

TECHNIKA LOTNICZA

KWARTALNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(KOŁO LOTNICZE SIMP)

TREŚĆ ZESZYTU

Święto Ludowego Lotnictwa Polskiego		57
Stateczność boczna samolotu	W. NOWAKOWSKI I J. SANDAUER	58
Przygotowanie instalacji przeciwooblodzeniowej sa- molotu do lotu	W. FILIPPOW	69
Przy rysownicy — drgania tablic pokładowych	W. ROTH	72
Skrzynka techniczna — silnik birotacyjny inż. H. Brzeskiego	ST. MADEYSKI	75
Nowości techniczne	R. L., K. Z.	78
Na półkach księgarskich		81
Konferencja Wytrzymałościowa SIMP		83
Kronika		84

BIULETYN GŁÓWNEGO INSTYTUTU LOTNICTWA.

Logoplan		9
--------------------	--	---

PRZEGLĄD BIBLIOGRAFICZNY LOTNICTWA

„LOTNICTWO POLSKI LUDOWEJ SŁUŻY SPRAWIE POKOJU I INTERESOM LUDZI PRACY
MIAST I WSI“

3

1951

WRZESIEŃ

ROK VI

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

POMOCE KONSTRUKTORSKIE TECHNIKI LOTNICZEJ

Objaśnienie do wykresów na okładce

Wykresy dotyczą wyboczenia rur w wypadku przegubowego podparcia końców. W zakresie wyboczenia sprężystego, krytyczna siła określona jest przy pomocy wzoru *Eulera*:

$$P_E = \frac{\pi^2 EI}{l^2} \text{ kG};$$

gdzie E — współczynnik sprężystości w kG/cm^2 , I — osiowy moment bezwładności w cm^4 , l — długość pręta w cm .

W zakresie wyboczenia niesprężystego, to znaczy gdy przy obciążeniu krytycznym w skrajnych włóknach pojawiają się odkształcenia trwałe, siła krytyczna określona jest przy pomocy wzoru *Johnson-Ostenfelda*:

$$P_1 = \delta_{pl} P \left(1 - \frac{\delta_{pl} F}{4 P_E} \right) \text{ kG};$$

gdzie F — pole przekroju poprzecznego rury w cm^2 , P — siła krytyczna według wzoru *Eulera* dla tych warunków l i I , w kG , δ_{pl} — granica plastyczności określona zwykle jako naprężenie powodujące odkształcenie trwałe równe $0,2\%$, w kG/cm^2 .

Krzywe zbudowane według podanych wzorów odnoszą się do stali chromo-molibdenowej najczęściej stosowanej w konstrukcjach kratowych spa-

wanych (oznaczenia według PN: 24. 1. 25). Dla stali tej: $E=21000 \text{ kG/mm}^2$, $\delta_{pl}=56 \text{ kG/mm}^2$. Linie proste przerywane wychodzące z początku układu odgraniczają od siebie gałęzie krzywych: dolną obliczoną według wzoru *Eulera*, górną według wzoru *Johnson-Ostenfelda*. Na prostej będzie $P_E = P_1$. Wypadek ten zachodzi dla wypisanych na tej krzywej wartości, a mianowicie:

$\delta_{pl} = 28 \text{ kG/mm}^2$, $\lambda=86$ — gdzie λ oznacza smukłość pręta i określona jest wzorem $\lambda=l/i$ gdzie i — promień bezwładności w cm , określony wzorem:

$$i = \sqrt{\frac{I}{F}}$$

Przykłady stosowania wykresów

1. Znając długość wybaczanego pręta kratownicy oraz siłę jaką winien on przenieść i zakładając grubość ścianki rury — znajdziemy na odpowiednim wykresie (np. dla ścianki grubości $1,5 \text{ mm}$) średnicę zewnętrzną rury. W tym celu obieramy krzywą przebiegającą przed punktem przecięcia współrzędnych P i l .

