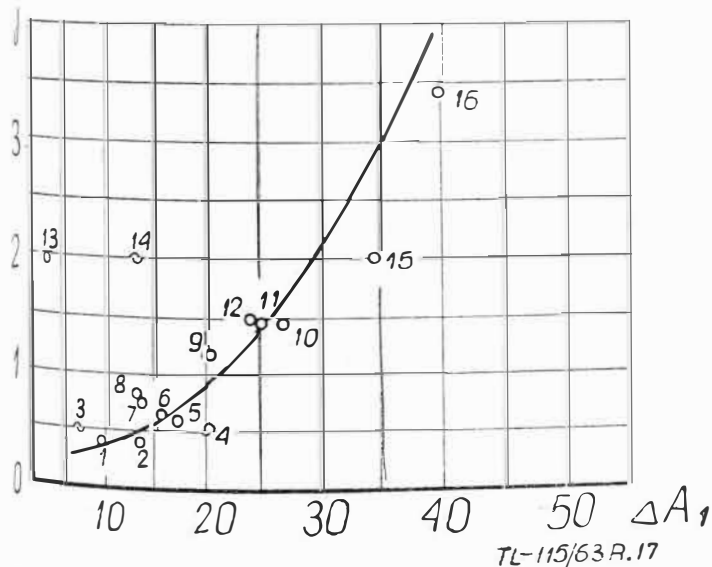
Jak wynika z wykresu (rys. 16) funkcji  $j = f(C)$ , na podstawie znajomości parametru  $C$  można z dużym prawdopodobieństwem określić maksymalne amplitudy drgań silnika pracującego w zakresie obrotów rezonansowych. Wydaje się, że metodyka postępowania, poszczególne parametry oraz sama funkcja  $j = f(C)$  mogą być transponowane na inne przypadki wyważania w trzech płaszczyznach, a więc, że metoda nosi cechy rozwiązania ogólnego. Materiał doświadczalny do opracowania omawianego kryterium wyważania zbierany był na przestrzeni kilku lat.

### Zalecany proces wyważania dwupodporowych wirników wysokoobrotowych

Jak wynika z dotychczasowych rozważań, duży wpływ na jakość wyważania mają błędy wykonania i montażu podzespołów — sprężarki i wału. W przypadku sprężarki montowanej z niezależnych tarcz istnieje możliwość wyważenia każdej tarczy z osobna, a w ten sposób obniżenia sumarycznego niewyważenia sprężarki. Do tego celu służą wyważarki o pionowej osi obrotu, jak na rys. 18. Wyważenie odbywa się w jednej płaszczyźnie, a dokładność wyważania jest tego samego rzędu co dla wyważarek tej samej klasy o poziomej osi obrotu. Wykorzystanie tej możliwości obniżenia błędów rozkładu mas w stosunku do osi obrotu



Rys. 18. Wyważarka do tarcz firmy Rava typ KV10



Rys. 17. Zależność poziomu drgań od niezrównoważonego niewyważenia w płaszczyźnie środkowej  $j = f(\Delta A_1)$

wymaga jednak spełnienia kilku warunków. Poszczególne tarcze powinny posiadać odpowiednie bazy materialne, umożliwiające jednoznaczne mocowanie ich na wyważarce. Bazy powinny być zgodne z powierzchniami montażowymi, ustalającymi wzajemne położenie tarcz. W związku z tym konstrukcja połączenia tarcz musi gwarantować jednoznaczne, powtarzalne i nie wywołujące odkształceń warunki montażu tych części.

Obniżenie wartości niewyważań na wale przed wyważaniem sprowadza się do postawienia i spełnienia warunków wysokiej współosiowości wszystkich powierzchni wału. Warunki te znacznie przewyższają tolerancję wykonania poszczególnych średnic.

Dla obniżenia wartości drugiego parametru — błędu powstałego przy montażu podzespołów w wirnik — należy

spełnić kilka warunków. Konstrukcja połączenia musi ustalać w sposób jednoznaczny i powtarzalny wzajemne połączenie obu części wirnika, a przy utwierdzeniu nie powodować odkształceń w kierunku prostopadłym do osi.

Proces wyważania powinien zawierać wstępny montaż wirnika z pomiarem bicia na powierzchniach odniesienia (sprężarka i wał powinny dysponować takimi dokładnymi powierzchniami zlokalizowanymi w pobliżu płaszczyzny podziału).

Samo wyważenie zaleca się przeprowadzić w następujący sposób (przy jednoczesnym dotrzymaniu wszystkich powyższych wskazówek):

1. *Pomiar niewyważień poszczególnych podzespołów.* Określenie sumy geometrycznej niewyważień montażowych w płaszczyźnie podziału wirnika w przypadku, gdy niewyważenie w płaszczyźnie podziału wyczerpuje cały zapas dopuszczalnych niewyważień ( $\Delta A_2 \geq C$ ). Wirnik w zasadzie powinien być zbrakowany. Próby uratowania takiego wirnika mogą kolejno iść w dwu kierunkach:

a) przestawienie kątowne podzespołów względem siebie tak, ażeby zmniejszyć sumę geometryczną  $\Delta A_2$  w płaszczyźnie środkowej,

b) demontaż podzespołów, korekcja poszczególnych elementów i montaż w podzespoły prowadzony świadomie pod kątem minimalnych niewyważień.

2. *Montaż wirnika w płaszczyźnie podziału.* Wprowadzenie korekcji w płaszczyźnie środkowej (o takim kącie i wielkości), ażeby uzyskać dynamiczny stan niewyważenia wykazywany w podporach skrajnych. Taka korekcja kompensuje błąd  $\Delta A_2$  oraz błąd montażowy w płaszczyźnie środkowej. Ocenę samego błędu montażowego otrzymuje się po zmontowaniu wirnika, wprowadzeniu korekty odpowiadającej pomiarowi z p. 1 i pomiarze niewyważień szczątkowych wirnika. Otrzymana różnica między tymi niewyważeniami, a niewyważeniami montażowymi podzespołów w płaszczyznach skrajnych, charakteryzuje błąd montażowy (z punktu widzenia współosiowości) w płaszczyźnie środkowej.

3. *Określenie parametru C.* Po wyważeniu płaszczyzny środkowej można wyznaczyć parametry  $\Delta A_1$  i  $\Delta A_3$ . Po podstawienu do wzoru

$$C = \sqrt{\Delta A_1^2 + \Delta A_2^2 + \Delta A_3^2}$$

wyznaczyć parametr C.

W przypadku, gdy parametr C przekracza wartość dopuszczalną należy określić, która ze składowych wpływa w decydujący sposób na przekroczenie tej wartości. Po tej analizie należy zastosować odpowiednie środki, jak np. powtórny montaż w płaszczyźnie środkowej itp.

Mgr inż. JANUSZ PERLIŃSKI

629.13.05:53.082.3

## Opóźnienia wskazań podstawowych pilotażowych przyrządów ciśnieniowych

### cz. II

Pierwsza część artykułu zamieszczona w zesz. 11/63 zawierała: objaśnienie fizycznej strony zjawiska opóźnienia wskazań, podstawowe zależności analityczne, pozwalające wyznaczać praktycznie poprawki na opóźnienie wskazań wysokościomierza, prędkościomierza i machometru oraz jakościową analizę wpływu podstawowych parametrów lotu i instalacji samolotu na znak oraz wielkość poprawek.

W niniejszej części omówiono aparaturę i metodę naziemnego wyznaczania stałych opóźnienia instalacji samolotu oraz podano wyniki przeprowadzonych prób, w których wyniku uzyskano dane liczbowe odnośnie opóźnień wskazań w.w. przyrządów dla przykładowo wybranych — spośród eksploatowanych w kraju — typów samolotów.

#### Aparatura i metody wyznaczania stałych opóźnienia instalacji samolotu

Stale opóźnienia układów ciśnienia statycznego i całkowitego, stanowiące punkt wyjścia do obliczania poprawek na opóźnienie wskazań podstawowych pilotażowych przy-

4. *Ostateczne wyważenie wirnika w płaszczyznach skrajnych.* Przy korzystaniu z tej metody w celu określenia dopuszczalnych wartości parametru C, dla uzupełnienia przyjętych kryteriów oraz dla kontroli procesu wyważania, zaleca się prowadzenie systematycznej rejestracji wielkości podanych w tabeli 1.

#### Zalecenia ogólne

Dla zapewnienia prawidłowej pod względem drgań pracy silnika, a co za tym idzie maksymalnego ograniczenia szkodliwości drgań, stawia się następujące wymagania:

1. Częstość drgań własnych wirnika na podporach sztywnych musi być o 40% wyższa od obrotów maksymalnych, albo częstość drgań własnych wirnika swobodnego musi być dwukrotnie wyższa od obrotów maksymalnych.

2. W przypadku wału turbiny częstość drgań własnych na podporach sztywnych winna być o 60% większa od obrotów maksymalnych.

3. Konstrukcja powinna przewidzieć możliwość zastosowania podpór sprężystych lub tłumików drgań.

4. Konstrukcja wirnika powinna umożliwiać oddzielne wyważanie poszczególnych stopni sprężarki osiowej, a samo połączenie gwarantować jednoznaczne połączenie bez deformacji stopni w czasie ich utwierdzenia.

5. Konstrukcja połączenia w płaszczyźnie podziału winna gwarantować jednoznaczny, powtarzalny i stabilny montaż.

6. Wyważenie wirnika przeprowadzać w trzech płaszczyznach według zalecanej metody. Ostateczną ocenę poprawności wyważenia przeprowadzać za pomocą krzywej  $j = f(C)$  właściwej dla rozpatrywanego wirnika.

7. Niewyważenie wirnika po próbie silnika na stanowisku badawczym nie powinno być wyższe ponad dziesięciokrotnie od niewyważenia wirnika przed próbami.

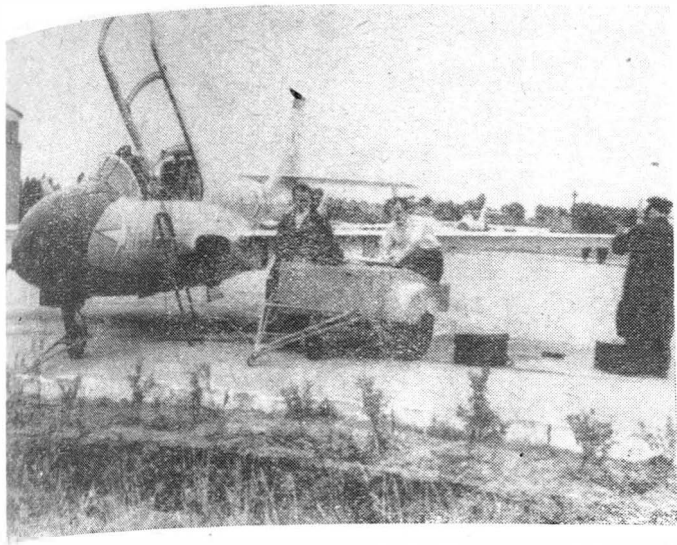
Przy spełnieniu wszystkich powyższych zaleceń, z jednej strony istnieje dość duża swoboda w doborze podpór o odpowiedniej sprężystości, z drugiej zaś ogranicza się do minimum szkodliwe skutki drgań o dużych amplitudach.

#### LITERATURA

- [I] Samarow N. G.: Uprugaja forma razbalansirovki mnogodiskowych rotorow TRD. Izwestia wyższych uczelnych zawodienii. Seria „Awiacjonnaia technika”, Kazań 1960, nr 2.  
 [II] Rabenda M.: Dynamika silników turbinowych. Sprawozdanie z konsultacji. Instytut Lotnictwa 1963 r. Nie publikowane.

rzędów ciśnieniowych, wyznacza się drogą prób naziemnych (patrz rys. 5). Najprostszy zestaw aparatury pomiarowej do wyznaczania stałych opóźnienia układu ciśnienia statycznego przedstawiono na rys. 6. W skład takiego zestawu wchodzi:

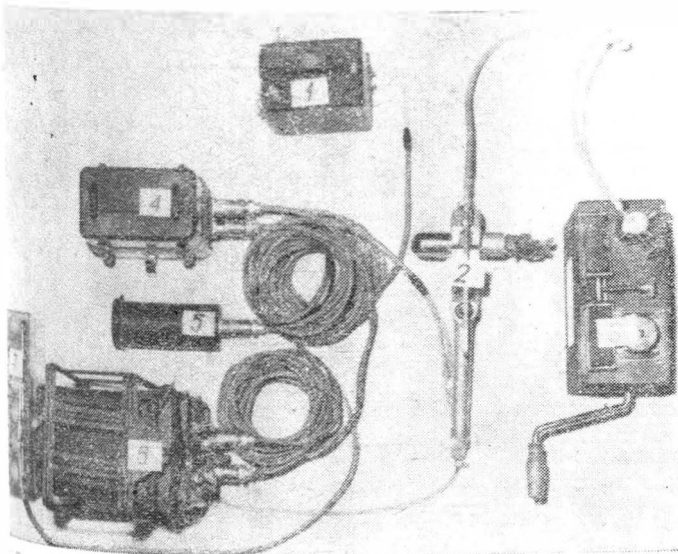
- oscylograf pętlicowy,
- obejma na rurkę Pitota,



Rys. 5. Doświadczalne wyznaczanie stałych opóźnienia układu ciśnienia statycznego samolotu

- aparat filmowy,
- znacznik czasu,
- pompa próżniowa,
- źródła zasilania.

W przypadku wyznaczania stałej opóźnienia układu ciśnienia całkowitego zamiast obejmy stosuje się specjalną nasadkę, wchodzącą w skład standardowego wyposażenia naziemnego samolotu, a służącą normalnie do sprawdzania szczelności instalacji. Wchodzący w skład aparatury pomiarowej oscylograf pętlicowy (może on być zastąpiony innym, wielokanałowym przyrządem rejestrującym, o małej bezwładności i szybkim posuwie taśmy) służący do rejestrowania: początku pomiaru, ilości klatek taśmy aparatu filmowego oraz podstawy czasu. Obejma pozwala na utrzymywanie stworzonego przy pomocy pompy próżniowej podciśnienia w układzie ciśnienia statycznego, jak również umożliwia w początkowym momencie pomiaru szybkie połączenie tego układu z otoczeniem oraz poprzez włącznik elektryczny łączy na oscylograf impuls określający moment otwarcia obejmy. Nasadka na rurkę Pitota spełnia tę samą rolę przy badaniu układu ciśnienia statycznego. W tym przypadku moment ściągnięcia nasadki z rurki Pitota można nanieść na taśmę oscylografu, posługując się wspomnianym włącznikiem na obejmie, wciskając go na sygnał „pomiar” przy równoczesnym ściągnięciu nasadki z rurki. Aparat filmowy z kolei służy do filmowania wskazań rozpatrywanego ciśnieniowego przyrządu pilotażowego w trakcie pomiaru stałych opóźnienia układu ciśnienia statycznego lub całkowitego. Znacznik czasu służy do synchronizacji mierzonych wiel-



Rys. 6. Widok ogólny zestawu aparatury pomiarowej do wyznaczania stałych opóźnienia układu ciśnienia statycznego samolotu. Oznaczenia: 1 - aparat filmowy; 2 - obejma na rurkę Pitota; 3 - ręczna pompa próżniowa; 4 - źródło zasilania pętlicy oscylografu; 5 - znacznik czasu; 6 - oscylograf; 7 - źródło zasilania mechanizmu posuwu taśm oscylografu i znacznika czasu

kości i pozwala na przedstawienie ich przebiegu w funkcji czasu. I wreszcie — pompa próżniowa służy do stworzenia podciśnienia w układzie ciśnienia statycznego i nadciśnienia w układzie ciśnienia całkowitego badanej instalacji samolotu.

Jeśli chodzi o podstawowe wymagania dotyczące w.w. przyrządów to są one następujące:

— oscylograf — minimalny posuw taśmy przy badaniu układu ciśnienia statycznego 50 mm/sek, układu ciśnienia całkowitego 125 mm/sek;

— obejma i nasadka na rurkę Pitota — muszą być szczelne, a ponadto w przypadku obejmy, winna ona być przystosowana — poprzez wymiennosć wkładek — do stosowanych typowych średnic rurek Pitota i posiadać włącznik elektryczny służący do sygnalizacji początku pomiaru;

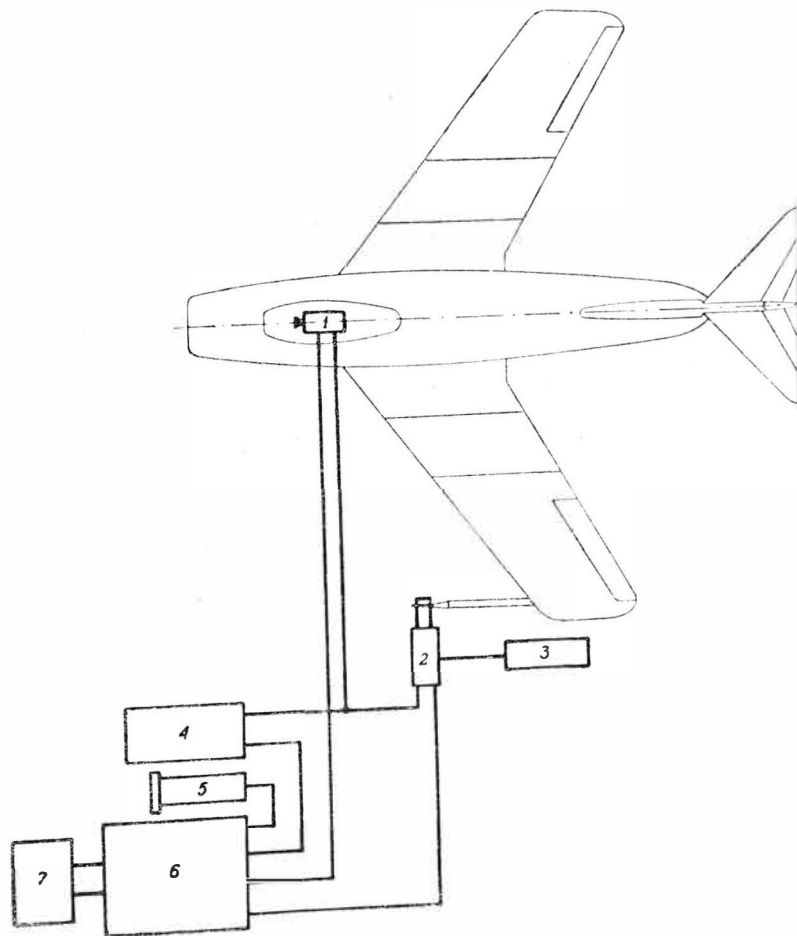
— aparat filmowy — minimalny przesuw taśmy filmowej przy badaniu układu ciśnienia statycznego 40 klatek/sek, układu ciśnienia całkowitego 70 klatek/sek; aparat powinien posiadać impulsator elektryczny działający w ten sposób, że przy przesuwaniu poszczególnych klatek przekazywane są na pętlę oscylografu impulsy, które łącznie z impulsami czasu umożliwiają dokładne określenie przesuwu taśmy filmowej w danym, rozpatrywanym momencie czasu;

— znacznik czasu — impulsy dawane na oscylograf w odstępie 0,1 sek;

— pompa próżniowa — minimalne nadciśnienie lub podciśnienie dawane przez pompę powinno być równe 50 mmHg.

Metoda wyznaczania stałych opóźnienia układu ciśnienia statycznego przy użyciu wyżej omówionego zestawu aparatury pomiarowej w rozbięciu na poszczególne czynności — przedstawia się następująco:

1. Sprawdzenie szczelności instalacji ciśnienia statycznego.
2. Montaż aparatury pomiarowej wg rys. 7.
3. Założenie obejmy na rurkę Pitota oraz podłączenie jej do pompy próżniowej.
4. Wytworzenie za pomocą pompy podciśnienia o wielkości  $\delta p_{st} = 45 \text{ mmHg}$ , co odpowiada w przybliżeniu  $h = 500 \text{ m}$ .
5. Włączenie układu pomiarowego do źródeł zasilania.
6. Włączenie znacznika czasu.



Rys. 7. Schemat układu pomiarowego do wyznaczania stałych opóźnienia układu ciśnienia statycznego samolotu. Oznaczenia: jak na rys. 6

7. Włączenie napędu taśmy oscylografu, a następnie aparatu filmowego.

8. Bezpośrednio po uruchomieniu aparatu filmowego — na sygnał „pomiar” — szybkim ruchem otworzyć obejmę (włącznik akcentujący początek pomiaru uruchamia się automatycznie).

9. Wyłączenie aparatury po wyrównaniu się ciśnienia w instalacji z ciśnieniem otoczenia.

10. Pomiar temperatury (np. termometrem cieczowym) i ciśnienia otoczenia (np. za pomocą aktualnie wyskalowanego wysokościomierza).

11. Powtórzenie czynności 3÷10 przy wytworzeniu podciśnienia kolejno:  $\frac{5}{6}$ ;  $\frac{4}{6}$ ;  $\frac{3}{6}$ ;  $\frac{2}{6}$ ;  $\frac{1}{6}$  i ewentualnie  $\frac{1}{10} \delta p_{s0}$ .

12. Wypełnienie formularza sprawozdania z prób naziemnych wyznaczania stałych opóźnienia układu ciśnienia statycznego.

13. Wyznaczenie zależności  $\lambda_{s0} = f(\delta p_{s0})$  odpowiadającej warunkom standartowym na poziomie morza (wg metody podanej w I części artykułu).

Przy wyznaczaniu stałej opóźnienia układu ciśnienia całkowitego występują następujące różnice w porównaniu z w.w. czynnościami:

- badaniu podlega instalacja ciśnienia całkowitego.
- zamiast obejmę na rurkę Pitota zakłada się nasadkę.
- nadciśnienie wytwarzane w instalacji winno wynosić  $\delta p_{c1} = 45 \text{ mm Hg}$ , co odpowiada w przybliżeniu  $V_0 =$

$$= 350 \text{ km/h oraz } \frac{3}{4} \text{ i } \frac{2}{4} \delta p_{c1} \text{ (w przypadku gdy } \lambda_{c0} =$$

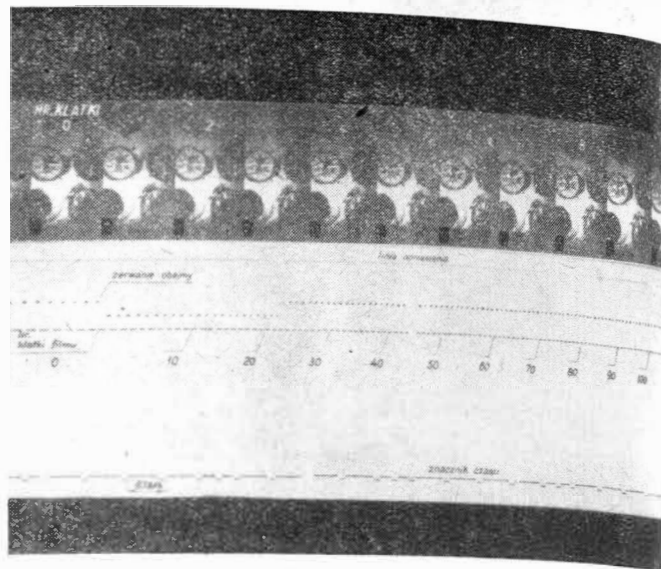
$= f(\delta p_{c0})$  (const ilość punktów pomiarowych należy zwiększyć do minimum sześciu).