2. Mając dane średnicę, grubość ścianki oraz długość rury możemy znaleźć siłę krytyczną danego pręta jako rzędną punktu przecięcia odciętej l z odpowiednią krzywą oznaczoną średnicą.

СОДЕРЖАНИЕ

	стр.
Праздник Польской Народной Авиации	57
W. NOWAKOWSKI i J. SANDAUER	
Боковая устойчивость самолёта	58
W. FILIPPOW	
Подготовка противообледенителей самолёта к полету	69
W. ROTH	
За чертежной доской — Вибрация приборной доски самолёта	72
St. MADEYSKI	
Технический почтовый ящик — Биротативный двигатель конструкции инж. Г. Бржежского	75
R. L., K. Z.	
Технические новости	78
На книжных полках	81
L. KOŁODZIEJCZYK	
Конференция СИМП по вопросу о сопротивлении материалов	83
Хроника ЭПИЛ	84

БЮЛЛЕТЕНЬ ГЛАВНОГО ИНСТИТУТА АВИАЦИИ

„Логоплан”	9
БИБЛИОГРАФИЧЕСКИЙ ОБЗОР АВИАЦИИ	

CONTENTS

	Page
Polish People's Aviation Day	57
W. NOWAKOWSKI & J. SANDAUER	
Lateral Stability of Aircraft	58
W. FILIPPOW	
Servicing of de-icing system	69
W. ROTH	
At the Drawing Board — Instrument Panel Vibration	72
St. MADEYSKI	
Technical Letter Box — Eng. Brzeski's „birotary” Aircraft Engine	75
R. L., K. Z.	
Technical News	78
On Booksellers Shelves	81
L. KOŁODZIEJCZYK	
SIMP Stress Conference	83
Chronicle	84

THE GIL BULLETIN

„Logoplan”	9
----------------------	---

AVIATION BIBLIOGRAPHY

TECHNIKA LOTNICZA

KWARTALNIK ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW LOTNICZYCH
(KOŁO LOTNICZE SIMP)

ROK VI

ZESZYT 3 (14)

WRZESIEŃ 1951 R.

Święto Ludowego Lotnictwa Polskiego

Polacy zawsze wykazywali żywe zainteresowanie i pęd do lotnictwa, ale dopiero obecny ustrój spowodował, że lotnictwo przestało być domeną pewnej uprzywilejowanej grupy ludzi a otworzyły się możliwości dla wszystkich — dla szerokich mas. Liczne bezpłatne szkoły szybowcowe i motorowe, dostępne dla młodzieży obojga płci, możliwość zdobycia wiedzy przez każdego żadnego wiedzy, a nie posiadającego warunków materialnych, wspaniałe wyczyny w dziedzinie sportu lotniczego, w szczególności sportu szybowcowego, gdzie zarówno jakościowo jak i ilościowo jesteśmy w czołowie światowej, są tego namacalnym dowodem.

Państwo Ludowe nieustannie czuwa nad rozwojem naszego lotnictwa, zarówno sportowego jak i wojskowego, które dzięki przyjaźni i pomocy potężnego Związku Radzieckiego wyposażone jest w najnowocześniejszy i niezawodny sprzęt. Najlepsi instruktorzy z całym poświęceniem i zapalem szkolą nasze młode kadry lotnicze na tym sprzęcie dzieląc się wszelkimi zdobytymi własną pracą wskazówkami praktycznymi i wiadomościami teoretycznymi.

Kadrom naszych szkolących się inżynierów i techników przychodzi z pomocą znakomita, przystępna, a na wysokim poziomie utrzymana literatura fachowa ogólnotechniczna i lotnicza Związku Radzieckiego, która wobec skromnej jeszcze rodzimej literatury technicznej jest dla nas dźwignią postępu. Literatura ta jest u nas łatwo dostępna, a dzięki wyjątkowo niskim cenom możliwa jest do nabycia dosłownie dla każdego.