W celu wyznaczenia poprawek np. prędkościomierza pokładowego należałoby w zasadzie wyznaczyć stałe opóźnienia układu ciśnienia statycznego i całkowitego na drodze prób — wg w.w. metody, przy czym filmowym przyrządem byłby ów badany prędkościomierz. Przy wyznaczaniu poprawek wysokościomierza należałoby filmować także wysokościomierz itd. Można jednak zagadnienie uprościć — nie popełniając większego błędu — wyznaczając stałe opóźnienia układu ciśnienia statycznego przy pomocy filmowania wysokościomierza, a stałe opóźnienia całkowitego — filmując prędkościomierz, i wykorzystać tak wyznaczone stałe do obliczenia poprawek zarówno wysokościomierza, jak i prędkościomierza oraz machometru. Tego rodzaju postępowanie można z powodzeniem stosować dla jednego kompletu ciśnieniowych przyrządów pilotażowych (np. w przypadku jednonajscowego samolotu). Jeżeli na samolocie znajduje się dodatkowo — oprócz przyrządów pokładowych w kabinie pilota — zestaw aparatury pomiarowo-rejestrującej, przeznaczonej do zapisu m. in. wysokości, prędkości lub liczby  $M$  lotu, należy stałe opóźnienia wyznaczyć oddzielnie dla przyrządów pokładowych i oddzielnie dla aparatury pomiarowo-rejestrującej. Ten sam tok postępowania należy przyjąć także w przypadku samolotu wyposażonego w dwa lub więcej zestawów ciśnieniowych przyrządów pilotażowych, i to zarówno w przypadku dwu lub więcej nadajników ciśnień, jak i przy jednym nadajniku obsługującym wszystkie przyrządy pilotażowe na samolocie.

Jeżeli w skład aparatury pomiarowo-rejestrującej wchodzi samopis wysokości, prędkości lub liczby  $M$  lotu, dające zapis w funkcji czasu, lub też jeśli zapis tych parametrów następuje za pomocą oscylografu — aparatura do wyznaczania stałych opóźnienia tych rejestratorów znacznie się upraszcza. Jedynym warunkiem dodatkowym jest właściwy posuw taśm — minimalne wielkości posuwu winny być takie, jakie wyżej podano dla oscylografu wchodzącego w skład aparatury służącej do naziemnego wyznaczania stałych opóźnienia. W omawianym przypadku aparatura redukuje się do następującego zestawu:

- obejma na rurkę Pitota lub nasadka,
- pompa próżniowa.

Na rys. 8 pokazano materiały otrzymane z prób naziemnych, mających na celu wyznaczenie stałej opóźnienia układu ciśnienia statycznego samolotu, na drodze filmowania wysokościomierza pokładowego. W skład tych materiałów wchodzi odcinek taśmy filmowej (w górnej części rysunku) oraz odcinek taśmy oscylografu, odpowiadający całemu pomiarowi (w dolnej części rysunku). Obie taśmy zsynchronizowane są numerami klatek filmu, przy czym klatka zerowa jest ostatnią klatką przed zerwaniem obejm. Ponieważ na omawianym rysunku nie zmieściłby się odcinek



Rys. 8. Materiały z prób naziemnych, mających na celu wyznaczenie stałej opóźnienia układu ciśnienia statycznego samolotu na drodze filmowania wysokościomierza pokładowego

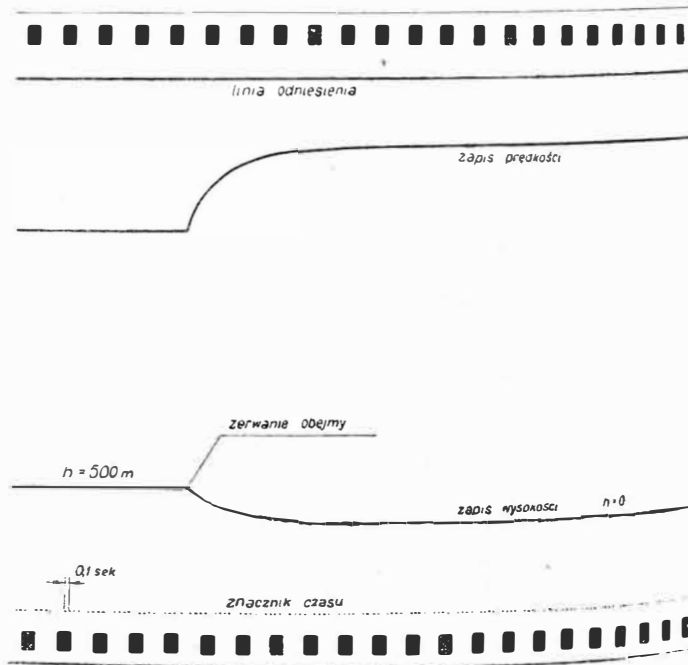
filmu z całego pomiaru, zamieszczono na nim jedynie pierwsze 10 klatek.

Z kolei, na rys. 9 pokazano wycinek taśmy z oscylografu wchodzącego w skład zainstalowanej dodatkowo na samolocie aparatury pomiarowo-rejestrującej. W tym przypadku wyznaczana była stała opóźnienia układu ciśnienia statycznego do określenia poprawek na opóźnienie, wprowadzanych do odczytanych z taśmy oscylografu: wysokości, prędkości i liczby  $M$  lotu.

Należy pamiętać, iż stałe opóźnienia wyznaczone dla danego, jednego zestawu przyrządów pokładowych lub montowanych na samolocie dodatkowo, nie obowiązują w przypadku:

- zmiany ilości przyrządów podłączanych do tego samego nadajnika ciśnień,
- zmiany przewodów instalacji ciśnieniowej podłączonej do tego samego nadajnika i to zarówno w sensie zmiany wymiarów geometrycznych, jak i zmiany jakościowej: inne promienie zagięć, inne łączniki, trójniki itp.,
- zmiany schematu połączeń instalacji ciśnieniowej podłączonej do tego samego nadajnika.

Z powyższych powodów, np. stała opóźnienia układu ciśnienia całkowitego, wyznaczona dla przyrządów pokładowych traci swą aktualność, jeżeli do tego samego nadaj-



Rys. 9. Taśma oscylografu z prób naziemnych, mających na celu wyznaczenie stałej opóźnienia układu ciśnienia statycznego samolotu dla przyrządów wchodzących w skład dodatkowej aparatury pomiarowo-rejestrującej

ciśnienie zostanie podłączona dodatkowa aparatura rejestrująca prędkość lub liczbę  $M$  lotu.  
 Z tego samego względu nie zawsze można przenosić wyniki uzyskane dla jednego egzemplarza samolotu na drugi, mimo iż są to samoloty tego samego typu. Można tak postąpić tylko w tym przypadku, jeżeli wiadomo, że ich instalacja ciśnieniowa oraz zestawy przyrządów nie uległy modyfikacji; trzeba to sprawdzać zwłaszcza wtedy, jeżeli są to samoloty z różnych serii. Dlatego też należy przyjąć jako regułę, iż przed każdymi poważniejszymi próbami, w których istotną rolę grają poprawki na opóźnienie wskaźników podstawowych pilotażowych przyrządów ciśnieniowych, powinno się wyznaczyć stałe opóźnienia dla aktualnego zestawu aparatury i przyrządów pokładowych, które będą w czasie prób używane.

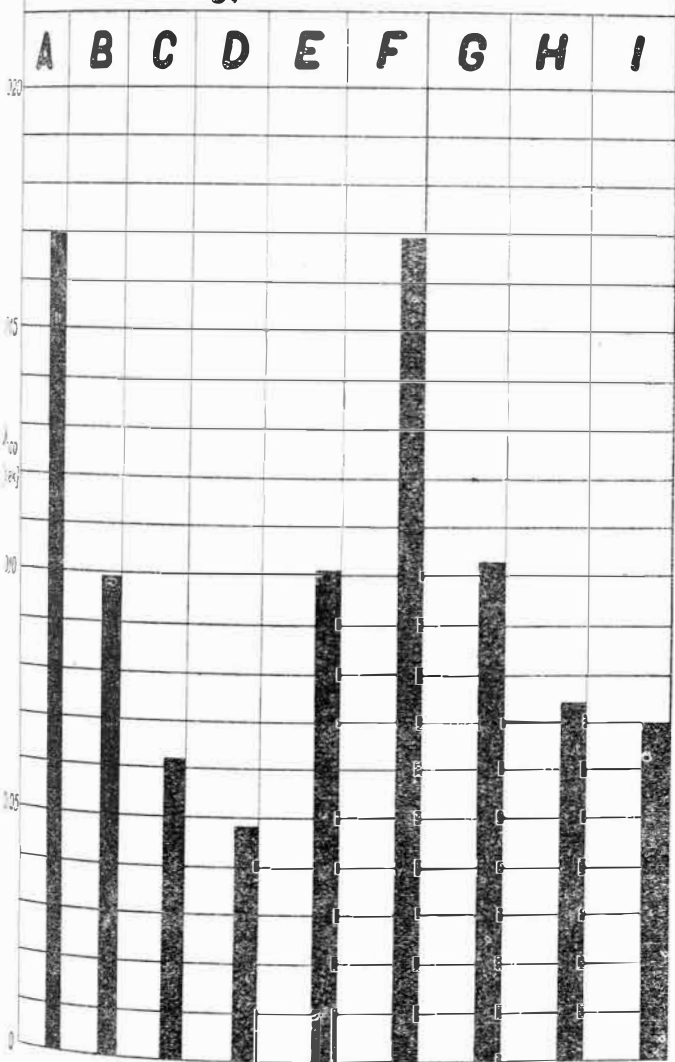
### Wyniki z prób przykładowo wybranych samolotów

Do prób wybrano 9 samolotów, zasadniczo jednosilnikowych (tylko jeden z nich jest dwusilnikowy), różnego typu, przy czym dwa z nich mają napęd tłokowy, a pozostałe odrzutowy. Oznaczono je kolejnymi, dużymi literami alfabetu łacińskiego od A do I. Uszeregowane one zostały według prędkości maksymalnie dopuszczalnych oraz pułapów praktycznych, z tym że największą prędkością i najwyższym pułapem dysponuje samolot A, najmniejszymi zaś samolot typu I. Samoloty o napędzie tłokowym oznaczono literami H oraz I.

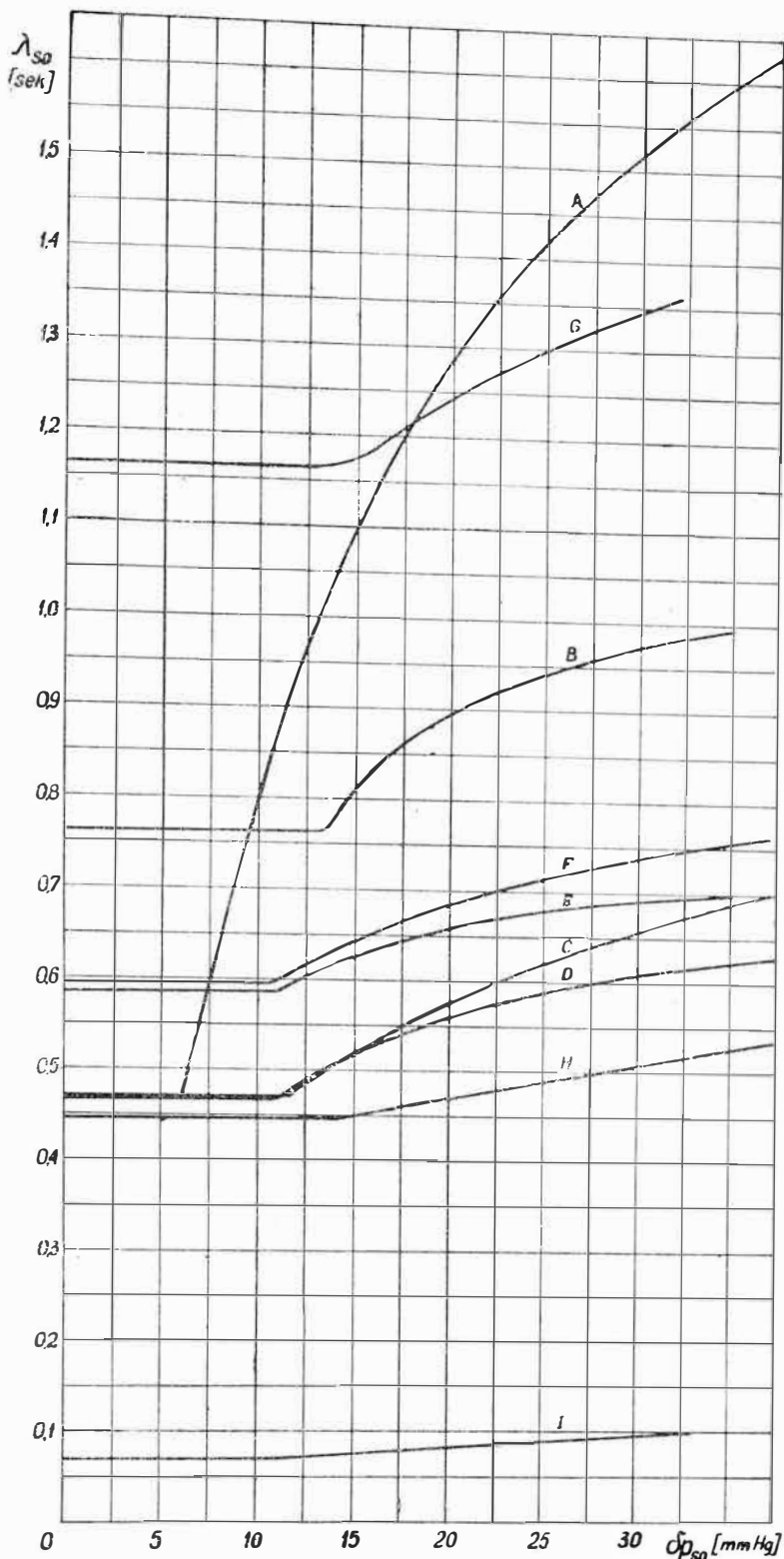
#### Stale opóźnienia

Jeżeli chodzi o stałe opóźnienia układów ciśnienia całkowitego badanych samolotów, to okazało się, że w konkretnie występujących dla tych samolotów efektywnych różnicach ciśnień między otoczeniem a instalacją, zachodzi zależność  $\lambda_{co} = f(\Delta p_{co}) = \text{const}$ . Inaczej mówiąc, okazało się,

### Typ samolotu



Rys. 10. Zestawienie stałych opóźnienia układów ciśnienia całkowitego



Rys. 11. Zestawienie zależności stałych opóźnienia zbadanych układów ciśnienia statycznego od przyłożonej efektywnej różnicy ciśnień

że tak jak to zwykle bywa, w rozpatrywanych instalacjach ciśnienia całkowitego przy danych osiągnięciach samolotów występuje tylko przepływ laminarny. Na rys. 10 zestawiono wartości stałych opóźnienia układów ciśnienia całkowitego, sprowadzone na warunki standartowe poziomu morza według Atmosfery Wzorcowej. Dla wszystkich samolotów próby przeprowadzono dla układów ciśnienia całkowitego i statycznego z podłączonym do instalacji normalnym zestawem przyrządów pilotażowych oraz odbiorników ciśnienia całkowitego i statycznego. Jak widać z rys. 10 średnie wartości stałej opóźnienia układów ciśnienia całkowitego układają się w pasmie  $\lambda_{co} = 0,05 \div 0,10$  sek. Analizując bliżej omawiane zestawienie można zauważyć, że w grupie jednosilnikowych samolotów z jednoosobową załogą (jeden komplet przyrządów) A-D, największą wartość osiąga  $\lambda_{co}$  dla samolotu A, po czym maleje dla B, C i osiąga najmniejszą wartość dla D. Jeżeli weźmie się pod uwagę, że osiągi

samolotów rosna od D do A, a co za tym idzie we współczesnej technice lotniczej, wyposażenie w odbiorniki ciśnienia całkowitego wzbogaca się, a instalacja komplikuje — owa tendencja wzrostu wartości  $\lambda_{co}$  dla samolotów szybszych i nowocześniejszych jest zupełnie uzasadniona. Ta tendencja z kolei sygnalizuje niebezpieczeństwo nadmiernego wzrostu wartości  $\lambda_{co}$ , a co za tym idzie i wzrostu wielkości poprawek na opóźnienie wskazań prędkościomierzy i machometrów samolotów w nieustalonym locie na stałej wysokości.

Jeżeli chodzi o stałą opóźnienia  $\lambda_{co}$  dla samolotu F, to jej duża wartość wynika stąd, iż jest to samolot z wieloosobową załogą, o dużej ilości przyrządów ciśnieniowych, a przy tym z racji dużych gabarytów płatowca — o długich przewodach instalacji ciśnieniowej. Wszystko to jednak nie usprawiedliwia tak dużej wartości  $\lambda_{co}$  — skąd wnioszek, że instalacja ciśnienia całkowitego tego samolotu, z punktu widzenia opóźnienia wskazań, jest nie najlepiej zaprojektowana.

Na rys. 11 zestawiono zależności stałych opóźnienia, zbadanych układów ciśnienia statycznego, od przyłożonej efektywnej różnicy ciśnień. Zależności te typu  $\lambda_{so} = f(\delta p_{so})$  odpowiadają warunkom standardowym na poziomie morza według Atmosfery Wzorcowej. Analizując rys. 11 można stwierdzić co następuje:

— zakres średnio osiągniętych wartości stałej opóźnienia układów ciśnienia statycznego w zakresie przepływu laminarnego zawiera się w granicach  $\lambda_{so} = 0,45 \div 0,60$  sek.,

— zakres laminarności przepływu w instalacji sięga — dla wszystkich samolotów z wyjątkiem typu A — do  $\delta p_{so} = 11 \div 14$  mm Hg, co odpowiada (przy  $\lambda_{so} = 0,45 \div 0,60$  sek) pionowej składowej prędkości rzeczywistej samolotu na poziomie morza  $h\tau = 200 \div 350$  m/sek, a na wysokości 11 000 m nawet  $h\tau = 430 \div 750$  m/sek. Jak łatwo zauważyć w tabeli T.10, w większości przypadków stanów lotów nurkowych omawiane samoloty nie przekraczają w.w. prędkości pionowych, a co za tym idzie wartości stałych opóźnienia dla danych samolotów przyjmują swoją wartość najmniejszą; naturalnie, poprawki na opóźnienie wskazań pilotażowych przyrządów ciśnieniowych też są w tym przypadku

najmniejsze. Oczywiście ideałem byłoby, aby dla całego zakresu pionowych prędkości samolotu w instalacji istniał tylko przepływ laminarny. Niestety dla samolotów szybkich postulat tego spełnić się z zasady nie udaje,

— omawiane zależności dla samolotów A-D dadzą się zinterpretować podobnie, jak i w przypadku stałych opóźnienia układów ciśnienia całkowitego tychże samolotów (patrz uwagi odnośnie rys. 10),

— szczególnie niekorzystnie na tle pozostałych samolotów wypada instalacja ciśnienia statycznego samolotu G i — w zakresie przepływu burzliwego — samolotu A,

— bardzo małe wartości osiąga stała opóźnienia instalacji samolotu I — co uzasadnione jest prostotą instalacji i ubogim wyposażeniem w ciśnieniowe przyrządy pilotażowe. Poprawki na opóźnienie wskazań

Na podstawie wyznaczonych doświadczalnie stałych opóźnienia układów ciśnienia statycznego i całkowitego omawianych samolotów, wykonano obliczenia poprawek na opóźnienie wskazań wysokościomierzy, prędkościomierzy i machometrów tychże samolotów, dla różnych, charakterystycznych stanów lotu. Zestawione w poniższych tabelach i na wykresach wyniki obowiązują dla danego, rozpatrywanego samolotu:

— który wyposażony jest jedynie w normalny zestaw pilotażowych przyrządów ciśnieniowych i normalny zestaw odbiorników ciśnienia pobieranego od rurki Pitota;

— o poprawce aerodynamicznej prędkościomierza równej lub bliskiej zeru;

— o ciężarze maksymalnym (w wersji podstawowej — bez podwieszeń), zmniejszonym o połowę ciężaru zabieranego paliwa (za wyjątkiem przykładu dotyczącego półpetli);

— wykonującego lot w warunkach Atmosfery Wzorcowej.

W przytoczonych tabelach podano wartości poszczególnych parametrów po zaokrągleniu ich — obliczenia dokonano z reguły na liczbach o ilości miejsc znaczących — zwiększonej o jeden. Znak „minus” przy danej poprawce oznacza, że wielkość mierzona w stosunku do rzeczywistej jest za duża o wartość poprawki, i odwrotnie — „plus”, że jest za mała.

Tabela T. 10

Wyniki obliczeń poprawek na opóźnienie wskazań wysokościomierza w lotach nurkowych

1 Oznaczenie samolotu	2 Wariant lotu	3 $h_{pp} \approx h$ m	4 V km/h	5 $h_z$ m sek	6		7		8		9		10 $\frac{\delta h_{op\lambda} - \delta h_{op\lambda}^*}{\delta h_{op\lambda}} 100$ %
					$\delta h_{op}$ m	$\frac{\delta h_{op}}{h_{pp}} 100$ %	$\delta h_{op}$ m	$\frac{\delta h_{op}}{h_{pp}} 100$ %	$\delta h_{op}$ m	$\frac{\delta h_{op}}{h_{pp}} 100$ %	$\delta h_{op}$ m	$\frac{\delta h_{op}}{h_{pp}} 100$ %	
A	I	×	×	×	×	-11,42	×	×	-12,56	-10			
	II	3000	×	×	-692	-23,06	-776	-25,88	-12,21				
	III	2000	×	×	-94	-4,72	-104	-5,19	-10				
B	I	×	×	×	×	-7,25	×	×	-7,98	-10			
	II	3000	×	×	-448	-14,95	-503	-16,77	-12,22				
	III	2000	×	×	-205	-10,25	-226	-11,28	-10				
C	I	13 300	985	-273	-663	-5,02	-734	-5,52	-10				
	II	3000	1075	-298	-192	-6,41	-211	-7,05	-10				
	III	2000	1197	-166	-96	-4,80	-106	-5,23	-10				
D	I	12 400	956	-265	-559	-4,50	-614	-4,96	-10				
	II	3000	981	-272	-174	-5,81	-192	-6,39	-10				
	III	2000	1100	-153	-88	-4,39	-96	-4,82	-10				
E	I	12 200	879	-244	-623	-5,11	-686	-5,62	-10				
	II	3000	979	-272	-223	-7,42	-251	-8,36	-12,57				
	III	2000	1191	-153	-110	-5,50	-121	-6,05	-10				
F	I	9300	759	-211	-385	-3,92	-423	-4,32	-10				
	II	3000	830	-231	-138	-6,27	-207	-6,89	-10				
	III	2000	872	-121	-89	-4,43	-97	-4,87	-10				
G	I	9500	723	-201	-687	-7,23	-756	-7,95	-10				
	II	3000	739	-205	-345	-11,52	-388	-12,94	-12,33				
	III	2000	786	-109	-156	-7,79	-171	-8,57	-10				
H	I	3600	481	-133	-87	-2,42	-96	-2,66	-10				
	II	3000	467	-139	-79	-2,64	-87	-2,90	-10				
	III	2000	494	-69	-38	-1,88	-41	-2,06	-10				
I	III	2000	286	-40	-3	-0,16	-1	-0,18	-10				



Tabele T. 10, T. 11 i T. 12 zawierają wyniki obliczeń poprawek na opóźnienie wskazań wysokościomierzy, prędkościomierzy i machometrów w trzech wariantach lotu nurkowego, przy czym dwa pierwsze dotyczą pionowego lotu nurkowego, a ostatni lotu z kątem toru  $\Theta = -30^\circ$ . Ponadto, wariant I i II został opracowany przy założeniu przyspieszeń pozornych różnych od zera, a III dla założonego przyspieszenia pozornego równego zeru. (Uwaga: przez przyspieszenie pozorne  $V_{0\tau}$  należy rozumieć pochodną prędkości równoważnej względem czasu).