Państwo nasze otacza też czułą opieką laboratoria i placówki naukowe, zapewniając im niezbędne środki finansowe i pomoce.

Oczywiście taka opieka musi wydać plony — Święto Lotnictwa, które odbyło się w tym roku dnia 26 sierpnia, dało tego dowody. Wykazało, że piloci nasi latają coraz wyżej, coraz prędzej, coraz lepiej, a przede wszystkim, że jest ich coraz więcej.

Centralne pokazy lotnicze w Warszawie, które zgromadziły przy pięknej pogodzie niezliczone rzesze publiczności na lotnisku Okęcie były przeglądem wyszkolenia naszych młodych kadr lotniczych i pokazem używanego sprzętu — były ciekawe zarówno dla laika, jak i dla fachowca.

W pokazie samolotów sportowych między innymi zademonstrowane zostały po raz pierwszy w locie samoloty powojennej polskiej konstrukcji: „CSS“ — 11, „Junak“ — II i „Miś“. Dwa pierwsze z nich są maszynami przeznaczonymi dla szkolenia podstawowego i nauki akrobacji, trzeci zaś próbą stworzenia taniego samolotu pasażersko-transportowego, krótkodystansowego, przystosowanego do najprostszych, prymitywnych lotnisk.

Na pokazach szybowcowych specjalnie ciekawym szczegółem technicznym były loty „Nietoperza“ — ostatniej oblatanej maszyny konstrukcji Szybowcowych Zakładów Doświadczalnych. Szybowiec „Nietoperz“ jest pierwszą od początku naszego lotnictwa udaną próbą stworzenia polskiego bezogonowca, jest oprócz „Kaczki“ poszukiwaniem coraz doskonalszych form dla sprzętu szybowcowego. Nie potrzebujemy na tym miejscu podkreślać, że układ bezogonowy jest jednym z najtrudniejszych problemów w lotnictwie i że istnieje niewiele maszyn bezogonowych latających i posiadających zupełnie zadawalające własności lotne.

Największą atrakcją pokazów była indywidualna i zespołowa akrobacja samolotów odrzutowych konstrukcji radzieckiej, które prowadzone wprawą ręką naszych pilotów wykazały doskonałe walory tej najnowocześniejszej broni. Pokazy zakończyły efektowne i brawurowe skoki spadochronowe indywidualne i grupowe.

Imponujące pokazy, których byliśmy świadkami przeprowadziły wzorowo Ludowe Wojsko Polskie oraz Liga Lotnicza.

Na zakończenie wart jest podkreślenia charakter obecnego „Święta Lotnictwa“. Imponujące pokazy były przeprowadzone nie tylko w wielkich miastach, ale i tzw. dawniej pogardliwie „provincja“ miała możliwość obserwować na własne oczy rozmach i potęgę naszego ludowego lotnictwa, które pracuje i rozwija się w wielkiej służbie Demokracji i Pokoju.

Mgr Inż. WŁADYSŁAW NOWAKOWSKI
 Mgr Inż. JUSTYN SANDAUER
 Szybowcowy Zakład Doświadczalny
 Bielsko

Stateczność boczna samolotu

Zagadnienie stateczności dynamicznej, a zwłaszcza zagadnienie stateczności bocznej płatowca, bywa najczęściej opracowane w projekcie wstępnym w sposób fragmentaryczny, przeważnie w oparciu o dane statystyczne.

Pozornie trudna matematyczna strona ściślejszej analizy stateczności, odstrasza najczęściej od prób jej stosowania w praktyce.

Celem tego artykułu jest przełamanie wspomnianego uprzedzenia konstruktorów, przez podanie prostej metody sprawdzenia stateczności bocznej płatowca, opartej na pracy H. L. Price'a.