Dla wariantu I i II wyznaczono dodatkowo poprawki na opóźnienie wskazań prędkościomierzy i machometrów w przypadku przyspieszenia pozornego równego zeru.

Powyższe warianty zostały tak dobrane, by wychwycić opóźnienia wskazań zbliżone do maksymalnie możliwych w locie i to zarówno dla małych, jak i dużych wysokości, a ponadto aby w danym wariantcie uzyskać porównywalną jakość instalacji ciśnieniowych wszystkich rozpatrywanych samolotów. Naturalnie wzrost porównywać można jedynie procentowe wartości poprawek.

W w.w. tabelach zestawiono poprawki na opóźnienie wskazań, obliczone dla zmierzonych wartości stałych opóźnień oraz dla tychże stałych opóźnień, zwiększonych

o 10%. To ostatnie miało na celu pokazanie, jaki wpływ ma dziesięcioprocentowa pomyłka w wyznaczaniu stałych opóźnień dla dwóch egzemplarzy samolotu danego typu, na wielkość poprawek na opóźnienie wskazań.

Tabela T. 10 zawiera poprawki na opóźnienie wskazań wysokościomierzy wraz z charakterystycznymi parametrami, dla których one obowiązują. Jeśli chodzi o wartości bezwzględne poprawek, to widać ich wzrost ze wzrostem wysokości lotu — jeszcze lepiej uwidacznia to tabela T. 13. Największe wartości bezwzględne osiągają poprawki dla samolotów A, B i G, co pokrywa się z wynikami przedstawionymi na rys. 11. Na tym tle szczególnie niekorzystnie wypada samolot G, którego prędkości pionowe  $h_r$  są mniejsze niż samolotów C, D, E i F. Wartości procentowe poprawek — odniesione do prędkości przyrządowej poprawionej — także wykazują gorszą jakość charakterystyk instalacji ciśnieniowych samolotów A, B i G. Opóźnienia wysokościomierza samolotu I są natomiast zupełnie pomijalne.

Na rys. 12 zestawiono procentowe wartości poprawek na opóźnienie wskazań wysokościomierzy. Poprawki te wyznaczono dla znalezionych wartości stałych opóźnień. Dla wartości stałych opóźnień  $\lambda^\circ = 1,1\lambda$  poprawki podano jedynie w tabeli. Jak widać z niej, wzrost stałej opóźnienia o 10% powoduje wzrost poprawki o wartość większą lub równą 10%, przy czym w zakresie przepływu laminarnego w instalacji — właśnie o 10%, a w zakresie przepływu nielaminarnego o wartość większą od 10%. W obu tych przypadkach, jak widać z tabeli, przy dużych bezwzględnych wartościach poprawek zmiana taka jest zupełnie wyraźna.

W tabeli T. 10 i T. 11 dla samolotu I podane są wyniki jedynie w III wariantcie lotu. Wynika to stąd, że wariant I i II nie da się zrealizować w przypadku tego samolotu.

W tabeli T. 11 zestawiono z kolei poprawki na opóźnienie wskazań prędkościomierzy dla omawianych samolotów w omówionych wyżej wariantach lotów nurkowych. Poprawki te w wielkościach bezwzględnych jak i procentowych, wyznaczono dla następujących przypadków:

— przyspieszenie pozorne różne od zera, o wielkości wynikającej z założeń podanych przy omawianiu wariantów lotów nurkowych — dla zmierzonych wartości stałych opóźnień (kolumna 8 i 9 dla wariantu I i II) oraz stałych opóźnień zwiększonych o 10% (kolumna 12 i 13 dla tychże wariantów);

— przyspieszenie pozorne równe zeru, wartości stałych opóźnień odpowiadające zmierzonym (kolumna 17 i 18) — w tym przypadku wariant III lotu nurkowego pozostał niezmodyfikowany, natomiast w I i II różnice polegają na przyjęciu przyspieszenia pozornego równego zeru.

Jak widać z tabeli, wartości bezwzględne poprawek są rzędu  $-20 \frac{\text{km}}{h}$  dla przyspieszeń pozornych różnych od zera.

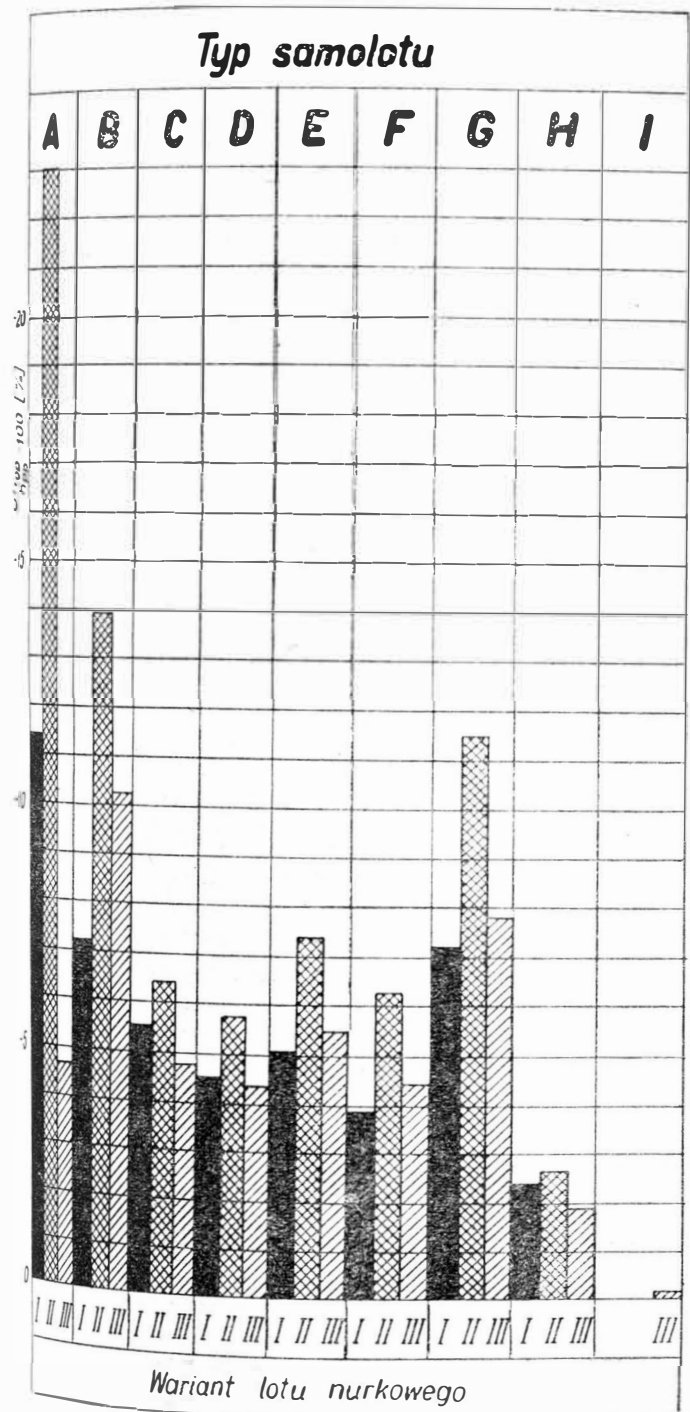
Przy przyspieszeniach równych zeru poprawki wzrastają przeciętnie o dalsze  $6 \div 8 \frac{\text{km}}{h}$ .

Wzrost stałych opóźnień o 10% powoduje — dla zakresu przepływu laminarnego w instalacjach — taki sam przyrost poprawki na opóźnienie wskazań prędkościomierza, jak to miało miejsce w przypadku wysokościomierza. Uwaga ta odnosi się także do poprawek na opóźnienie wskazań machometrów, zestawionych w tabeli T. 12.

Na rys. 13 zestawiono wyznaczone dla zmierzonych wartości stałych opóźnień procentowe wartości poprawek na opóźnienie wskazań prędkościomierzy, w trzech omówionych wyżej wariantach lotu nurkowego. Jak widać z rysunku, największą swoją wartość procentową poprawki osiąga z reguły na największej wysokości (wariant I). Bardzo niekorzystnie w tym zestawieniu wypada samolot G. Tak procentowe, jak i bezwzględne (patrz tabela T. 11) wartości poprawek jego prędkościomierza osiągają największe wartości.

Na rys. 14 zestawiono dla porównania procentowe wartości poprawek na opóźnienie wskazań prędkościomierza dla I wariantu lotu nurkowego, w którym przyspieszenie pozorne  $V_{0\tau} \neq 0$  oraz dla tegoż wariantu zmodyfikowanego przez założenie, iż  $V_{0\tau} = 0$ . Okazuje się, że w tym drugim przypadku poprawki rosną przeciętnie o 15 ÷ 25%, a nawet więcej w poszczególnych przypadkach. Podobne wyniki dla wariantu II zestawiono jedynie w tabeli T. 11.

W w.w. tabeli podano także prędkości rzeczywiste wyliczone z prędkości przyrządowej poprawionej z uwzględnieniem



Rys. 12. Zestawienie procentowych poprawek na opóźnienie wskazań wysokościomierza, wyznaczonych dla zmierzonych wartości stałych opóźnień

niem opóźnienia wskazań  $V_{ppp}$ . Są to wielkości o tyle ciekawe, że pokazują na ile różni się prędkość rzeczywista samolotu, realizowana faktycznie w locie, od założonej prędkości rzeczywistej  $V$ , przy posługiwaniu się przez pilota wskazaniem prędkości i wysokości przyrządowej. Na różnicę tę wpływa zarówno opóźnienie wskazań prędkości przyrządowej, jak i wysokości przyrządowej, ponieważ  $V_{ppp} = f(V_{ppp}; h_{ppp})$ . Procentowe wartości różnicy prędkości założonej i faktycznej (kolumna 11 dla zmierzonych  $\lambda$ , kolumna 15 dla stałych opóźnienia zwiększonych o 10% oraz kolumna 20 dla zmierzonych  $\lambda$  — w lotach z przyspieszeniem pozornym  $V_{ot} = 0$ ) w porównaniu z procentowymi poprawkami na opóźnienie wskazań (odpowiednio kolumny: 9, 13 i 18) wykazują średnio dwukrotny wzrost.

Poprawki na opóźnienie wskazań machometrów w lotach nurkowych — przy tych samych jak wyżej wariantach — zestawiono w tabeli T. 12. Nie wyznaczono tu poprawek dla samolotów tłokowych H oraz I, ze względu na to, iż w samolotach o małych prędkościach lotu pomiaru liczby  $M$  z zasady się nie dokonuje, a tym bardziej nie instaluje się w nich machometrów. Najniekorzystniej wypadają tu instalacje samolotów A i G. Poprawki na opóźnienie wskazań zarówno co do wartości bezwzględnej, jak i procentowej — osiągają dla nich największe wartości.

Podobnie, jak w tabeli T. 11 dla prędkościomierzy, także dla machometrów w tabeli T. 12 bezwzględne i procentowe wartości poprawek na opóźnienie wskazań wyznaczono dla następujących przypadków:

— przyspieszenie pozorne różne od zera, o wielkości jak w tabeli T. 11 (kolumna 6) — dla zmierzonych wartości stałych opóźnienia (kolumna 9 i 10 dla wariantów I i II) oraz stałych opóźnienia zwiększonych o 10% (kolumna 11 i 12 dla tychże wariantów);

— przyspieszenie pozorne równe zeru, wartości stałych opóźnienia odpowiadające zmierzonym (kolumna 15 i 16) — w tym przypadku wariant III lotu nurkowego pozostał

w niezmienionej formie, natomiast w I i II różnice polegają na przyjęciu  $V_{ot} = 0$ .

Jak widać z tabeli, dla zmierzonych wartości stałych opóźnienia i przyspieszenia pozornego  $V_{ot} \neq 0$  poprawki na opóźnienie wskazań machometrów wahają się przeciętnie w granicach  $-0,07 \div -0,10$  dla wariantu I i około 0,02 dla II. Okazuje się, iż przy realizowaniu wariantów I i II z przyspieszeniem pozornym  $V_{ot} = 0$  poprawki machometrów wzrastają średnio o  $5 \div 15\%$  (wyjątkowo nawet do  $30\%$ ) wartości poprawek dla przyspieszenia  $V_{ot} \neq 0$ .

Na rys. 15 zestawiono dla porównania procentowe wartości poprawek na opóźnienie wskazań machometrów, wyznaczone dla zmierzonych wartości stałych opóźnienia, w trzech podstawowych wariantach lotu nurkowego. Jak widać, największą wartość poprawki osiągają w I wariantcie, a więc na wyższych wysokościach lotu. Średnio osiągnięte wartości dla wariantu I są rzędu  $7\%$ , a dla II wariantu  $2 \div 3\%$ .

Rys. 16 z kolei, pokazuje porównawczo procentowe wartości poprawek machometrów dla I wariantu lotu nurkowego w dwu przypadkach: dla  $V_{ot} \neq 0$  oraz  $V_{ot} = 0$ .

Tak przedstawiają się wyniki dla omówionych trzech wariantów lotu nurkowego. Celem uzyskania bezpośredniej porównywalności wyników dla danego samolotu przy zmianie wysokości lotu, jak również dla uzyskania możliwości porównania poprawek na opóźnienie dwu samolotów przy tej samej prędkości lotu — wykonano obliczenia poprawek na opóźnienie wskazań wysokościomierzy, prędkościomierzy i machometrów samolotów B i C w pionowym locie nur-

kowym ze stałą prędkością rzeczywistą  $V = 1000 \frac{\text{km}}{\text{h}}$  (tj.

$$h_r = -278 \frac{\text{m}}{\text{sek}}).$$

Wyniki tych obliczeń przedstawiono w tabeli T. 13. Przy przeglądaniu tej tabeli rzucają się w oczy następujące fakty:

Tabela T. 11

Wyniki obliczeń poprawek na opóźnienie wskazań prędkościomierza w lotach nurkowych

1	2	3	4	5	6	7	dla $V_{ot}$ z kolumny 6								dla $V_{ot} = 0$															
							8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19	20											
																				$\delta V_{op}$	$\frac{\delta V_{op}}{V_{pp}} \cdot 100$	$V_{ppp}$	$\frac{V - V_{ppp}}{V} \cdot 100$	$\delta V_{op}$	$\frac{\delta V_{op}}{V_{pp}} \cdot 100$	$V_{ppp}$	$\frac{V - V_{ppp}}{V} \cdot 100$			
																				dla zmierzonych $\lambda$				dla $\lambda^0 = 1,1 \lambda$				dla zmierzonych $\lambda$		
km/h	m/sek	m/sek <sup>2</sup>	km/h	km/h	%	km/h	%	km/h	%	km/h	%	km/h	%																	
A	I	Jak w tabeli T. 10	X	X	X	X	X	-2,27	X	13,24	X	-2,50	X	14,46	X	-3,14	X	14,00												
	II							-4,36		6,87		-4,91		7,72		-4,80		7,27												
	III							-		-		-		-		-0,49		0,80												
B	I	X	X	X	X	X	X	-2,21	X	8,63	X	-2,43	X	9,44	X	-3,15	X	9,44												
	II							-1,94		3,43		-2,18		3,87		-2,17		3,63												
	III							-		-		-		-		-0,83		1,58												
C	I	11,09	487	-23,3	-4,78	900	8,59	-25,6	-5,26	892	9,35	-10	-30,7	-6,30	888	9,76														
	II																12,44	951	-11,1	-1,17	1054	1,92	-12,2	-1,29	1051	2,15	-10	-13,4	1061	2,20
	III																-	1108	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-5,8	-0,52	1186
D	I	10,48	505	-24,3	-4,81	882	7,67	-26,7	-5,29	875	8,42	-10	-29,1	-5,76	875	8,49														
	II																11,54	865	-12,4	-1,44	959	2,19	-13,7	-1,58	958	2,34	-10	-14,2	958	2,34
	III																-	1015	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-6,1	-0,61	1090
E	I	10,64	466	-23,9	-5,14	864	8,56	-26,3	-5,65	797	9,36	-10	-34,7	-7,44	786	10,55														
	II																11,03	863	-13,8	-1,60	955	2,47	-15,7	-1,82	952	2,81	-12,57	-17,3	951	2,88
	III																-	1017	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-7,4	-0,72	1089
F	I	10,23	466	-13,1	-2,80	724	4,57	-14,4	-3,08	721	4,97	-10	-26,8	-5,75	703	7,28														
	II																10,22	727	-10,3	-1,42	812	2,17	-11,4	-1,57	810	2,41	-10	-16,4	805	3,04
	III																-	800	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-7,6	-0,96	860
G	I	9,66	450	-52,4	-11,64	621	14,12	-62,4	-13,85	604	16,47	-10	-60,5	-13,43	609	15,78														
	II																9,71	645	-37,8	-5,86	685	7,23	-42,6	-6,60	679	8,11	-12,33	-41,5	681	7,77
	III																-	720	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-18,0	-2,50	762
H	I	7,97	404	-12,8	-3,17	463	3,56	-14,1	-3,48	462	3,87	-10	-15,6	-3,85	460	4,18														
	II																8,03	405	-12,3	-3,04	450	3,55	-13,6	-3,35	450	3,66	-10	-15,0	448	3,98
	III																-	450	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-6,9	-1,54	486
I	III	-	260	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-0,01	-0,004	286	0,03														

Tabela T. 12

Wyniki obliczeń poprawek na opóźnienie wskazań machometru w lotach nurkowych

1	2	3	4	5	6	7	dla $V_{Or}$ z kolumny 6						13	dla $V_{Or} = 0$									
							8	9	10	11	12	14		15	16								
																$M_t$	$\delta M_{Op}$	$\frac{\delta M_{Op}}{M_{pp}} \cdot 100$	$\delta M_{Op}$	$\frac{\delta M_{Op}}{M_{pp}} \cdot 100$	$M_t$	$\delta M_{Op}$	$\frac{\delta M_{Op}}{M_{pp}} \cdot 100$
h	v	$h_t$	$V_{Or}$	$M_{pp} \approx M$	—	$\frac{1}{\text{sek}}$	—	%	—	%	$\frac{\delta M_{Op}}{M_{pp}} \cdot 100$	—	%	—	%								
m	km/h	m/sek	m/sek <sup>2</sup>	—	—	1/sek	—	%	—	%	%	1/sek	—	%	—	%							
A	I					×	×	×	-14,07	×	-15,48	-10	×	×	-14,48								
	II					×	×	×	-7,61	×	-8,56	-12,43	×	×	-8,00								
	III					×	×	×	—	×	—	—	×	×	-0,85								
B	I					×	×	×	-8,67	×	-9,54	-10	×	×	-9,14								
	II					×	×	×	-4,02	×	-4,53	-12,47	×	×	-4,23								
	III					×	×	×	—	×	—	—	×	×	-1,75								
C	I					0,9270	0,04139	-0,0204	-8,67	-0,0884	-9,54	-10	0,00381	-0,0874	-9,42								
	II					0,9087	0,04115	-0,0186	-2,05	-0,0205	-2,25	-10	0,00328	-0,0205	-2,26								
	III					1,0000	—	—	—	—	—	—	0,00393	-0,0094	-0,94								
D	I					0,9000	0,03912	-0,0715	-7,94	-0,0786	-8,73	-10	0,00359	-0,0760	-8,44								
	II					0,8295	0,03786	-0,0188	-2,26	-0,0206	-2,49	-10	0,00274	-0,0202	-2,44								
	III					0,9200	—	—	—	—	—	—	0,00333	-0,0092	-1,00								
E	I					0,8280	0,03912	-0,0750	-9,06	-0,0825	-9,96	-10	0,00304	-0,0851	-10,28								
	II					0,8280	0,03630	-0,0216	-2,61	-0,0245	-2,96	-13,32	0,00273	-0,0246	-2,97								
	III					0,9200	—	—	—	—	—	—	0,00333	-0,0109	-1,19								
F	I					0,7020	0,03624	-0,0385	-5,49	-0,0424	-6,04	-10	0,00218	-0,0513	-7,30								
	II					0,7020	0,03307	-0,0158	-2,25	-0,0174	-2,47	-10	0,00196	-0,0209	-2,98								
	III					0,7285	—	—	—	—	—	—	0,00208	-0,0092	-1,27								
G	I					0,6660	0,03499	-0,1054	-15,82	-0,1159	-17,40	-10	0,00196	-0,1128	-16,94								
	II					0,6248	0,03112	-0,0473	-7,57	-0,0533	-8,53	-12,66	0,00155	-0,0505	-8,08								
	III					0,6566	—	—	—	—	—	—	0,00169	-0,0212	-3,23								

— ze wzrostem wysokości lotu, tak bezwzględne, jak procentowe wartości poprawek wzrastają, za wyjątkiem procentowych poprawek wysokościomierzy, które swoje minimum osiągają na wysokości około 8000 m;

— wartości poprawek dla samolotu B są znacznie większe niż dla samolotu C, co uzasadnione jest różnicą w wartościach stałych opóźnienia (patrz rys. 11); pomimo że opóźnienie układu ciśnienia całkowitego, odejmujące się w tym przypadku od opóźnienia układu ciśnienia statycznego, dla przed-

kościomierza i machometru (patrz wzory [21b] i [33b]) — jest także większe dla samolotu B (patrz rys. 10), to zgodnie z podanym we wstępie stwierdzeniem, że opóźnienie układu ciśnienia statycznego ma decydujący wpływ na wartości poprawek, te ostatnie są większe dla samolotu B.

Przy wyciąganiu wniosków z danych zestawionych w tabeli T. 13 należy pamiętać, że opóźnienia układów ciśnieniowych samolotu B należą do stosunkowo dużych, a samolotu C — do przeciętnie spotykanych (patrz rys. 10 i 11).

Tabela T. 13

Wyniki obliczeń poprawek na opóźnienie wskazań wysokościomierza, prędkościomierza i machometru w pionowym locie nurkowym samolotów B i C ze stałą prędkością rzeczywistą  $V = 1000 \frac{\text{km}}{\text{h}}$  (tj.  $h\tau = 278 \frac{\text{m}}{\text{sek}}$ )

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11
Czaszanie samolotu	h	$V_{pp} \approx V_o$	$M_{pp} \approx M$	$M_t$	$\delta h_{Op}$	$\frac{\delta h_{Op}}{h_{pp}} \cdot 100$	$\delta V_{Op}$	$\frac{\delta V_{Op}}{V_{pp}} \cdot 100$	$\delta M_{Op}$	$\frac{\delta M_{Op}}{M_{pp}} \cdot 100$
	m	$\frac{\text{km}}{\text{h}}$	—	$\frac{1}{\text{sek}}$	m	%	$\frac{\text{km}}{\text{h}}$	%	—	%
B	3000	882	0,8456	0,00284	-330	-11,01	-26,0	-2,94	-0,0375	-4,43
C					-179	-5,96	-13,9	-1,57	-0,0200	-2,37
B	5000	806	0,8667	0,00306	-369	-7,37	-26,4	-3,28	-0,0428	-4,93
C					-224	-4,47	-16,0	-1,98	-0,0259	-2,98
B	7000	732	0,8897	0,00331	-459	-6,56	-30,2	-4,12	-0,0552	-6,21
C					-282	-4,03	-18,5	-2,53	-0,0339	-3,81
B	9000	660	0,9146	0,00360	-587	-6,52	-34,8	-5,27	-0,0731	-7,99
C					-361	-4,01	-21,4	-3,23	-0,0449	-4,91
B	11000	590	0,9416	0,00393	-767	-6,97	-40,6	-6,33	-0,0994	-10,55
C					-472	-4,29	-24,9	-4,22	-0,0610	-6,48
B	13000	509	0,9416	0,00393	-1049	-8,07	-48,3	-9,48	-0,1360	-14,44
C					-645	-4,96	-29,7	-5,83	-0,0835	-8,87

Na rys. 17 — według wyników z tabeli T. 13 — zestawiono w formie graficznej procentowe wartości poprawek na opóźnienie wskazań wysokościomierza samolotów B i C, w funkcji wysokości, a na rys. 18 procentowe wartości poprawek prędkościomierza i machometrów tych samolotów.

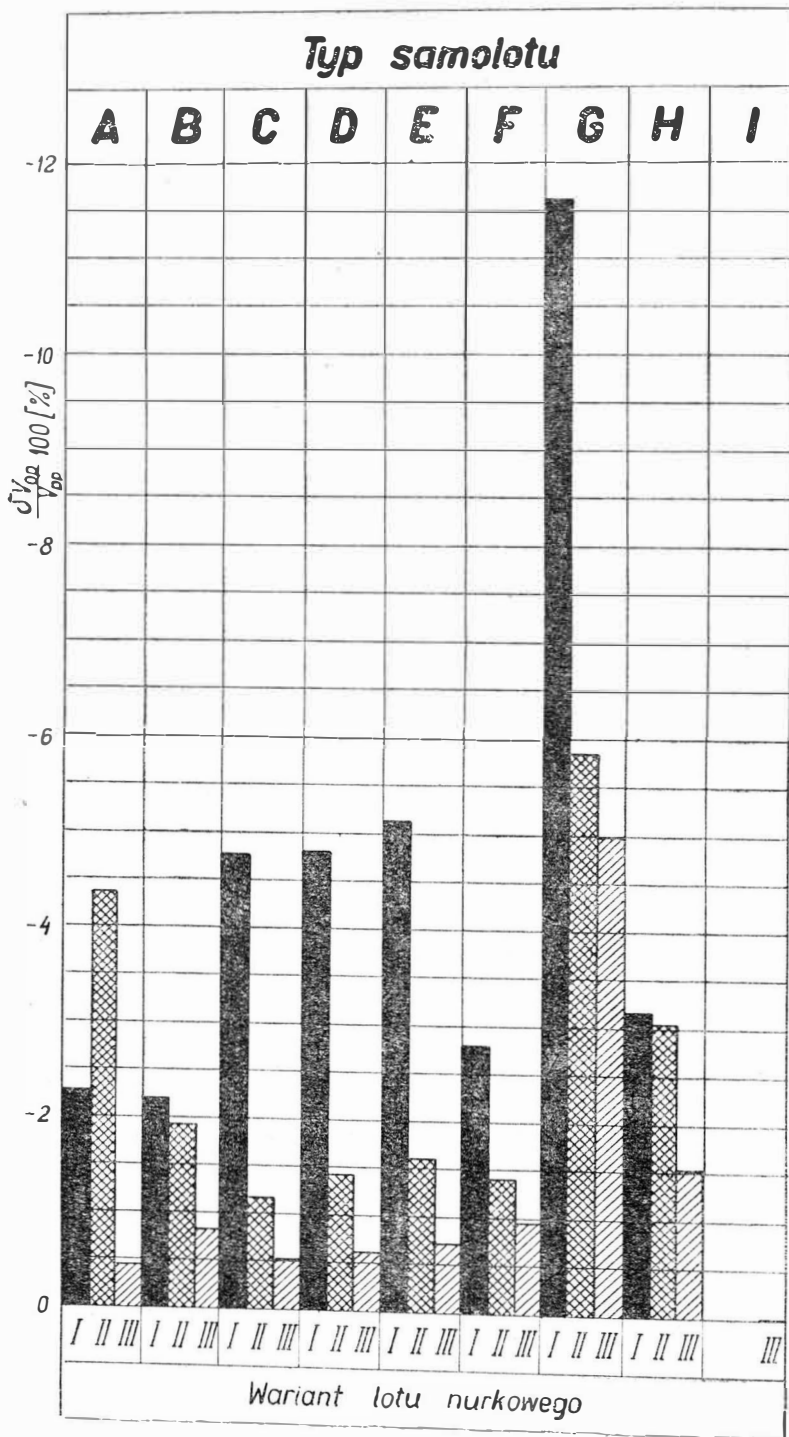
Dla zilustrowania wielkości opóźnień wysokościomierza i prędkościomierza pokładowego podczas wykonywania manewrów krzywoliniowych w płaszczyźnie pionowej, w tabeli T. 14 zestawiono przykładowe wyniki uzyskane dla samolotu C wykonującego półpętlę. Założenia przyjęte do wyznaczania toru półpętli i parametrów kinematycznych samolotu były następujące:

— ciężar samolotu odpowiadający ciężarowi samolotu bez podwieszeń, z 50% zapasem paliwa i dodatkowym obciążeniem o łącznym ciężarze 200 kG;

— wprowadzenie do półpętli odbywa się na wysokości 100 m, przy zmianie przeciążenia normalnego  $n_z = 1 \div 4$

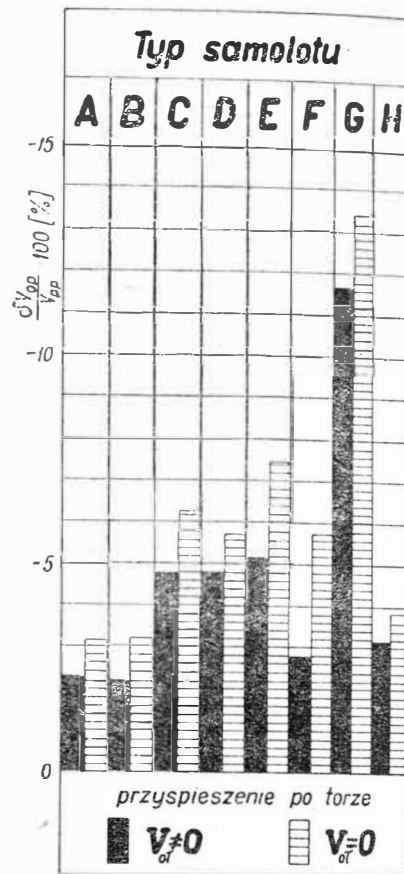
z gradientem  $n_{zr} \approx 1 \frac{1}{\text{sek}}$ ;

- przeciążenie normalne w półpętli  $n_z = 4 = \text{const.}$ ;
- stan atmosfery — wg Atmosfery Wzorcowej;
- silnik pracujący na obrotach maksymalnych.



Rys. 13. Zestawienie procentowych poprawek na opóźnienie wskazań prędkościomierza, wyznaczonych dla zmierzonych wartości stałych opóźnień

W kolumnach 2, 3 i 5 tabeli T. 14 podano — wybrane z pełnych wyników obliczeń — wartości parametrów kinematycznych w momencie osiągnięcia przez samolot w półpętli kąta toru  $\Theta = 110^\circ$ . Dla skomentowania wpływu opóźnienia wskazań na wykonywane przez pilota zadanie można rozpatrzeć następujący przykład. Jeżeli pilot samolotu zrzuci bombę lub odstrzeliwi rakiety niesterowane w punkcie toru  $\Theta = 110^\circ$ , identyfikując go jako odpowiadający wysokości obliczeniowej  $h = 2420$  m (kolumna 2), to nie biorąc pod uwagę poprawki  $\delta h_{ob} = 118$  m (kolumna 6), wykonuje swoje zadania na faktycznej wysokości  $h_f = 2538$  m (kolumna 7), a więc w punkcie toru odpowiadającym  $\Theta_f = 117^\circ$  (kolumna 13), co w przypadku użycia bomb lub pocisków



Rys. 14. Porównanie procentowych poprawek na opóźnienie wskazań prędkościomierza dla wariantu I lotu nurkowego ( $V_{0r} \neq 0$ ) oraz wariantu Ia ( $V_{0r} = 0$ )

niesterowanych wpływa na zwiększenie rozrzutu. W podobny sposób można przeanalizować pozostałe wyniki, podane w tabeli T. 14, w tym również dotyczące opóźnienia wskazań prędkościomierza. Dla samolotów szybszych i o większych wartościach stałych opóźnień (stałe opóźnienia samolotu C są stosunkowo małe) efekty opóźnienia wskazań byłyby jeszcze większe.

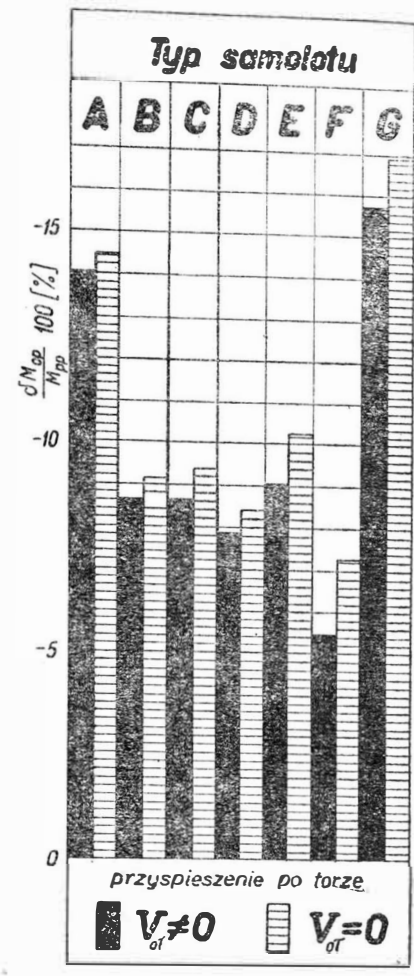
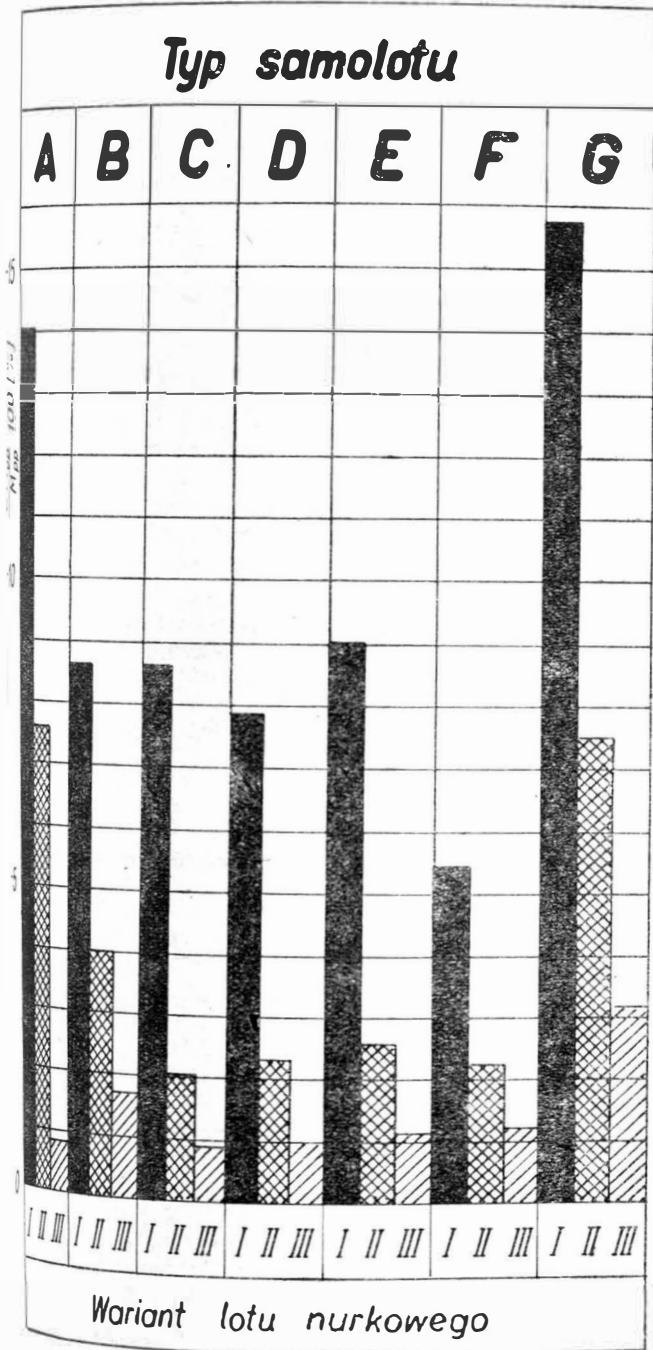
W celu zorientowania się w opóźnieniach prędkościomierza i machometru w nieustalonych lotach poziomych, w tabeli T. 15 zestawiono wyniki obliczeń poprawek dla samolotu C: w rozpędzaniu z włączonym dopalaczem oraz w hamowaniu przy obrotach minimalnych, z wypuszczonymi kłapami hamulcowymi. Wyniki dotyczą lotu na stałej wysokości. Jak widać, poprawki te są pomijalnie małe i dla obu przyrządów nie przekraczają 0,13% wartości wskazywanych, rozpatrywanych parametrów w lotu. Nawet dwukrotne zwiększenie wartości stałej opóźnienia układu ciśnienia całkowitego nie zwiększyłyby poprawek na tyle, aby trzeba je było uwzględniać.

#### Wnioski końcowe

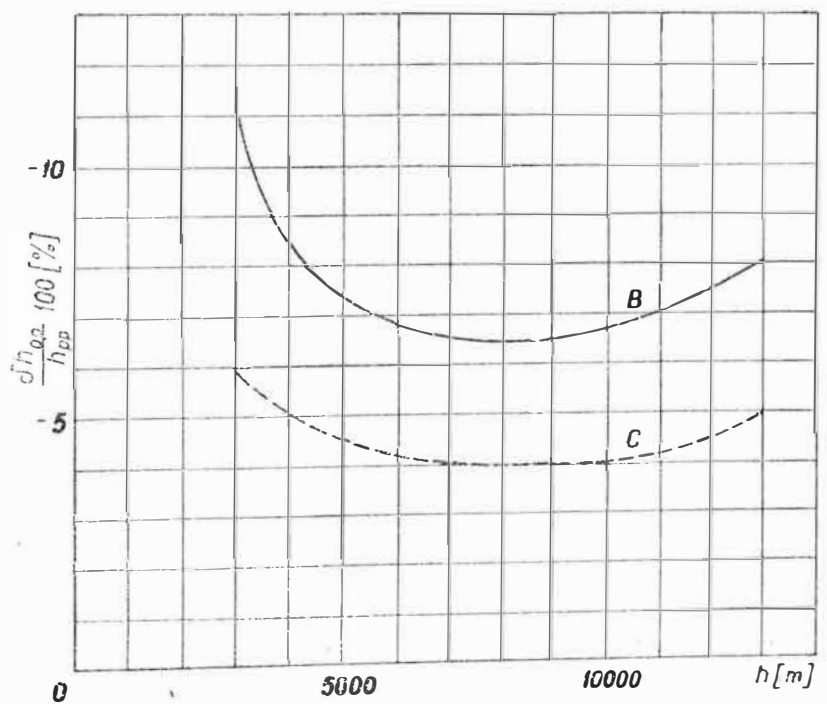
Pierwszym wnioskiem, jaki nasuwa się po przejrzaniu podanych wyników jest fakt, iż o ile opóźnienia wskazań podstawowych pilotażowych przyrządów ciśnieniowych można z reguły pominąć w lotach poziomych, o tyle w lotach ze zmienną wysokością osiągają one duże wartości i pomijać ich nie wolno. Odnośnie bardzo dużych bezwzględnych war-

poprawek trzeba tu od razu powiedzieć, że wraz ze wzrostem tych poprawek zmniejsza się możliwość ich dokładnego wyznaczenia. Jak to wspomniano na wstępie, jedynym z założeń — najbardziej istotnych w tym przypadku — jest przyjęcie założenia przy wyprowadzaniu zależności analitycznych do omawianej metody, mówiącego, że różnica ciśnień, jaka wytwarza się podczas lotu między komorą przyrządu i otoczeniem, jest mała. Oczywiście jeżeli ta różnica wzrasta (wzrasta wtedy stała opóźnienia), założenie staje się słabsze i wyniki coraz bardziej odbiegają od rzeczywistości. Wiadomo z kolei, że ta różnica ciśnień jest tym większa — na przykład dla układu ciśnienia statycznego — przy stałej pionowej składowej prędkości rzeczywistej — im większa jest pojemność komór przyrządów — im większa jest długość przewodów instalacji i bardziej skomplikowany jej schemat. W obecnych samolotach natomiast występuje tendencja do wzrostu ilości podłączanych dodatkowo odbiorników ciśnienia, co i komplikacji schematu instalacji. Przeciwdziałać temu jest w zasadzie nie można. Można natomiast stosować środki łagodzące wynikający stąd niedogodny stan rzeczy. Jednym z takich środków jest zwiększanie średnicy przewodów instalacji. Drugim środkiem jest zmniejszanie, do jak najniższego możliwego minimum, objętości komór podłączanych do instalacji. I wreszcie trzecia metoda — choć może być trudna w realizacji — zmniejszania w sposób radykalny

opóźnień, polega na stosowaniu dwóch lub nawet większej ilości nadajników ciśnień, z których każdy obsługiwałby tylko pewną ilość odbiorników ciśnień z całego zestawu zabudowanego na samolocie. Jak widać, zastosowanie każdego z wymienionych środków jest możliwe tylko we wstępnym etapie projektowania instalacji ciśnieniowej samolotu.

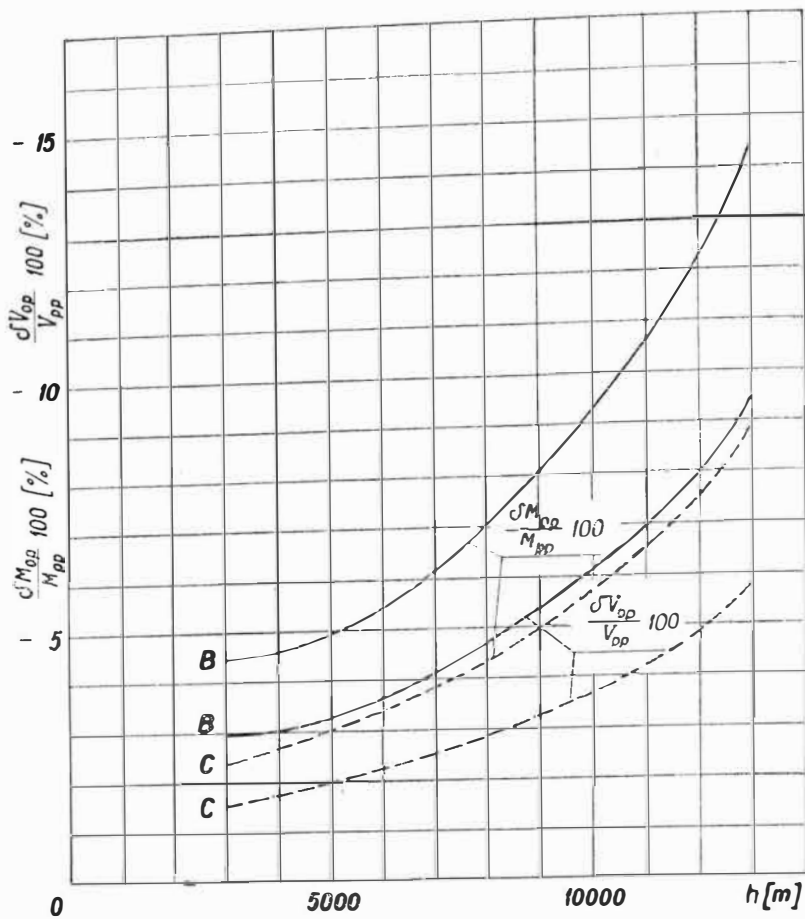


Rys. 16. Porównanie procentowych poprawek na opóźnienie wskazań machometru dla I wariantu lotu nurkowego ( $V_{or} \neq 0$ ) oraz wariantu Ia ( $V_{or} = 0$ )



Rys. 17. Procentowe poprawki na opóźnienie wskazań wysokościomierzy samolotów B i C w funkcji wysokości dla pionowego lotu nurkowego ze stałą prędkością rzeczywistą  $V = 1000$  km/h

Rys. 15. Zestawienie procentowych poprawek na opóźnienie wskazań machometru, wyznaczonych dla zmierzonych wartości stałych opóźnienia



Rys. 18. Procentowe poprawki na opóźnienie wskazań prędkościomierzy i machometrów samolotów B i C w funkcji wysokości dla pionowego lotu nurkowego ze stałą prędkością rzeczywistą  $V=1000$  km/h

Powyżej wspomniano o założeniu wpływającym na dokładność wyznaczania poprawek na opóźnienie wskazań. Jest jeszcze jedno założenie, poczynione przy wyprowadzaniu zależności analitycznych dla prędkości naddźwiękowych, a dotyczące wprowadzenia temperatury całkowitej zamiast statycznej (patrz punkt: „Podstawowe zależności analityczne”). Jest to — jak już wspomniano — założenie najbardziej dyskuszynne, przyjęte w braku innych, wiarygodnych danych odnośnie tego problemu. Dokładność wyznaczania opóźnienia wskazań w tym stanie rzeczy jest bardzo trudna do określenia, tym bardziej, że słuszność wielu założeń należałoby sprawdzić doświadczalnie. Dlatego też analizy błędów nie przeprowadzono, ponieważ jej wyniki byłyby jedynie hipotetyczne. Warto tu może jedynie przytoczyć wyniki szacowania błędów podane przez lit. 15 — obowiązujące tylko dla przepływów laminarnych w instalacji. Według tych

danych dokładność wyznaczania opóźnień wynosi około  $\pm 20\%$ . Oczywiście, aby dokładność ta była wystarczająca, instalacja powinna mieć tego rodzaju charakterystykę, aby popełniony  $\pm 20\%$  błąd poprawki na opóźnienie wskazań wewnątrz wymaganej dokładności wskazań prędkościomierza, wysokościomierza lub machometru. I tak np. jeśli dopuszczalny błąd prędkościomierza wynosi  $\pm 2 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ , to poprawka na opóźnienie nie powinna przekraczać  $\pm 10 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ .

Wracając do otrzymanych wyników liczbowych odnośnie poprawek na opóźnienie wskazań, należy stwierdzić, że wartości ich są, przeciętnie rzecz biorąc, duże i dlatego też bardzo istotne przy wykonywaniu lotów o określonym charakterze. W pierwszym rzędzie bardzo istotną rolę gra to bezpieczeństwo lotu. Chodzi przy tym zwłaszcza o loty nurkowe na małych wysokościach, kiedy to wysokościomierz wskazuje większą wysokość od rzeczywistej i pilot nie znając wielkości poprawki może zbyt późno rozpocząć wyprawadanie. Następny typ lotu, w którym istotne jest wzięcie pod uwagę opóźnienia wskazań przyrządów, to lot wymagający dokładnego zrealizowania założonej wysokości, prędkości lub liczby  $M$  lotu w danym punkcie jego toru. Jako przykład można tu podać bombardowanie w locie nurkowym lub wznoszącym. Znajomość wielkości opóźnienia wskazań jest także potrzebna przy próbach samolotu, a zwłaszcza przy sprawdzaniu zachowania się samolotu przy prędkościach maksymalnie dopuszczalnych. Rozpatrzyć tu można dla przykładu następujący przypadek. Samolot na danej wysokości ma ze względu na: własności wytrzymałościowe, nieprzekraczalność prędkości krytycznych flatteru, bądź niebezpieczeństwo wystąpienia niekorzystnych objawów we własnościach lotnych — ograniczoną prędkość do

prędkości (przyrządowej poprawionej) maksymalnie dopuszczalnej np.  $V_{pp \max dop} = 1000 \frac{\text{km}}{\text{h}}$ . Podczas prób w locie

prędkość tę przekracza się zwykle o pewien procent (zależny od obowiązujących w danym państwie przepisów), aby później w codziennej eksploatacji był jeszcze określony, sprawdzony przedtem, margines bezpieczeństwa. Jeżeli zatem sprawdza się zachowanie samolotu do prędkości na przykład  $1,05 V_{pp \max dop}$ , to przy nieuwzględnionej poprawce na opóźnienie wskazań prędkościomierza rzędu np.

$$\delta V_{op} = -50 \frac{\text{km}}{\text{h}} \text{ (patrz np. samolot B na } h = 13000 \text{ m)}$$

tabela T. 13) margines ten faktycznie nie zostanie sprawdzony.

Jak widać z powyższych rozważań, zagadnienie opóźnień mimo, że nie w każdym locie występuje jednakowo ostro, nie jest przez to zagadnieniem marginesowym, lecz wymaga zwrócenia na nie uwagi, zwłaszcza w wyżej omówionych wariantach i typach lotu. Do pełnego rozwiązania praktycz-

Tabela T. 14

Wyniki obliczeń poprawek na opóźnienie wskazań wysokościomierza i prędkościomierza samolotu C w punkcie półpełni odpowiadającym kątowi toru  $\Theta = 110^\circ$

1		2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13
Wariant wykonywania półpełni:		$h$	$V$	$V_{DD} \approx V_0$	$V_{Or}$	$\delta h_{op}$	$h_f$	$\frac{\delta h_{op}}{h_f} \cdot 100$	$\delta V_{op}$	$\frac{\delta V_{op}}{V_{pp}} \cdot 100$	$V_{ppp}$	$\frac{V - V_{ppp}}{V} \cdot 100$	$\theta_f$
rzeczwi- sta prędkość wprowadzenia do półpełni	dopala- cz												
$\frac{\text{km}}{\text{h}}$	—	m	$\frac{\text{km}}{\text{h}}$	$\frac{\text{m}}{\text{sek}^2}$	m	%	$\frac{\text{km}}{\text{h}}$	%	$\frac{\text{km}}{\text{h}}$	%	sto- pień		
założone		obliczone		z nomo- gramu dla [2] i [3]	obliczone		[2] + [6]	$\frac{[6]}{[7]} \cdot 100$	obli- czone	$\frac{[9]}{[4]} \cdot 100$	z nomo- gramu dla $V_{ppp}$ i [7]	$\frac{[9] - [11]}{[3]} \cdot 100$	obli- czone
1000	wła- czony	2420	738	662	-8,05	118	2538	4,65	12,2	1,84	765	3,66	117
800	wła- czony	1663	604	560	-8,42	89	1752	5,08	12,0	2,14	619	2,48	118
800	bez	1465	533	498	-10,7	72	1528	4,71	10,6	2,13	545	2,25	119

Tabela T. 15

Wyniki obliczeń poprawek na opóźnienie wskazań prędkościomierza i machometru samolotu C w rozpędzaniu z włączonym dopalaczem oraz w hamowaniu przy obrotach minimalnych i wypuszczonych klapach hamulcowych, na stałej wysokości

1	2	3	4	5	6	7	8	9	10
Stan lotu	$\tau$	$V_{pp} \approx V_o$	$v_{ot}$	$M_{pp} \approx M$	$M_\tau$	$\delta V_{op}$	$\frac{\delta V_{op}}{V_{pp}} \cdot 100$	$\delta M_{op}$	$\frac{\delta M_{op}}{M_{pp}} \cdot 100$
	sek	km h	m sek <sup>2</sup>	—	1 sek	km h	%	—	%
Rozpędzanie	0	381,5	1,85	0,4222	0,007038	0,62	0,16	0,00066	0,15
	10	447,2	1,85	0,4932	0,007038	0,59	0,13	0,00063	0,13
	20	513,5	1,85	0,5640	0,007038	0,57	0,11	0,00060	0,11
	30	580,5	1,85	0,6350	0,007638	0,54	0,09	0,00057	0,09
	40	649,0	1,83	0,7062	0,007141	0,51	0,08	0,00054	0,08
	50	717,8	1,91	0,7776	0,007277	0,49	0,07	0,00052	0,07
	60	787,5	1,95	0,8483	0,007410	0,46	0,06	0,00049	0,06
72,75	878,0	2,00	0,9393	0,007592	0,43	0,05	0,00046	0,05	
Hamowanie	0	878,0	-7,16	6,9393	-0,027210	-1,55	-0,18	-0,00163	-0,17
	5	770,2	-1,94	0,3319	-0,018760	-1,20	-0,16	-0,00126	-0,15
	10	695,3	-3,55	0,7547	-0,023500	-0,93	-0,13	-0,00098	-0,13
	15	635,2	-2,90	0,6920	-0,011020	-0,80	-0,13	-0,00084	-0,12
	20	587,8	-2,51	0,6427	-0,009542	-0,73	-0,12	-0,00077	-0,12
	30	503,5	-2,03	0,5535	-0,007699	-0,63	-0,12	-0,00066	-0,12
	40	444,0	-1,48	0,4897	-0,005624	-0,48	-0,11	-0,00050	-0,10
55	381,5	-0,80	0,4222	-0,003051	-0,27	-0,07	-0,00023	-0,07	

tego tego zagadnienia potrzebne jest jeszcze, z jednej strony doświadczalne sprawdzenie niektórych z poczynionych założeń, a z drugiej strony opracowanie odpowiedniego kryterium odnośnie charakterystyki instalacji zasilających podstawowe pilotażowe przyrządy ciśnieniowe, według którego można byłoby oceniać te instalacje w aspekcie opóźnienia wskazań.

## LITERATURA

- W. J. Charnley — A note on a method of correcting for lag in airspeed pilot-static systems — RAE Report No. Aero 2156
- D. O. Dommasch, S. S. Sherby, T. P. Connolly — Airplane Aerodynamics — wyd. Pitman, New York 1951
- C. S. Draper, W. McKay — Instrument analysis — Massachusetts Institute of Technology 1943—44
- R. M. Head — Lag determination of altimeter systems — Journal of Aeronautical Sciences, Vol. 12, No. 1, January 1945
- R. M. Herrington, P. E. Schoemaker — Flight test engineering manual — USAF Technical Report, No. 6273, May 1951
- W. B. Huston — Accuracy of airspeed measurements and flight calibration procedures — NACA Technical Note, No. 1605, June, 1948
- D. P. Johnson — Calibration of altimeters under pressure conditions simulating dives and climbs — NACA Technical Note, No. 1562, March, 1948
- De Juhasz, J. Kalman — Graphical analysis of delay of response in air-speed indicators — Journal of Aeronautical Sciences, Vol. 10, No. 3, March, 1943
- J. Kowalczyk, J. Skowroński — Wytyczne do prób sprzętu lotniczego — część II, wydawnictwo wewnętrzne Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa 1954
- M. Łękowski, J. Perliński — Metodyka wyznaczania opóźnienia podstawowych pilotażowych przyrządów ciśnieniowych — wydawnictwo wewnętrzne Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych, Warszawa, 1961
- K. W. Smith — Pressure lag in the piping of the MKV trailing static head — RAE Report, No. Aero 258, May, 1952
- H. Weidemann — Inertia of dynamic pressure arrays — NACA Technical Memo No. 998, December, 1941
- W. S. Wiedrow, M. A. Tajc — Lotnyje ispytaniya samolotow — wyd. OBORONIZ, Moskwa, 1951
- W. A. Wildhack — Pressure drop in tubing in aircraft instrument installations — NACA Technical Note No. 593, February, 1937
- Praca zbiorowa — Flight Test Manual — Vol. 1. Part 1:20, Vol. 2. Part 11:4(f) (2). Wyd. II, Pergamon Press London, 1959
- Praca zbiorowa — Rukowodstvo po lotnym ispytaniyam samolotow — Część I, zeszyt 1. Wydawnictwo wewnętrzne 1955
- Praca zbiorowa — Woprosy dinamiki awiacyjnych priborow — Ekspress-Informacija, seria Samolostrojienije i Awia-dwigatielestrojienije, dział ogólny, zeszyt 46 SDS-296+298, Moskwa 1957 (opracowane wg Institute of the Aeronautical Sciences 1957. Preprint No. 733)

Inż. EDWARD SYCHOWICZ

ITWL

621-253.5:539.433

## Przygotowania do pomiarów drgań łopatek turbin gazowych

Pomiary drgań łopatek turbin gazowych dostarczają niezbędnych danych dla konstruktorów, jak również mają duże znaczenie dla ustalenia warunków właściwej eksploatacji silników. Badania takie, jak dotychczas, prowadzone były metodami tensometrii oporowej. Wysoka temperatura pracy łopatek oraz szybki ruch wirowy stwarzają dodatkowe trudności dla dokonania pomiarów tensometrycznych.

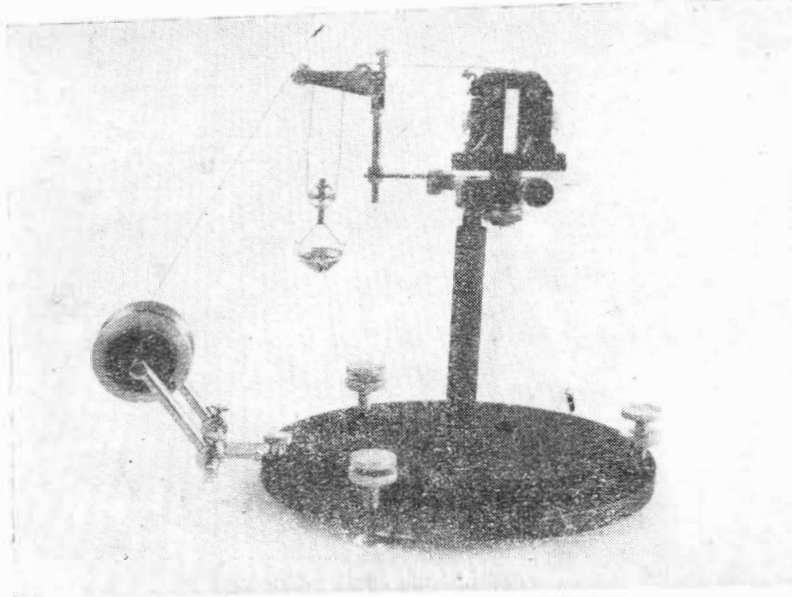
Pomiar w wysokiej temperaturze wymaga stosowania właściwych czujników i klejów (najczęściej ceramicznych), a ruch obrotowy powoduje konieczność rozwiązania sprawy zasilania czujników i przekazywania ich impulsów bez dodatkowych zakłóceń do aparatury pomiarowo-rejestrującej.

Opanowanie tych elementów warunkuje wykonanie pomiarów tensometrycznych łopatek.

Wynikiem pracy kilkusobowego zespołu pracowników jest wykonanie szeregu urządzeń, służących do wyrobu czujników drucikowych, opanowanie metod nakładania ich na łopatki, zgrzewania przewodów zasilających oraz cechowania dynamicznego czujników w wysokich temperaturach. W ramach pracy wypróbowano dwa zestawy cementów, a ponadto wykonano przekaźnik szczotkowy dla łączenia przewodów idących z wirujących łopatek do aparatury pomiarowej. Ważniejsze spośród wymienionych wyżej przyrządów są opisane w kolejnych komunikatach.

## Wykonanie instalacji pomiarowej

Na łopatki turbiny nanosi się czujniki tensometryczne. Końce czujników, poprzez zamek łopatki i dysk turbiny, łączy się przewodami izolowanymi z pierścieniami ślizgowymi-



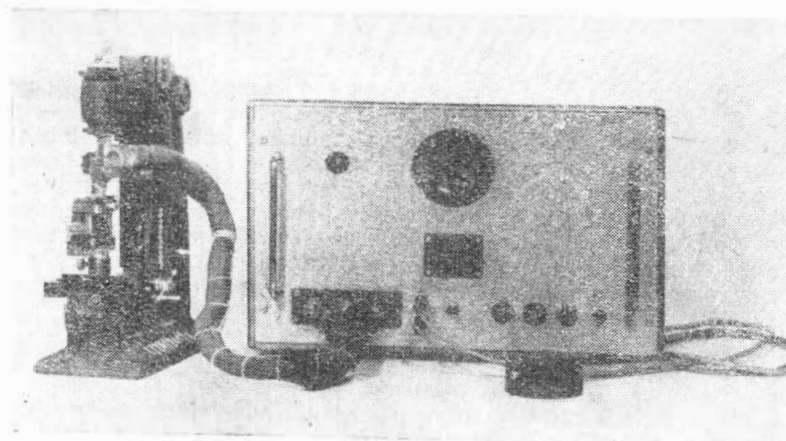
Rys. 1. Przyrząd do wykonywania czujników ZM1

mi wałka przekaźnika umieszczonego w środku dysku turbiny. Odprowadzenia od szczotek łączą tensometry z aparaturą pomiarową.

### Nanoszenie czujników na łopatki

Oporowe czujniki wężykowe wykonuje się na półautomatycznym przyrządzie do nawijania czujnika, widocznym na rys. 1. Korpus przyrządu z szeregiem płytkowych zaczepów jest osadzony obrotowo w podstawie. Druć oporowy ze szpuli, poprzez urządzenie do stałego naciągu, jest nawijany przez obrót głowicy o  $180^\circ$  przy kolejnym wysuwaniu zaczepów nad powierzchnią stolika korpusu. Po nawinięciu siateczki z drutu i zamocowaniu końców, przenosi się głowicę do stoiska umożliwiającego przyspawanie grubszych już końcówek doprowadzających. Ogólny widok stoiska pokazano na rys. 2.

Głowica jest umieszczona na krzyżowym stoliku, umożliwiającym dokładne umieszczenie spawanych drucików pod ostrzem elektrody wolframowej zgrzewarki. Drugi przewód jest przyłączony do stolika głowicy. Po dociśnięciu elektrodą spłaszczoną końcówki z drutem czujnika do wolframowej płytki stolika, następuje zgrzanie poprzez właściwy obwód zgrzewarki. Doprowadzenie skrzyżowanych drucików dokładnie pod elektrodą, jak również jakość zgrzewania, obserwuje się przez mikroskop stereoskopowy. Czujniki wykonane są z drutu ze stopu NiCr. Końcówki zasilające wykonane są z tasiemki z tego samego materiału. Wykonane czujniki są badane w sposób analogiczny jak czujniki oporowe do normalnych temperatur. Dodatkowo czujniki są cechowane dynamicznie w temperaturach do  $700^\circ\text{C}$ . Dla tej czynności został opracowany specjalny kamerton umieszczony w piecu i wprawiany w ruch drgający o określonej częstotliwości i amplitudzie. Konstrukcja przyrządu i metoda cechowania są opisane niżej w komunikacie.



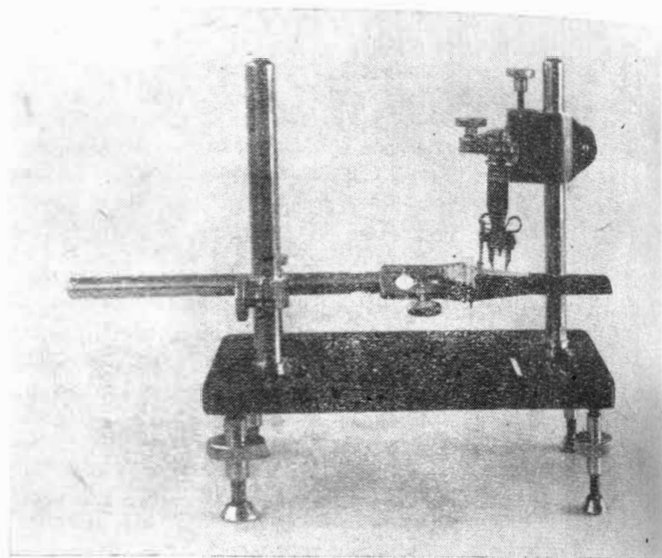
Rys. 2. Stoisko do zgrzewania cienkich drutów

Przygotowanie łopatek do pomiaru sprowadza się do opiaskowania miejsca pod czujnik i ścieżkę na przewody doprowadzające. Piaskowanie wykonuje się pod ciśnieniem 4—5 atm, piaskiem czystym i drobnym. Podczas piaskowania, łopatki osłania się pokrowcem z twardej gumy, umożliwiającym piaskowanie tylko miejsc pod czujniki.

Po umyciu łopatki acetonem lub alkoholem i usunięciu cząstek organicznych nanosi się podkładową warstwę cementu. Po wysuszeniu warstwy cementu nakłada się na nią czujnik. Czynność ta odbywa się w stoisku widocznym na rys. 3.

W przyrządzie tym można precyzyjnie doprowadzić głowicę z siateczką czujnika do powierzchni łopatki pokrytej warstwą cementu. Po wstępnym zamocowaniu czujnika nanosi się przykrywającą warstwę cementu. Następnie łopatkę poddaje się suszeniu, stopniowo podwyższając temperaturę do około  $750^\circ\text{C}$ . Po wysuszeniu warstwy można wygładzić nierówności cementu psując profil łopatki.

Do klejenia czujników i przewodów doprowadzających wypróbowano i stosowano cementy na podstawie kwarco-



Rys. 3. Stoisko do nakładania czujników



Rys. 4. Czujniki foliowe

wo-mulitowej ze szkłem wodnym oraz klej karborundowy. Kleje te mogą być stosowane do około  $700^\circ\text{C}$  i  $800^\circ\text{C}$ . Technologia klejenia jest dosyć skomplikowana. Przewodzone są również prace nad mocowaniem czujników metodą napyłania tlenku aluminium. Jak można wnioskować, kleje tego rodzaju parowałyby dobrze nawet do temperatur rzędu  $900^\circ\text{C}$ , a więc rzadko jeszcze spotykanych w pracy turbiny.

Po założeniu łopatki do wieńca wirnika spawa się i mocuje dalsze przewody zasilające czujnik poprzez zamek łopatki i dysk do szczotek przekaźnika (kolektora). Przewody na dysku izoluje się opłotem z azbestu.

Dla ustalenia i zabezpieczenia, przykrywa się izolowane przewody cienką folią z NiCr wyprofilowaną w kształcie płytkiej omegówki. Następnie po brzegach zgrzewa się ją punktowo z dyskiem turbiny. Do tego celu stosuje się zgrzewarkę wyposażoną w specjalny uchwyt pistoletowy. Zgrzewarka, jak i kolektor, są dokładniej opisane w dalszych komunikatach.

Do pomiarów drgań łopatek stosowano oporowe czujniki wężykowe o bazie 10 mm i oporze  $120\ \Omega$ , wykonane z ni-chromu o  $\phi$  0,02 mm. Czujniki te wykonuje się w przy-



zadanie bez podkładki nośnej. Możliwe jest również wykonanie siatki oporowej usztywnionej podkładką, która pozwala na przenoszenie czujnika po zdjęciu z przyrządu. Podkładki te służą do wstępnego zamocowania czujnika na łopatek.

#### Czujniki foliowe

Charakterystyczną cechą tych czujników jest to, że siatka oporowa wykonana jest z cienkiej folii metalowej. Metody produkcji pozwalają na otrzymanie czujników o dowolnych kształtach, stosownie do przeznaczenia. Inne zalety takich czujników to lepsze związanie z badanym elementem, lepsze doprowadzanie ciepła i możliwość stosowania wyższego natężenia prądu pomiarowego, mniejsza inercja itp. Mimo zalet, czujniki foliowe nie są jeszcze stosowane powszechnie, gdyż produkcja ich jest trudna i skomplikowana. Z tych powodów czujniki takie były produkowane zaledwie przez kilka firm zachodnich. Trudności związane z importem oraz zalety czujników foliowych były powodem podjęcia próby wyrobu tych czujników.

Po szeregu prób laboratoryjnych udało się wykonać pierwsze serie czujników z folii konstantanowej i nichromowej. Niektóre z wykonywanych czujników widoczne są na rys. 4. Czujniki z folii konstantanowej o grubości 10  $\mu$ , opracowano z przeznaczeniem do pomiarów w zakresie temperatur do około 200 °C i normalnych, zależnie od materiału stałej w tym przypadku podkładki nośnej. Wykonano partię próbną na podkładce bakelitowej i z żywicy epoksydowej.

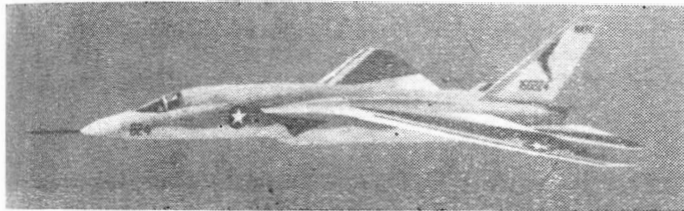
Czujniki z nichronu przeznaczone do pomiarów łopatek turbin wykonano na podkładce usuwanej w trakcie nakładania na cement. O ile zagadnienie wykonywania różnych kształtów z folii jest na obecnym etapie rozwiązywane, o tyle sprawa laminowania podkładkami oddzielalnymi dla nichromu i stałymi dla konstantanu nie jest dostatecznie opanowana.

Prace nad czujnikami foliowymi będą prowadzone w kierunku dobrania właściwych podkładek i zmniejszenia rozrzutu oporności.

## NOWOŚCI TECHNICZNE

### SZTURMOWO-ROZPOZNAWCZY SAMOLOT MARYNARKI

Amerkańska marynarka otrzymała nowy szturmowo-rozpoznawczy samolot North American RA-5C, będący doskonalszą odmianą samolotu A-5 „Vigilant”. Samolot RA-5C jest napędzany dwoma silnikami General Electric T70-GE-8 o ciągu z dopalaniem 7710 kG każdy. Od samolotu „Vigilant” różni się dodatkowymi zbiornikami paliwowymi zabudowanymi na górnej części kadłuba, kształtem



sterzenia kierunku, powiększonymi klapami skrzydła i nowym urządzeniem do sterowania warstwy przyściennej, które zapewnia nadmuch (powietrzem z upustu silników) całej górnej powierzchni skrzydła w obszarze klap. Aparaty fotograficzne znajdują się w zasobniku pod kadłubem.

W. K.

### NAJNOWSZY SAMOLOT PIPER

Wytwórnia samolotów turystycznych Piper produkuje obecnie nową odmianę samolotu „Comanche” — czteroosobowy dolnopłatowiec „Comanche” 400, napędzany ośmiocylindrowym silnikiem Lycoming IO-720-A1A o mocy 400 KM. Silnik jest zaopatrzony w układ wtryskowy Bendix i trójłopatowe śmigło Hartzell. Ciężar całkowity samolotu wynosi 1300 kG, z czego 675 kG przypada na paliwo i pasażerów z bagażem. Na wysokości 2440 m i przy 75% mocy nominalnej samolot osiąga prędkość przelotową 443 km/h; czas wznoszenia na wysokość 3050 m wynosi 8 minut, a maksymalny zasięg przekracza 2400 km. Cena samolotu 28 750 dolarów.

W. K.

### KONSTRUKCJA NOSOWEJ CZĘŚCI KADŁUBA NADDŹWIĘKOWEGO SAMOLOTU PASAŻERSKIEGO

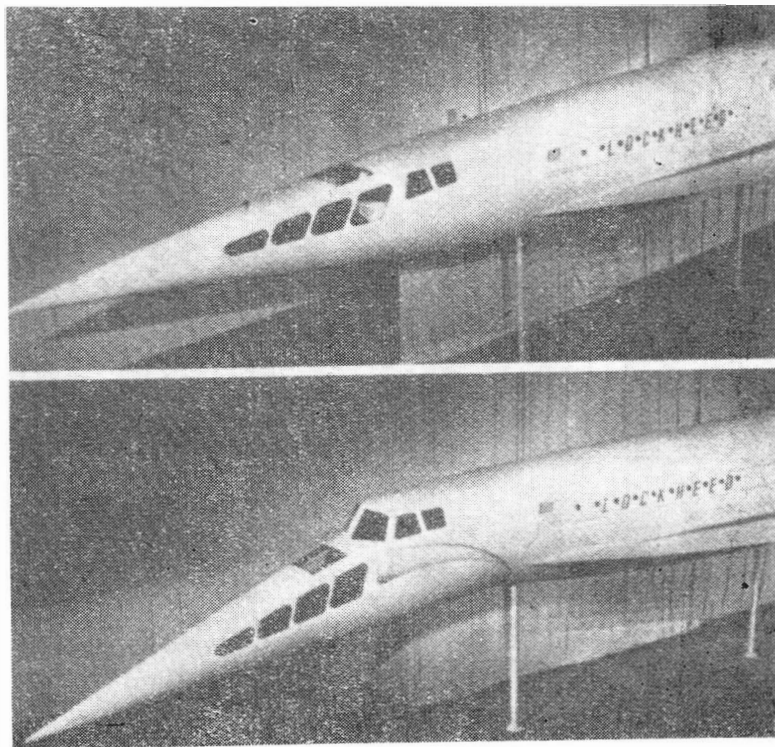
W czasie lądowania współczesnych dużych samolotów pasażerskich kąt ustawienia kadłuba wynosi 2—3°, co zapewnia pilotowi kąt widzenia około 15°. Naddźwiękowy samolot pasażerski Lockheed CL-823 będzie wykazywał przy lądowaniu położenie osi podłużnej 8,5°, przy czym pilot będzie znajdował się w odległości 7,6 m od punktu początkowego nosowej części kadłuba. W tych warunkach pilot ma bardzo ograniczoną widoczność do przodu i w dół, w szczególności przy bocznym wietrze z lewej strony.

W związku z tym zastosowano przestawialną nosową część kadłuba, która w czasie lądowania odchyła się do dołu pod kątem 15°, a w czasie startu — pod kątem 10°. Dzięki temu przy poziomym położeniu kadłuba widoczność w płaszczyźnie pionowej wynosi 23°, a przy położeniu kadłuba do lądowania jest taka sama, jak w przypadku współczesnych samolotów pasażerskich. Przystawianie nosa odbywa się za pomocą urządzenia hydraulicznego. Górne zdjęcie przedstawia makietę nosa w położeniu przelotowym, dolne — w położeniu do lądowania.

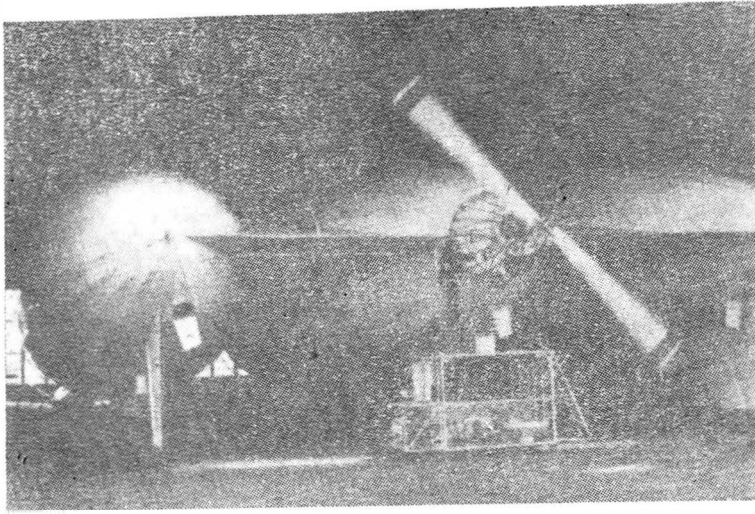
W. K.

### AMERYKAŃSKI STEROWIEC DOŚWIADCZALNY

W Stanach Zjednoczonych przeprowadza się próby doświadczalnego trzykadłubowego sterowca Aeron III, którego cechą charakterystyczną jest możliwość sterowania względem wszystkich trzech osi. Sterowiec jest napędzany wirnikiem — śmigłem o średnicy 6,4 m z dwoma łopatkami

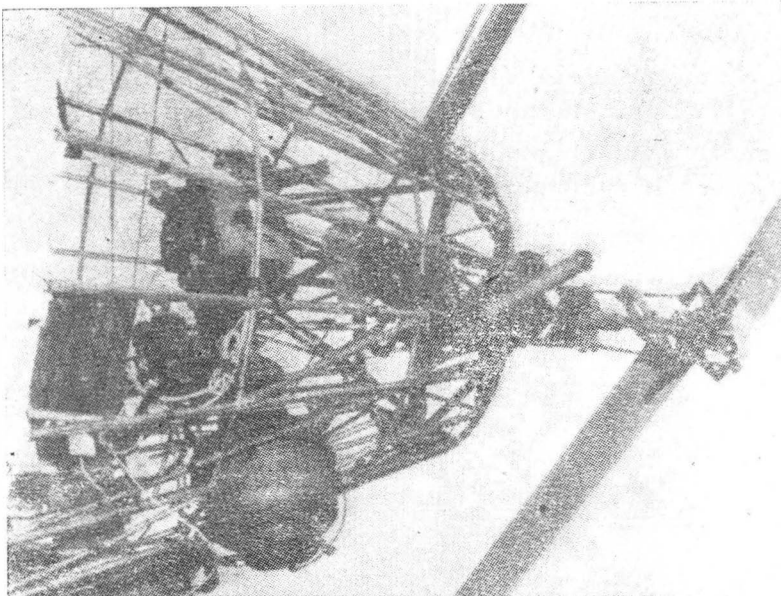


o cięciwie 20,5 cm i z mechanizmem do okresowej i ogólnej zmiany skoku. Okresowa zmiana skoku wirnika jest zsynchronizowana z wychyleniami sterów wysokości i kierunku, które są uruchamiane za pomocą drążka sterowego i pedałów, przy czym wychylenie steru kierunku odbywa się za



pośrednictwem kłapek o długości 2,28 m i cięciwie 20,5 cm. Ogólna zmiana skoku wirnika powoduje zmianę mocy silnika: gdy dźwignię ogólnego skoku wirnika przesunie się do przodu, następuje — poza zwiększeniem kąta natarcia łopatek — zwiększenie wydatku paliwa doprowadzanego do silnika; przesunięcie dźwigni do tyłu wywołuje hamowanie wirnika. Sterowiec ma długość 26 m i szerokość 17 m. Jest wyposażony w turbinowy silnik Solar „Titan” o mocy 70 KM.

Firma Aereon Corp. jest zdania, że byłoby rzeczą jak najbardziej celową wprowadzenie do eksploatacji dużych sterowców transportowych, mogących przewozić ładunki



o ciężarze 90 000 kG. Firma zamierza budować sterowiec o długości 120 m i średnicy 21 m, wyposażonego w cztery silniki wysokoprężne o łącznej mocy 4000 KM. Prędkość przelotowa sterowca wynosiłaby 240 km/h, paliwo i ładunek byłyby przewożone w gondolach, za wyjątkiem ładunków dodatkowych, podwieszanych pod kadłubem. W. K.

#### MONTAŻ DRUGIEGO STOPNIA RAKIETY „SATURN” 5

W zakładach North American w Seal Beach rozpoczęto montaż drugiego stopnia S-2 rakiety nośnej „Saturn” 5 (pierwszy stopień tej rakiety będzie miał ciąg 3 500 000 kG). W październiku 1964 roku montowany obecnie stopień zostanie przewieziony do zakładów w Santa Susana, gdzie zostaną przeprowadzone próby statyczne. Próby w locie będą przeprowadzone na dziewięciu całkowicie wyposażonych stopniach S-2 oraz na jednej makiecie, przy czym równocześnie pewna ilość jednostek będzie poddawana próbom statycznym. Stopień S-2 jest wyposażony w pięć silników Rocketdyne J-2 o łącznym ciągu 453 000 kG. Jako środek napędowy silników służy ciekły wodór i ciekły tlen. W. K.

#### PRÓBY TYPU SILNIKÓW „ASTAZOU” 10 I „BASTAN” 6B

Po zakończeniu próby długotrwałej, przeprowadzonej według przepisów ICAO, silnik Turbomeca „Astazou” 10 uzyskał francuskie świadectwo zdolności. Równocześnie poczyniono kroki do uzyskania świadectwa zdolności FAA. W wyniku próby zatwierdzono następujące osiągnięcia silnika: moc na wale 640 KM, ciąg szczytowy 43 kG, moc równoważna 678 eKM, jednostkowe zużycie paliwa odniesione do mocy na wale 0,246 kG/KMh, jednostkowe zużycie paliwa odniesione do mocy równoważnej 0,2325 kG/eKMh.

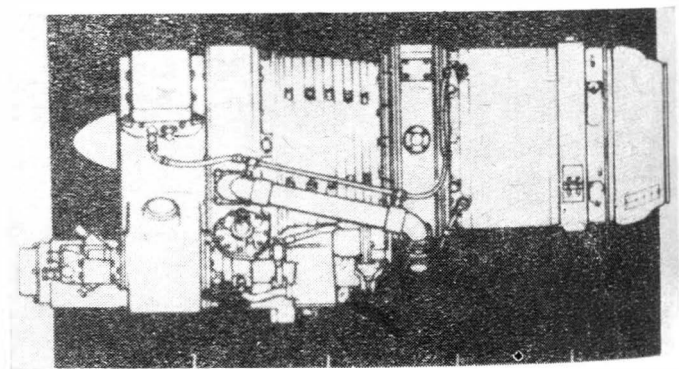
Silnik Turbomeca „Bastan” 6B uzyskał świadectwo zdolności z następującymi osiągnięciami: moc na wale 1000 KM, ciąg szczytowy 81,6 kG, moc równoważna 1072 eKM, jednostkowe zużycie paliwa odniesione do mocy na wale 0,285 kG/KMh, jednostkowe zużycie paliwa odniesione do mocy równoważnej 0,265 kG/eKMh.

Należy przypomnieć niektóre szczegóły obu silników. Pierwszy z nich, „Astazou” 10, jest udoskonaloną odmianą silnika „Astazou” 2. Jego sprężarka składa się z dwóch stopni osiowych i jednego odśrodkowego, spręż wynosi 7,46:1, z czego na część osiową przypada 2,45:1, a na część odśrodkową 3,045:1. Komora spalania jest typowa dla silników Turbomeca — doprowadzane do niej powietrze jest podgrzewane w łopatkach kierownicy turbiny, zasilanie paliwem odbywa się za pomocą wirującego wtryskiwacza. Turbina jest trzystopniowa. Pozostałe dane: prędkość obrotowa 43 000 obr/min, wydatek powietrza 2,65 kG/sek, temperatura przed turbiną 850 °C, długość 1832 mm, średnica 460 mm, ciężar silnika gotowego do zabudowy 162 kG.

Silnik „Bastan” 6B ma sprężarkę z jednym stopniem osiowym i jednym odśrodkowym o łącznym sprężu 5,5:1 oraz trzystopniową turbiną. Prędkość obrotowa wynosi 33 500 obr/min, wydatek powietrza około 4,5 kG/sek, długość 1890 mm, średnica 560 mm, ciężar z całkowitym wyposażeniem 212 kG. W. K.

#### NIKTÓRE DANE SILNIKÓW RB.145

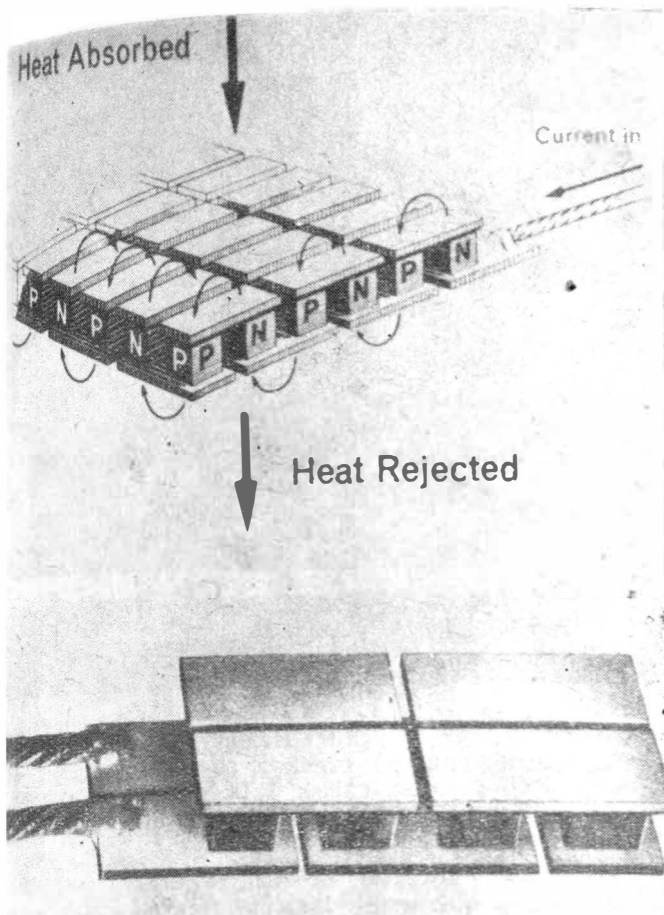
Niedawno opublikowano niektóre szczegóły dotyczące turbinowego silnika odrzutowego Rolls-Royce RB.145 o ciągu 1250 kG, stosowanego obecnie do napędu niemieckiego doświadczalnego samolotu pionowego startu VJ-101C. Silnik ma siedmiostopniową sprężarkę i jednostopniową turbinę, jego spręż wynosi 5,25:1, wydatek powietrza 17,55 kG/sek, jednostkowe zużycie paliwa 1,0 kG/kGh. Silnik odznacza się dużą prędkością obrotową — 17 000 obr/min — i stożkowym kształtem tylnej części obudowy sprężarki. Maksymalna średnica 686 mm, długość 1630 mm, ciężar około 200 kG.



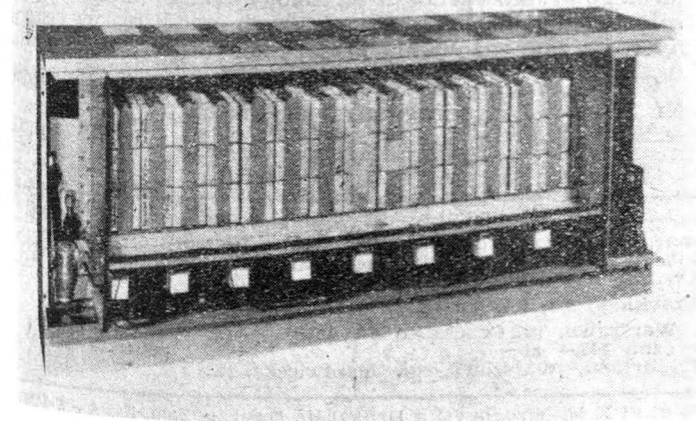
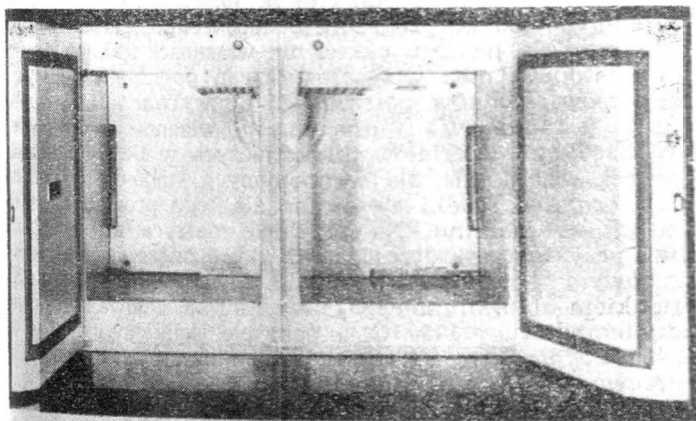
Obecnie, wspólnie z zakładami MAN, opracowywana jest odmiana silnika RB.145 z dopalaczem. Silnik rozwija z dopalaniem ciąg 1700 kG, ma poza tym zwiększony spręż i wydatek powietrza. Jest wyposażony w dziewięciostopniową sprężarkę i w dwustopniową turbinę. Silniki RB.145 z dopalaczem będą napędzać naddźwiękową odmianę samolotu VJ-101C. W. K.

#### NOWY RODZAJ LOTNICZYCH URZĄDZEŃ CHŁODZĄCYCH

Ostatnio znajdują zastosowanie urządzenia chłodzące, które pracują na zasadzie zjawiska Peltiera (zjawiska termopary), przy czym zamiast dwóch różnych metali stosuje się bloki wykonane z różnych półprzewodników i połączone ze



szeregowo. Jeden z półprzewodników ma nadmiar wolnych elektronów, drugi — niedomiar. Przepływający prąd powoduje przeniesienie pewnych elektronów z poziomu niskiej energii na poziom wysokiej energii, wskutek czego zgodnie z prawem zachowania energii musi być pobrane ciepło z otoczenia. Pozostałe elektrony podlegają odwrotnemu procesowi, wydzielając przy tym ciepło. W związku z tym urządzenie działa jako swego rodzaju pompa ciepła — po jednej stronie urządzenia, na której zebrane są połączenia o tym samym znaku, następuje



pochłanianie ciepła, po drugiej stronie, na której znajdują się połączenia o przeciwnym znaku — wydzielanie ciepła. Ilość przepływającego ciepła może być regulowana przez zmianę natężenia prądu; zmiana kierunku prądu odwraca kierunek przepływu ciepła. Pracujące na opisanej zasadzie urządzenie nie ma ruchomych części, nie wytwarza hałasu i nie posiada korodujących płynów. Jego największą zaletą są małe gabaryty: element (moduł) mogący „pompować” w ciągu godziny 18 kcal, co odpowiada mocy 21 W, ma wymiary  $38 \times 67 \times 8$  mm. Urządzenia termoelektryczne są poza tym odporne na wstrząsy i uderzenia.

Największa różnica temperatur, jaką można osiągnąć w pojedynczym module, wynosi  $63^\circ\text{C}$  (gdy temperatura gorących połączeń wynosi  $27^\circ\text{C}$ ), można jednak uzyskać większe różnice temperatur chłodząc jednym elementem gorące połączenia drugiego elementu. Za pomocą trzystopniowego urządzenia można osiągnąć temperaturę  $-90 \div -100^\circ\text{C}$ .

Typowe zastosowania w lotnictwie termoelektrycznych urządzeń chłodzących obejmują stabilizację w temperaturach niższych od otoczenia kwarcowych kryształów urządzeń radarowych, chłodzenie urządzeń elektronicznych w celu zmniejszenia hałasu cieplnego i zwiększenia pewności pracy lodówki do kucharek samolotów pasażerskich o pojemnościach od  $0,02$  do  $0,34$  m<sup>3</sup> — zapewniają one duże oszczędności miejsca i ciężaru, np. lodówka o pojemności  $0,06$  m<sup>3</sup> waży tylko 17 kG. Dalsze zastosowanie urządzeń termoelektrycznych to klimatyzacja kabin samolotów oraz utrzymanie odpowiedniej temperatury w skafandrach astronautów.

Termoelektryczne urządzenia chłodzące produkuje się między innymi w Anglii. Składają się one z 4, 6, 8 lub 12 par półprzewodnikowych bloków. Maksymalne natężenie prądu tych urządzeń wynosi 15, 30 i 60 A. Bloki, wykonane z dwóch różnych stopów tellurku bizmutu z antymonem i selenem, są łączone miedzianymi mostkami. Jedna strona modułu jest w kontakcie z przestrzenią, która ma być chłodzona lub ogrzewana, druga strona znajduje się w stałej temperaturze. Gdy obie strony, tj. zarówno zimne jak i gorące połączenia, znajdują się w tej samej temperaturze, maksymalne ilości ciepła odprowadzane przez 1,72 W dla modułu 30 A i 3,44 W dla modułu 60 A.

Na wystawie lotniczej w Hanowerze firma Siemens-Schukertwerke pokazała termoelektryczną lodówkę P1, stosowaną na transportowym samolocie „Transall” C-160, gdzie służy do przechowywania plazmy krwi. Prąd zasilający urządzenie, pobierany z instalacji pokładowej 220/115 V 400 Hz, jest transformowany i prostowany. Lodówka pochłania moc 400 VA. Mniejsza odmiana tej lodówki — P4A — o pojemności  $0,0015$  m<sup>3</sup> jest przeznaczona do samolotów służbowych.

Załączone zdjęcia przedstawiają urządzenia angielskie.

W. K.

### CIĄGŁY WZROST ZASIĘGU ZASTOSOWAŃ BĘBNOWANIA WIBRACYJNEGO

Bębnowanie vibracyjne zaczyna obejmować wszystkie gałęzie przemysłu metalowego, a nawet tworzywa sztuczne. Dotychczas używane do gradowania i stępiania ostrych krawędzi, obecnie jest wprowadzane jako ostatnia faza procesu technologicznego — jako obróbka wykańczająca dla nadania gładkości i właściwej struktury powierzchni. Uniwersalność procesu pokrywa metale żelazne i nieżelazne, odlewy, odkuwki, wypraski, części obrabiane mechanicznie, części z tworzyw sztucznych i ceramików. Jednocześnie obejmuje takie zabiegi, jak: oczyszczanie, usuwanie zendry, ogradowanie, zaokrąglenie krawędzi, zdejmowanie materiału, wygładzanie, polerowanie i dogniatanie. Zakres ciężarów przedmiotów jest również duży: od dużych ciężkich złożonych odlewów do delikatnych tekstolitowych igieł przędzalniczych. Właściwe wykorzystanie procesu możliwe jest jednak tylko przy spełnieniu szeregu warunków: 1) dobór właściwego wyposażenia (obecnie są już produkowane urządzenia pracujące w cyklu automatycznym), 2) właściwy czynnik ścierny — roboczy, 3) odpowiedni, procentowy dobór składników czynnika roboczego i 4) właściwe zrozumienie procesu.

Korzyści właściwego zastosowania bębnowania vibracyjnego można zobrazować na podstawie obróbki łopatek turbinowych. Czas bębnowania klasycznego (w bębnach obrótowych) — 16 godzin, poprawa gładkości od nierówności  $3,5 \mu$  do  $1,8 \mu$ . Bębnowanie vibracyjne swobodne — czas 2 godziny, zmniejszenie nierówności z  $3,4 \mu$  do  $0,47 \mu$ . Bębno-

wanie wibracyjne z użyciem przyrządu czas — 40 min., zmniejszenie nierówności z  $3\mu$  do  $0,17\mu$ . Uznając olbrzymi wpływ środka roboczego opracowano szereg kształtów i materiałów specjalnie do tego celu. Na zdjęciu przedstawiono środki ogólnego zastosowania do bębnowania wibracyjnego.

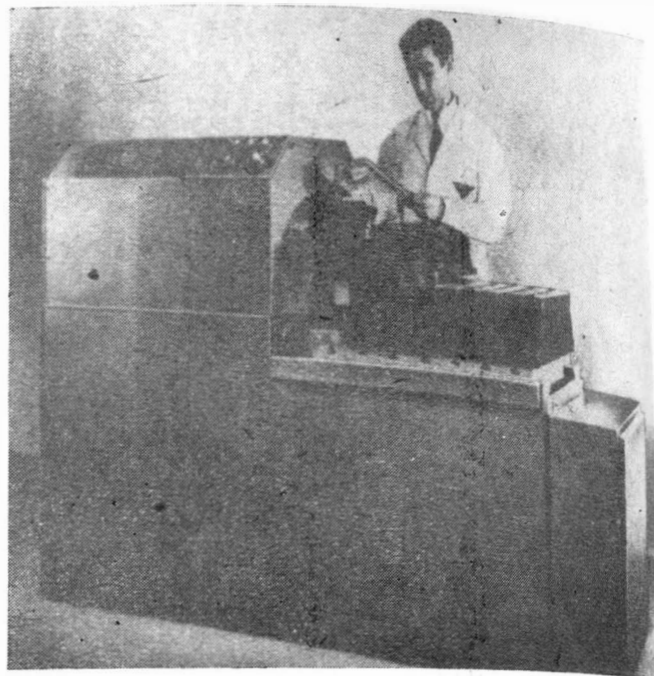


Od góry, zespolony drobny proszek tlenku aluminium, w środku ziarna pokryte tlenkiem aluminium  $Al_2O_3$  lub SiC, u dołu trójkąty ceramiczne — praktycznie bez środka ściernego.

A. G.

### SPAWANIE TARCIOWE

Spawanie tarciove wykorzystuje znane od dawna efekty adhezji dwóch metali o czystych powierzchniach przy ich wzajemnym pocieraniu. Zapoczątkowane po raz pierwszy w Związku Radzieckim w roku 1956 długo nie mogło znaleźć zastosowania ani wzbudzić i ugruntować zaufania technologów do nowej metody. Dopiero ostatnio podjęte szerokie badania w różnych krajach pozwoliły na dostarczenie materiałów umożliwiających ocenę procesu, określenie parametrów, własności złącz, zakresu zastosowań i ograniczeń. Podstawowymi elementami nadającymi się do stosowania tej metody są: wały silników, narzędzia, jak wiertła przedłużane, rozwiertaki wykonane z dwu części i inne elementy obrotowe, a także łączenie elementów obrotowych z płaskimi. Zakres materiałów łączonych obejmuje od stopów lekkich do stopów cyrkonu i stopów magnezu. Należy dodać, że łączy się między sobą różne metale. Sam proces składa się z dwóch faz: obracanie jednej powierzchni czołowej względem drugiej przy odpowiednim docisku i następnie gwałtowne zwiększenie docisku po wyłączeniu obrotów. Istnieją dwie koncepcje wytwarzania ciepła, a ściślej dobrego oczyszczenia powierzchni i nagrzania: rosyjska, stosująca stosunkowo małe prędkości obrotowe i duże naciski osiowe i amerykańska, stosująca duże prędkości obro-



tove przy małym nacisku. Orientacyjne parametry procesu wyglądają następująco: prędkość obrotowa przedmiotu spawanego 3600 obr/min, nacisk w fazie pierwszej, tj. nagrzewania —  $350\text{ kG/cm}^2$  w ciągu 10 sekund i nacisk łączący metale —  $1400\text{ kG/cm}^2$  do  $2100\text{ kG/cm}^2$ .

Podstawowe korzyści procesu to niższy koszt ogólny wyposażenia, możliwość łączenia różnych metali i mała czułość na różnice parametrów. Na zdjęciu pokazano maszynę do spawania tarciowego. Jest to amerykańska spawarka firmy American Machine E. Foundry Co. typ 25A do przedmiotów o maksymalnym przekroju 1600 mm<sup>2</sup>.

A. G.

### PROBLEMY TECHNOLOGICZNE PRZY STOSOWANIU NOWYCH MATERIAŁÓW ŻAROODPORNYCH

Wprowadzenie do przemysłu lotniczego i pokrewnych takich stopów żaroodpornych, jak molibden, niob, tantal, wolfram i innych pociągnęło za sobą konieczność uruchomienia potężnego programu badań technologicznych. Badania te mają na celu określenie własności technologicznych tych stopów, możliwości zastosowań poszczególnych typów procesów, środków potrzebnych do wytwarzania i obróbki oraz parametrów i osiągalnych własności użytkowych. W Centrum Materiałów Sił Lotniczych w USA opracowano proces wyciskania dla wymienionych stopów. Okazało się, że normalne środki stosowane dla tego procesu nie zdają zupełnie egzaminu. Na przykład matryca do wyciskania już przy temperaturze  $1250^\circ\text{C}$  ulega zniszczeniu po jednorazowym przepchnięciu wsadu. Dopiero pokrycie matrycy tlenkiem aluminium  $Al_2O_3$  pozwoliło na zadowalającą pracę do temperatury  $1750^\circ\text{C}$ , a pokrycie tlenkiem cynku — do  $2400^\circ\text{C}$ . Podobne trudności napotkano z urządzeniami grzewczymi — np. trudności osiągnięcia właściwych temperatur, regulacji i sterowania oraz wyboru materiałów na budowę komór. Charakterystyka pras również znacznie odbiega od normalnie stosowanych. Na podstawie badań przeprowadzonych przez Ośrodek, a obejmujący zakres jednego tylko procesu technologicznego, można wyrobić sobie pogląd na ogrom niezbędnych prac i środków koniecznych do zaangażowania przy podejmowaniu takiego tematu.

Całość tematu omówiono w czasopiśmie Metal Progress Nr 11/1963. Extruding refractory metals.

A. G.

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

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 26-74-61.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, tel. 26-74-61.

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł

Prenumerata roczna 144.— zł

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

Półroczna 72.— zł

Ark. druk. 3,5. Format A4. Nakład 950 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86. Wrocławska Drukarnia Dzieł. — Zam. 1168/A — W-5/263

+ III Samolotowy Rajd Dziennikarzy i Pilotów wyłonił zwycięzców z Wrocławia. Najlepszym pilotem okazał się H. Sienkiewicz z A. Wr. a najlepszym dziennikarzem red. Teresa Chwieduk ze „Słowa Polskiego”. Druga para — to pilot S. Maksymowicz z Wrocławia i red. T. Stępień z „Kurierza Polskiego” (W-wa).

+ Mistrzem Szybowcowym Polski na 1964 r. został F. Kępka, pilot Aeroklubu bielskiego. Drugie miejsce zajął A. Kmietek z Warszawy, trzecie — mistrz Polski z 1963 r. — J. Wróblewski z Bydgoszczy. Przedstawiciel Węgier uzyskał 9, zaś NRD — 12 lokatę. X Szybowcowe Mistrzostwa Polski odbyły się w Lesznie w dn. 7—21 czerwca. Startowało w nich 40 zawodników, w tym 30 na szybowcach „Foka”. Cechą charakterystyczną zawodów były sukcesy młodych, mało rutynowanych pilotów. 24-letni Kępka we wszystkich ośmiu konkurencjach wykazał wysoką klasę pilotażu.

+ J. Jędrzejewski ustanowił rekord Polski na samolocie „Wilga-2”, uzyskując w kategorii samolotów o ciężarze 500—1000 kg wysokość 6650 m.

+ Dwa rekordy Polski w spadochroniarstwie padły we Wrocławiu. Instruktor R. Kuś w skoku z wysokości 2000 m, uzyskał celność lądowania 3,77 m, zaś grupa 3 skoczków — w tejże konkurencji — osiągnęła średni wynik 9,59 m.

+ Szkoła Szybowcowa Żar zorganizowała w okresie 3—16 sierpnia zawody Szybowcowe Juniorów. Uczestnictwo było uwarunkowane posiadaniem min. II kl. wykszolenia i wiekiem do 23 lat. Zawody odbywały się na szybowcach „Mucha 100 A”.

+ W Warszawie odbyły się ogólnopolskie Zawody Modelarskie o puchar PZL Okęcie. Na starcie stanęło 78 zawodników. W grupie seniorów zwyciężyła Warszawa, w gr. juniorów — Gdańsk.

+ APRL wydał specjalną ulotkę z okazji jubileuszowych X Szybowcowych Mistrzostw Polski. Ulotka zawiera historię mistrzostw i biografie zwycięzców. Omówiono również cenny dorobek 5-lecia Centrum Szybowcowego w Lesznie. W Centrum wykonano ogółem 33 tys. startów, wylatano 25,5 tys. godzin, przelecano blisko 1/2 miliona km. Padło tu 16 rekordów świata i 26 — krajowych. Nadano ok. 600 „uprawnień” oraz zatwierdzono 350 „warunków” do odznak różnego typu.

+ Z okazji X SMP odbyło się w Lesznie Plenum ZG APRL. W czasie obrad podjęto uchwałę w związku z XX-leciem PRL oraz przyjęto program udziału APRL w obchodach. Równocześnie zatwierdzono projekt sztandaru Aeroklubu PRL.

+ W X SMP w Lesznie brała udział pierwsza partia 5 szybowców typu „Foka-4 A” wyprodukowana przez Zakłady Sprzętu Lotnictwa Sportowego we Wrocławiu. Zakłady te od 1957 r. produkowały „Muche-100” i „Czaple”, zaś od 1961 r. „Foki”. Ponad 60% produkcji idzie na eksport do: Argentyny, Austrii, Belgii, Finlandii, NRF, Szwajcarii, Szwecji, W. Brytanii i KDL.

+ W X Szybowcowych Mistrzostwach Świata, które odbędą się w Anglii w maju 1965 r. — brać będą udział szybowce „Zefir-3”. Szybowcowe Zakłady Doświadczalne w Bielsku-Białej wykonały już prototyp tego typu, jako wersji rozwojowej „Zefir-2A”. „Zefir-3” posiada skrzydło o nowym profilu oraz inny kadłub.

+ Z okazji Dnia Transportowca i Drogowca zostali odznaczeni przez premiera zasłużeni pracownicy PLL „Lot”: piloci — R. Dąbrowski i St. Harenda oraz mechanik — St. Piszczek.

## NOTATKI ZE ŚWIATA

+ Włoskie Linie Lotnicze „Alitalia”, zainteresowane ruchem turystycznym — via Rzym — Polonii amerykańskiej, otworzyły w Warszawie przedstawicielstwo. „Alitalia” będzie od jesieni br. obsługiwać trasę Włochy—Australia w poolu z liniami australijskimi „Quantas”. Włoskie LL są pierwszym europejskim przedsiębiorstwem komunikacyjnym, które zamówiło trzy samoloty nadźwiękowe w USA.

+ Trwają pertraktacje w sprawie wprowadzenia komunikacji lotniczej między Moskwą a Tokio, poprzez Syberię. Linia ta skróci drogę z Europy do Japonii o blisko 4000 km, zaś koszty przelotu będą o połowę tańsze, niż via Biegun Płn. To nowe połączenie pozbawi opłacalności linie SAS, KLM i „Air France”.

+ Na razie Holandia i Japonia podpisały porozumienie dotyczące dalszej eksploatacji przez KLM połączenia między zainteresowanymi krajami — z przelotem nad Biegunem.

+ „Pan American” uruchomiły linię non stop z N. Jorku do Buenos Aires. Jest to obecnie najdłuższe połączenie bez lądowania, liczące 8712 km. Trasę tę przelatuje Boeing-707-320 B w 10¼ godziny.

+ Pertraktacje chińsko-francuskie w sprawie sprzedaży samolotów „Caravelle” nie doprowadziły do kontraktu. Natomiast został sfinalizowany zakup pięciu liniowców „Il-18 W”; będą one skierowane na linie międzynarodowe, w pierwszym rzędzie: Pekin—Paryż i Pekin—Hawana.

+ 3 miliony 631 tys. osób odbyło podróż w r. 1963 przez Płn. Atlantyk w obu kierunkach między Europą a kontynentem amerykańskim. Z tej ilości: 2 miliony 422 tys. pasażerów przewiozły samoloty regularnej komunikacji liniowej i 414 tys. — w tzw. lotach charterowanych. Natomiast okręty przewiozły w tym czasie w rejsach regularnych 795 tys. Jednak współczynnik wykorzystania miejsc na trasie transatlantyckiej — dla samolotów wyniósł 49%, zaś dla okrętów — 65% (dla „France” i „Batorego” — nawet 80%). Na początku br. wzrosła ilość przelotów, co spowodowało obniżenie zapewnienia samolotów do 38,5%. Większość pasażerów korzysta z klasy turystycznej; mniej niż 10% — zakupuje bilet I klasy.

+ Regularne loty nad Atlantykiem Północnym wykonuje obecnie 18 towarzystw, od przeszło 10 lat: Air France, BOAC (W. Brytania), EL AL (Izrael), KLM, Alitalia, Pan American, Sabena, SAS, Swissair, TCA (Kanada) i TWA (Stany Zjedn.). Od 1954 roku lata Iberia (Hiszpania), od 1955 — Lufthansa (NRF), od 1956 r. — CPAL (Kanada) i Seaboard (St. Zjedn.), od 1958 r. — Aerlinter (Irlandia) i Quantas (Australia), od 1960 r. — Air India. W ostatnich trzech latach lista przewoźników północno-atlantyckich nie uległa zmianie.

+ Czechosłowackie „Aerolinie” zapewniają połączenia z 38 krajami oraz 12 miastami w kraju. Dają swym klientom do dyspozycji 4-osobowe taksówki powietrzne „Morava” licząc przelot 2,6 korony za kilometr. Ostatnio przedsiębiorstwo uatrakcyjniło przeloty na liniach krajowych, wprowadzając bezpłatną konsumpcję przekąsek.

+ Podajemy za „Skrzydlatą Polską” statystykę klubowego ruchu lotniczego. W Anglii w 1963 r. wykonano 152 tys. startów i wylatano 27,5 tys. godzin (wyniki dotyczą 180 szybowców klubowych i 190 prywatnych). W NRF w 1962 r. było 670 tys. startów i 175 tys. godzin lotów. We Francji w tymże roku wylatano 110 tys. godzin.

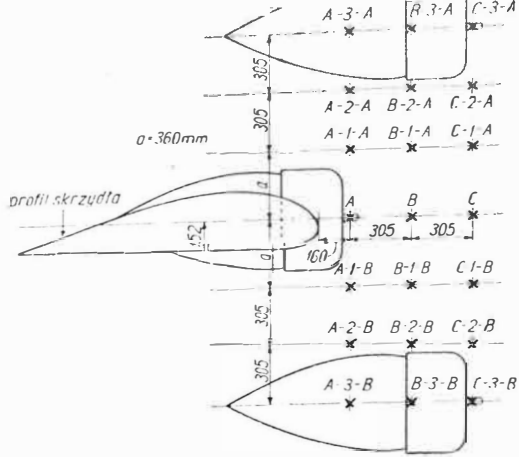
+ Pilotka francuska Hrisa Pellissier otrzymała nagrodę im. H. Dutrieu za wybitne osiągnięcia sportowe. Pilotka odbyła samotny 15-godzinny rajd nad południowym Atlantykiem, przelatując jednosilnikowym samolotem „Wassmer WA-40 Super IV” 3200 km z Issaire do Rio de Janeiro.

+ Międzynarodowy Komitet Badania Przestrzeni Kosmicznej odbył konferencję we Florencji. W obradach wzięło udział 500 uczonych z 35 krajów. Poszczególne delegacje zgłaszały program działalności. W Związku Radzieckim będzie podjęta w ciągu roku próba spotkania na jednej orbicie dwóch pojazdów kosmicznych. W USA planuje się na przełomie 1964/1965 r. — wystrzelenie pojazdu z 2-osobową załogą. We Francji skonstruowany zostanie satelita, który wyrzucony będzie przy pomocy francuskiej rakiety. Włosi zamierzają wystrzelić satelitę posługując się rakieta amerykańską.

+ Firmy USA sprzedały w ub. roku 7569 samolotów dyspozycyjnych. Bestsellerami były „Cessny”, których sprzedano 3446 szt. w 13 odmianach (za 55 mln 662 tys. dol.), najwięcej typu „172” — 1114 samolotów oraz „182” — 642. Tyle samo odmian sprzedano „Pipera”, w ilości 2321 sztuk (za 38 mln 540 tys. dol.); najwięcej, bo 476 szt. poszło typu „Cherokee”. Trzecim, poważnym dostawcą był „Beechcraft”, z dostawą 1061 samolotów w 9 typach (transakcje na 38 mln 594 tys. dol.); liderem był „Musketeer”, którego sprzedano 387 egzemplarzy. Z wymienionej sumarycznej ilości — 1578 samolotów sprzedano za granicę.

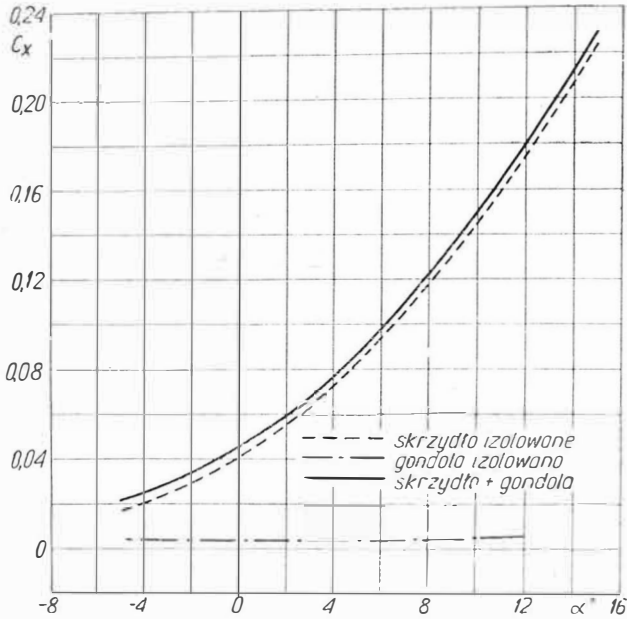
+ Eksportowa cena czeskiego samolotu dyspozycyjnego „L-200 D Morava” do Krajów Wspólnoty Brytyjskiej została obniżona o 10% i wynosi obecnie 17 350 funtów. Za sumę tę nabywca otrzymuje przyrządy pokładowe wycechowane w jednostkach anglosaskich oraz m. in. komplet przyrządów do lotu bez widoczności ziemi, 2 wysokościomierze i instalacje lodochronne: ciepłą — skrzydła i alkoholową — śmigła.

+ Opatentowano dwa rodzaje urządzeń lotniskowych do oczyszczania przed startem powierzchni samolotów ze śniegu i lodu, wykorzystujące energię kinetyczną i ciepłą strumienia sprężonego powietrza, wyrzuczonego z przenośnej turbinki spalinowej ze sprężarką o dużej mocy. Usuwanie nie zamrożonego śniegu z powierzchni samolotu odbywa się za pomocą strumienia powietrza o dużej prędkości. Usuwanie zamrożonego śniegu lub lodu dokonywane jest przy pomocy miejscowego nagrzania i rozpuszczenia strumieniem gorącego powietrza, a następnie zdmuchnięcia strumieniem o dużej prędkości. Urządzenie pozwala jednocześnie na rozpylenie na powierzchni samolotu glikolu lub innego środka zapobiegającego tworzeniu się lodu. Z.

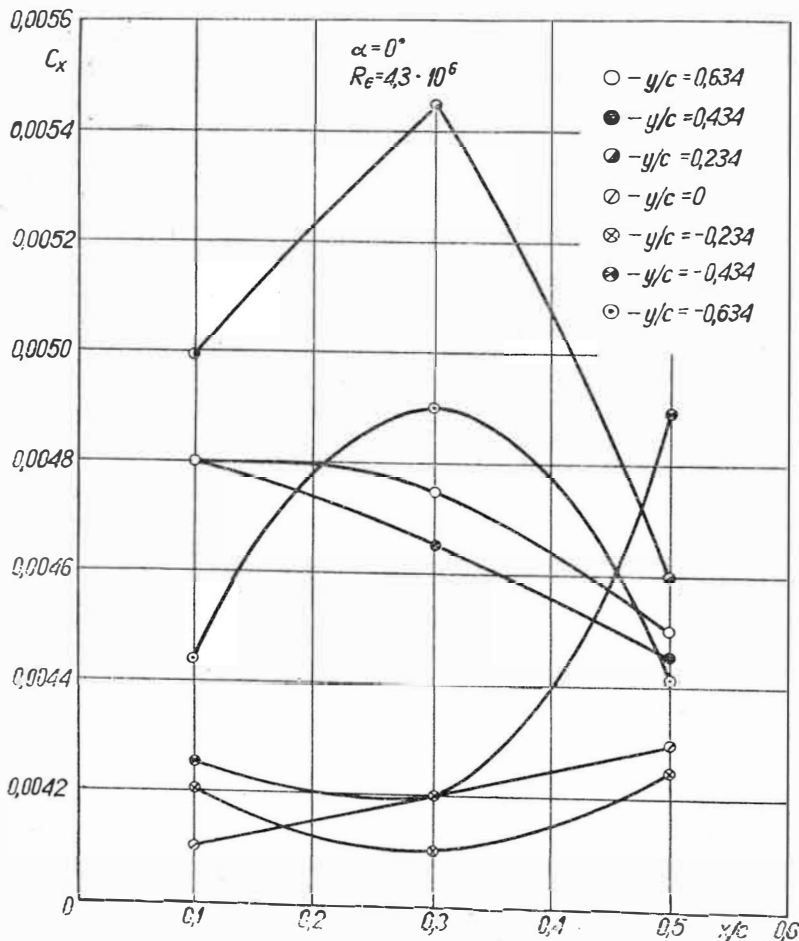


Rys. 3. Badane położenia gondoli względem skrzydła

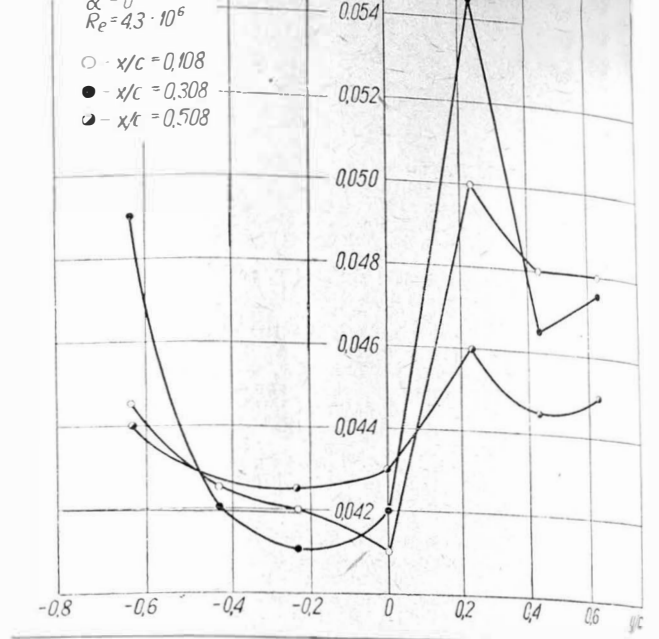
Rys. 6. Zależność współczynnika oporu zespołu skrzydło-gondola od  $y/c$  dla określonego  $x/c$ ;  $\alpha = 0$  i  $Re = 4,3 \cdot 10^6$



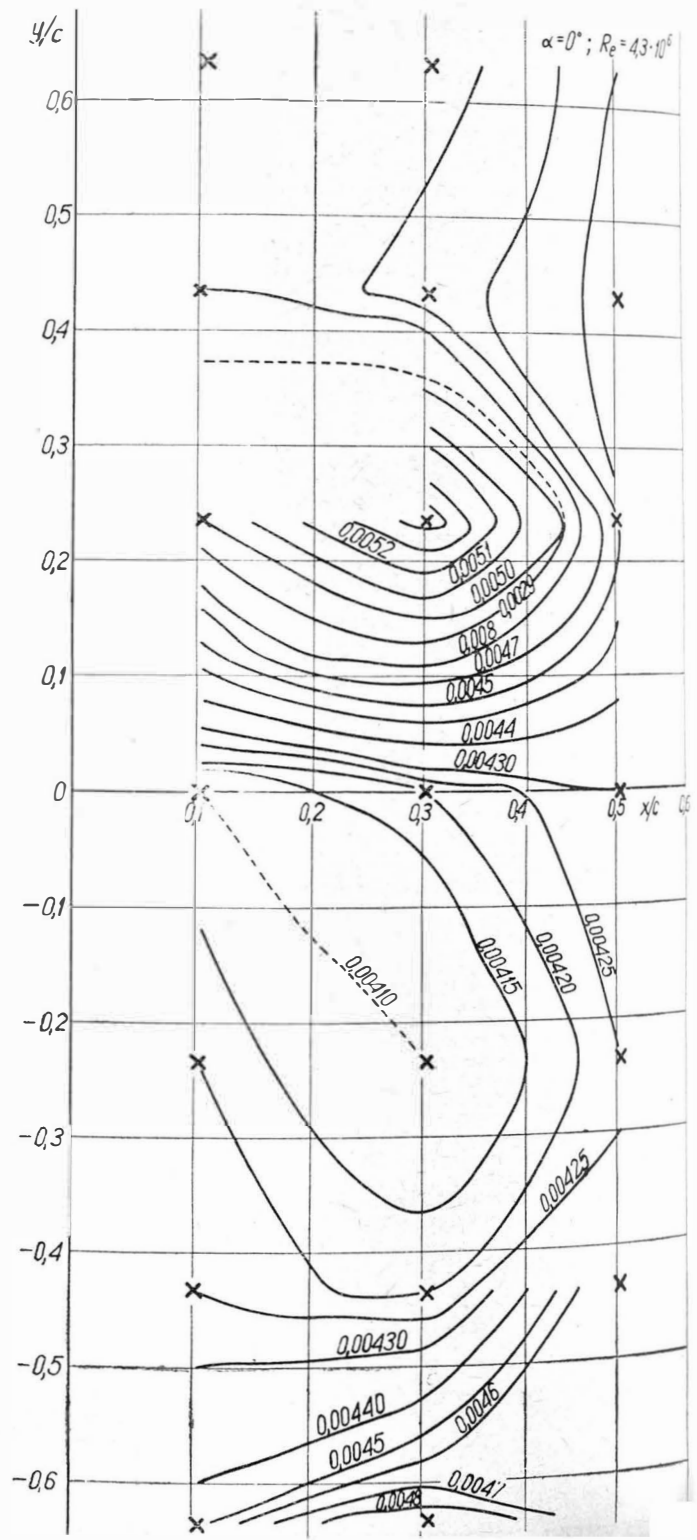
Rys. 4. Porównanie współczynnika oporu dla skrzydła i gondoli izolowanych oraz dla sumy skrzydła i gondoli

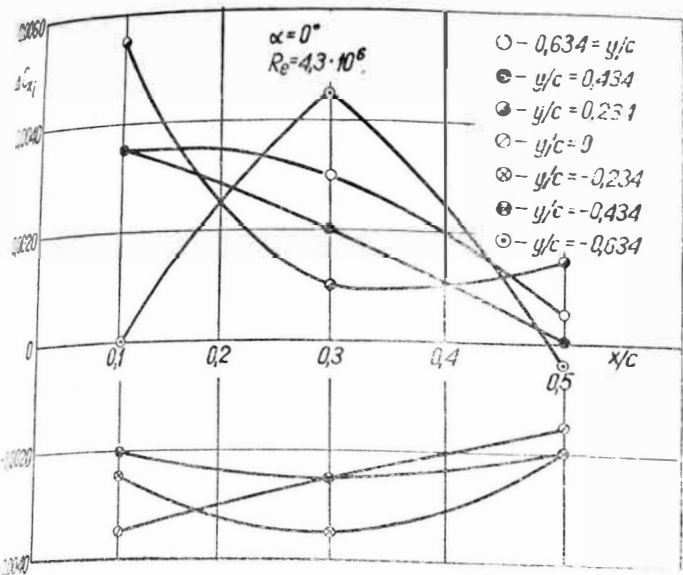


Rys. 5. Zależność współczynnika oporu zespołu skrzydło-gondola od  $x/c$  dla określonego  $y/c$ ;  $\alpha = 0$  i  $Re = 4,3 \cdot 10^6$

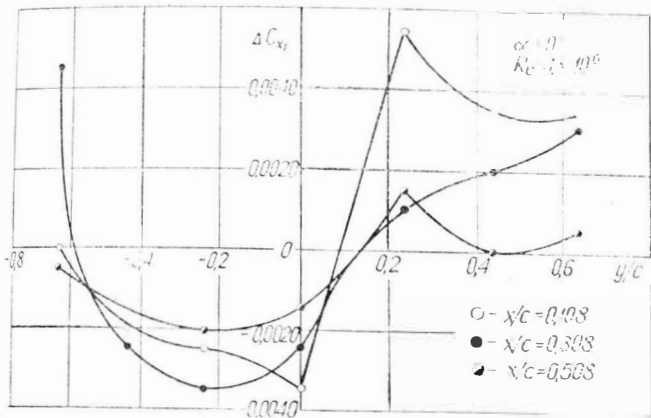


Rys. 7. Krzywe statego współczynnika oporu zespołu skrzydło-gondola w zależności od  $x/c$  i  $y/c$ . Krzyżyki określają punkty, w których wykonywano pomiary

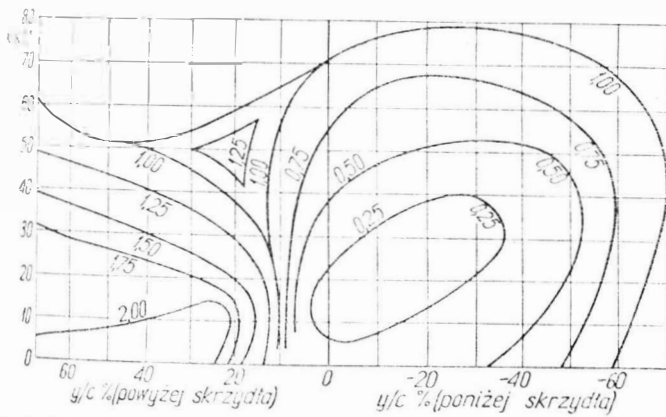




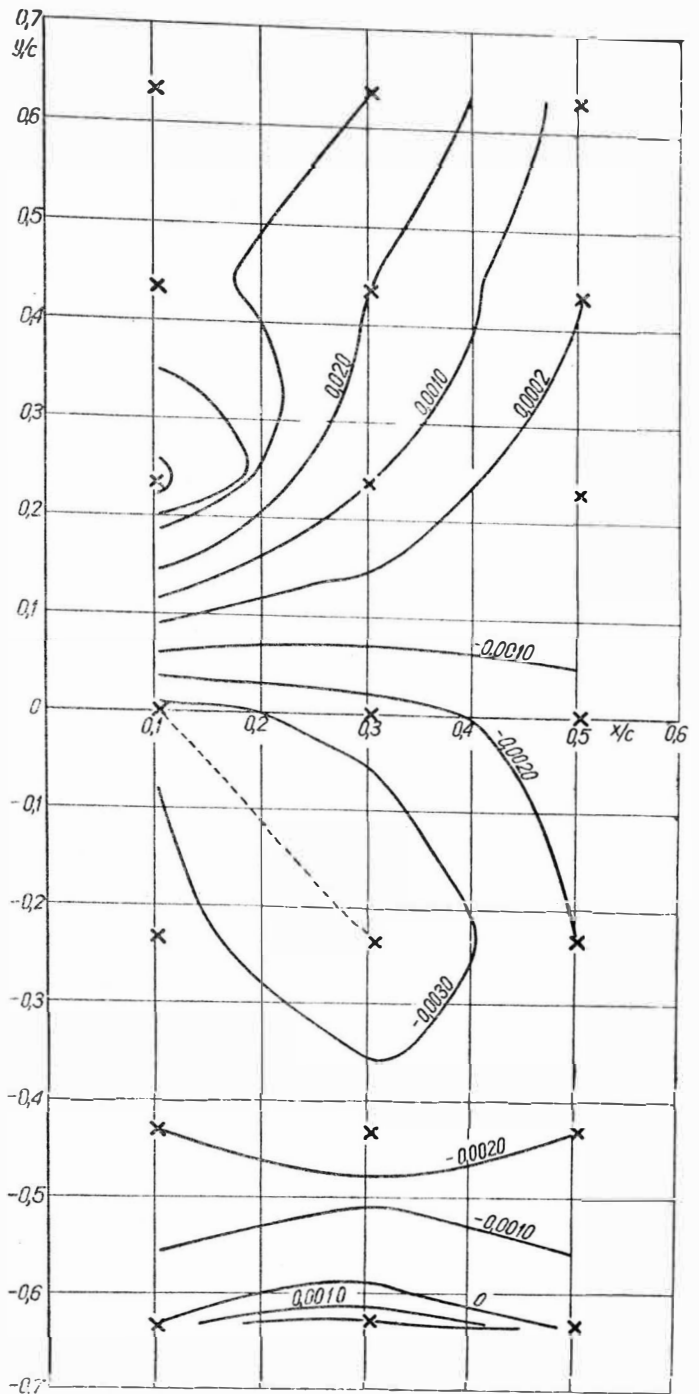
Rys. 8. Zależność współczynnika oporu interferencyjnego od  $x/c$  dla określonych  $y/c$ ,  $\alpha = 0$  i  $Re = 4,3 \cdot 10^6$



Rys. 9. Zależność współczynnika oporu interferencyjnego od  $y/c$  dla określonych  $x/c$ ,  $\alpha = 0$  i  $Re = 4,3 \cdot 10^6$



Rys. 11. Opór interferencyjny gondoli w zależności od położenia wzajemnego skrzydła i gondoli

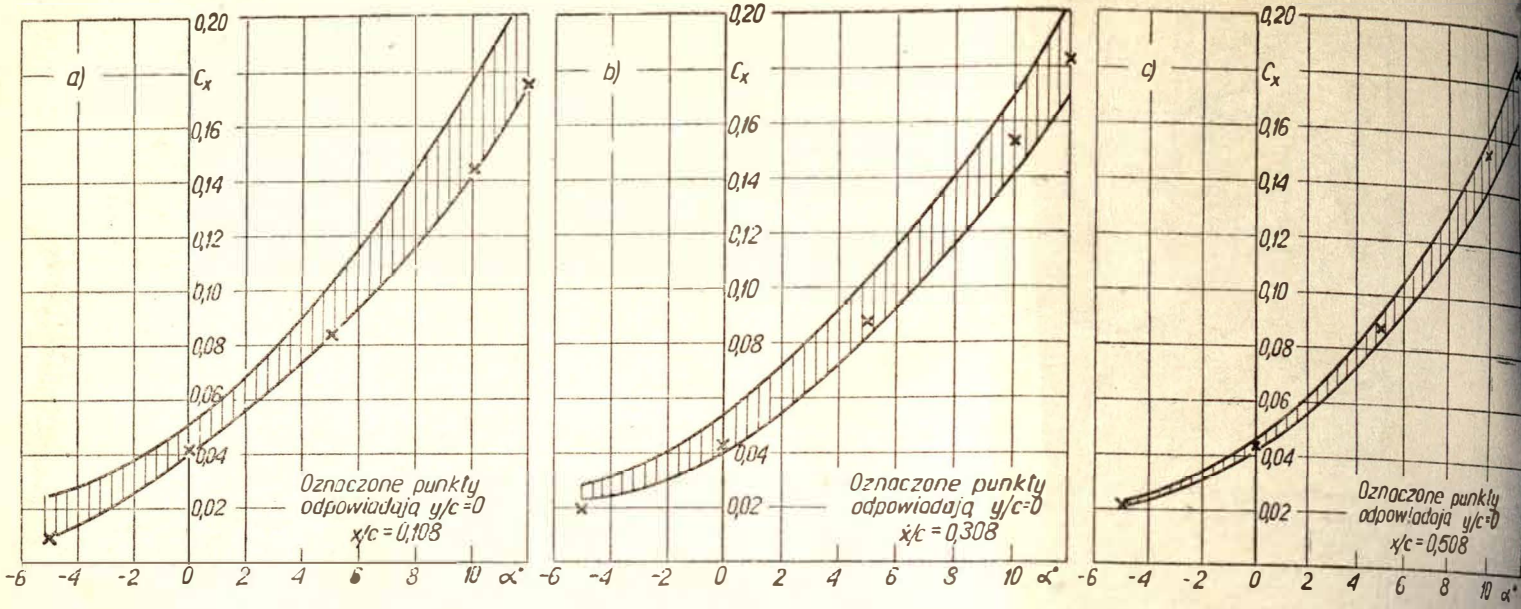


Rys. 10. Krzywe stałego oporu interferencyjnego ( $\Delta C_{xi}$ ) zespołu skrzydło-gondola w zależności od  $x/c$  i  $y/c$ . Krzyżyki określają punkty, w których wykonywano pomiary

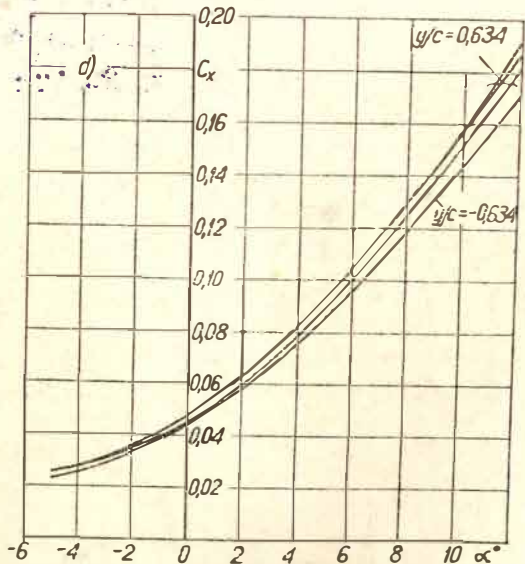
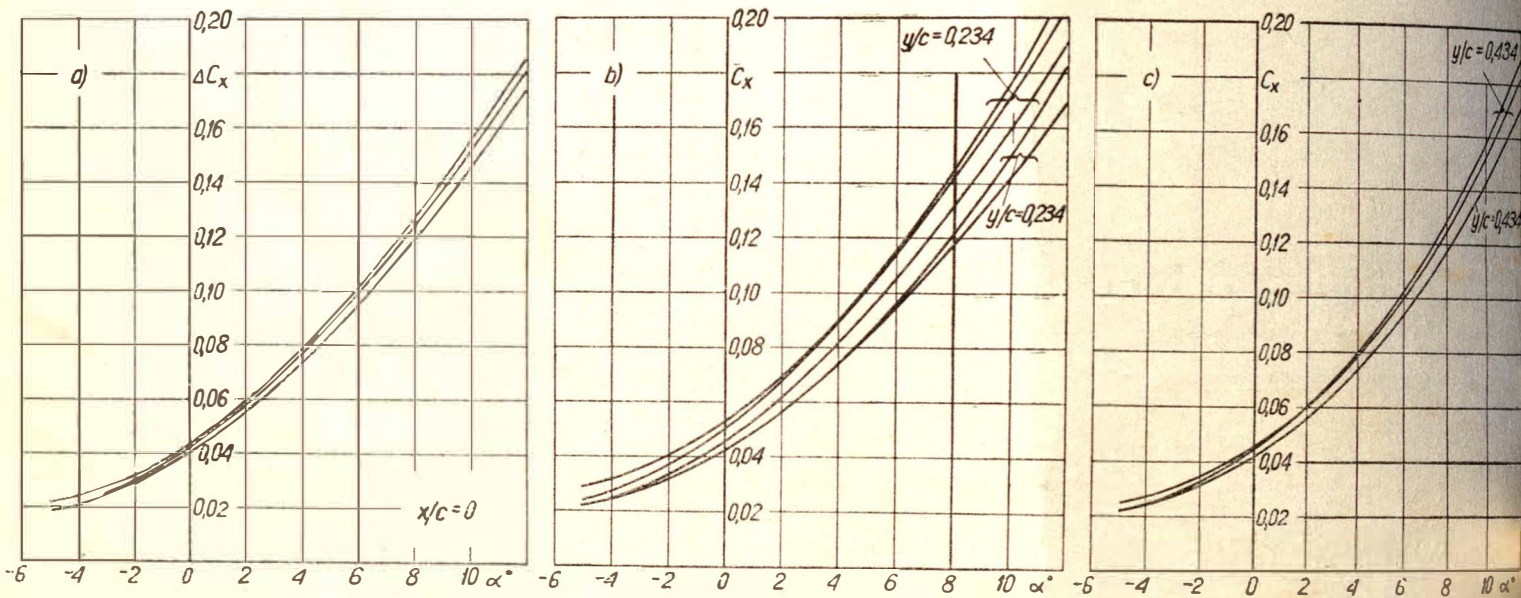
Tabela 4

- położenie gondoli względem skrzydła		$Re = 2,15 \cdot 10^6$					$Re = 2,15 \cdot 10^6$					$Re = 4,3 \cdot 10^6$					
1-2	$y/c$	$y/c$	$\alpha = -5^\circ$	$\alpha = 0^\circ$	$\alpha = 5^\circ$	$\alpha = 10^\circ$	$\alpha = 15^\circ$	$\alpha = 20^\circ$	$\alpha = 25^\circ$	$\alpha = 30^\circ$	$\alpha = 35^\circ$	$\alpha = 40^\circ$	$\alpha = 45^\circ$	$\alpha = 50^\circ$	$\alpha = 55^\circ$	$\alpha = 60^\circ$	
1	0,634	0,634	0,0037	0,0022	0,0056	0,0079	—	0,0046	0,0076	0,0090	0,0070	—	0,0076	0,0076	0,0064	0,0070	0,0077
2	0,434	0,634	0,0032	0,0021	0,0051	0,0059	—	0,0045	0,0075	0,0050	0,0025	—	0,0046	0,0030	0,0054	0,0070	0,0072
3	0,234	0,634	0,0027	-0,0003	0,0045	0,0038	—	0,0026	0,0036	0,0025	0,0045	—	0,0026	0,0035	0,0024	0,0045	0,0047
4	0,108	0,634	0,0007	-0,0017	0,0025	0,0051	—	0,0021	0,0026	0,0020	0,0070	—	0,0016	0,0035	0,0053	0,0060	0,0052
5	0,308	0,434	0,0042	0,0007	0,0031	0,0059	—	0,0025	0,0040	0,0035	0,0000	—	0,0031	0,0020	0,0020	0,0059	0,0020
6	0,508	0,234	0,0022	-0,0013	0,0026	0,0049	—	0,0011	-0,0004	0,0025	0,0030	—	0,0016	0	0,0019	0,0045	0,0052
7	0,108	0,234	0,0022	-0,0007	0,0019	0,0039	—	0,0026	0,0045	0,0035	0,0070	—	0,0030	0,0035	0,0044	0,0070	0,0037
8	0,308	0,234	-0,0028	-0,0023	0,0015	0,0019	—	0,0006	0,0005	0,0013	0,0010	—	0,0006	0,0016	0,0014	0,0045	0,0042
9	0,508	0,234	0,0062	0,0017	0,0011	0,0024	—	0,0016	0,0011	0,0015	0,0010	—	0,0016	0,0010	0,0011	0,0020	0,0027
10	0,508	0,234	-0,0002	-0,0003	0,0041	0,0014	—	0,0006	0,0011	0,0015	0,0010	—	0,0006	0,0010	0,0011	0,0015	0,0017
11	0,108	0	-0,0008	-0,0008	0,0034	0,0009	—	-0,0004	-0,0004	0,0030	-0,0035	—	-0,0004	-0,0006	-0,0026	-0,0040	0,0058
12	0,308	0	-0,0033	-0,0043	0,0001	0,0027	—	0,0004	-0,0003	0,0030	0,0030	—	-0,0003	-0,0005	0,0004	0,0030	0,0032
13	0,508	0	-0,0008	-0,0008	0,0001	0,0061	—	0,0004	-0,0004	0,0030	0,0030	—	-0,0003	-0,0005	0,0004	0,0030	0,0032
13 <sup>2</sup>	0,108	-0,234	0,0022	-0,0025	-0,0020	0,0039	—	0,0011	0,0019	-0,0010	0,0010	—	0,0016	-0,0025	-0,0051	0,0020	0,0022
14 <sup>2</sup>	0,308	-0,234	-0,0013	-0,0073	-0,0079	-0,0076	—	0,0011	-0,0034	-0,0010	0,0010	—	0,0011	-0,0035	-0,0035	-0,0065	-0,0098
15	0,508	-0,234	0,0022	-0,0043	-0,0039	-0,0061	—	0,0031	-0,0034	-0,0050	-0,0075	—	0,0026	-0,0020	-0,0046	-0,0070	-0,0098
16	0,108	-0,434	0,0007	-0,0028	-0,0064	-0,0051	—	0,0026	-0,0034	-0,0050	-0,0075	—	0,0031	-0,0020	-0,0046	-0,0060	-0,0078
17	0,308	-0,434	-0,0013	-0,0043	-0,0054	-0,0096	—	0,0016	-0,0034	-0,0050	-0,0075	—	0,0016	-0,0025	-0,0046	-0,0065	—
18	0,508	-0,434	0,0042	-0,0018	-0,0039	-0,0086	—	0,0031	-0,0034	-0,0045	-0,0070	—	0,0031	-0,0020	-0,0046	-0,0075	-0,0083
19	0,108	-0,634	0,0022	-0,0018	-0,0019	-0,0061	—	0,0036	-0,0039	-0,0010	-0,0035	—	0,0046	0	-0,0020	-0,0050	-0,0073
20	0,308	-0,634	0,0022	-0,0023	-0,0023	-0,0061	—	0,0036	-0,0014	-0,0025	-0,0045	—	0,0041	0,0045	-0,0036	-0,0070	-0,0088
21	0,508	-0,634	0,0255	-0,0023	-0,0049	-0,0056	—	0,0031	-0,0014	-0,0035	-0,0070	—	0,0036	-0,0005	-0,0026	-0,0035	-0,0068

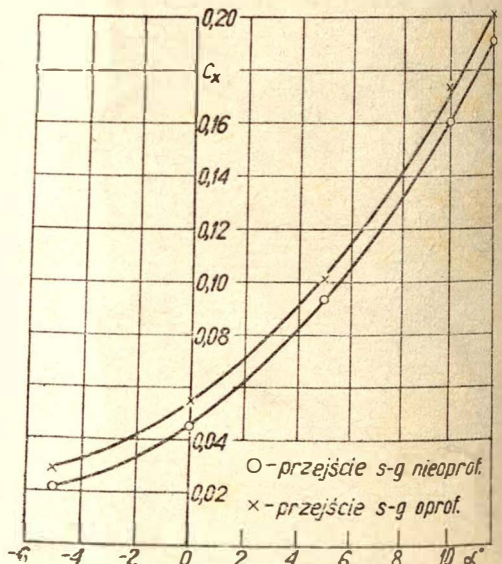
Uwaga: Liczby wpisane w tabelce słowniki: 1 - opór interferencyjny zespołu skrzydła i gondoli; 2 - opór interferencyjny zespołu skrzydła i gondoli; 3 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 4 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 5 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 6 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 7 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 8 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 9 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 10 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 11 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 12 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 13 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 14 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 15 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 16 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 17 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 18 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 19 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 20 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli; 21 - mufa dołączona do skrzydła i gondoli.



Rys. 12. Zakres zmian oporu zespołu skrzydło-gondola w zależności od  $y/c$  dla  $Re = 4,3 \cdot 10^6$



Rys. 13. Zakres zmian oporu skrzydło-gondola w zależności od  $x/c$  dla  $Re = 4,3 \cdot 10^6$



Rys. 14. Wpływ oprofilowania na opór zespołu skrzydło-gondola