Stosując tą metodę do sprawdzania stateczności bocznej płatowców o stosunkowo małym obciążeniu powierzchni nośnej jak np. szybowców i samolotów sportowych, wprowadzono do niej w S.Z.D. pewne uproszczenia, tak że nie stoi już nic — naszym zdaniem — na przeszkodzie, by znalazła ona powszechne zastosowanie.

Ze względu na panujące w tej dziedzinie ubóstwo rodzimej literatury, dla ułatwienia studiowania zagadnienia stateczności bocznej, podano we wstępie ogólne równanie ruchu samolotu zaś stronę matematyczną celowo przedstawiono w rozwiniętej postaci — bez narzucających się skrótów. Ułatwi to bezwątpienia mniej zaawansowanym czytelnikom studiowanie tekstu.

Po wspólnym przedyskutowaniu zakresu tego artykułu, jego część I opracował pierwszy z autorów, część II wraz z przykładem liczbowym opracował drugi z autorów.

CZĘŚĆ I

I. UWAGI OGÓLNE

1. Definicje i założenia

Pomimo że pojęcie „stateczność“ jest pojęciem wyczuwalnym intuicyjnie i szczegółowo omawianym w mechanice, aby uniknąć nieporozumień, definiujemy poniżej pojęcie stateczności statycznej, dynamicznej oraz stateczności bocznej płatowca.

Stateczność statyczna oznacza skłonność płatowca do powrotu do położenia równowagi, po uprzednim wytrąceniu go z niej. W analizie stateczności statycznej określa się najczęściej przyrosty momentów względnie sił działających na płatowiec po wytrąceniu go z położenia równowagi. Nie interesuje nas wtedy ani charakter zaburzenia, ani — w pewnych granicach — jego wielkość, ani przebieg zjawiska zaburzenia w czasie. Wystarczy nam jedynie stwierdzenie faktu czy płatowiec posiada, czy też nie posiada skłonności do powrotu do położenia równowagi.

Stateczność dynamiczna oznacza zdolność płatowca do powrotu do pierwotnego stanu lotu (ustalonego), z którego to stanu został on wytrącony jakimś zaburzeniem, po ustaniu przyczyny wywołującej to zaburzenie. W analizie stateczności dynamicznej określa się najczęściej rodzaj ruchu wykonywany przez płatowiec po zaburzeniu, oblicza się okres tego ruchu jeżeli jest to ruch harmoniczny, oraz czas w którym amplituda tego ruchu maleje dwukrotnie. W tym wypadku śledzimy przebieg zjawiska w czasie. Pomimo, że teoretycznie nie ma potrzeby ograniczania wielkości za-

burzenia, ze względu na trudności matematyczne rozważania ogranicza się do zaburzeń tak małych, że w analizie ruchu można użyć równań liniowych.

Stateczność boczna płatowca zajmuje się jego ruchem i zaburzeniami gdy kierunek ich nie leży w płaszczyźnie symetrii płatowca. Ruchem i jego zaburzeniami gdy kierunek ich leży w płaszczyźnie płatowca zajmuje się analiza stateczności dynamicznej podłużnej.

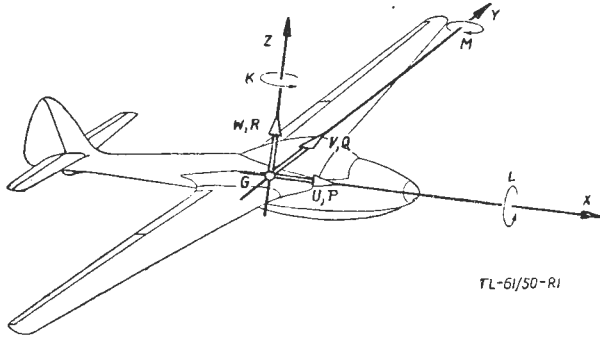
Taki podział ogólnej analizy stateczności dynamicznej jest możliwy — jak dalej zobaczymy z równań dynamicznych — przez co całe zagadnienie mocno się upraszcza.

W dalszych punktach tego artykułu wyprowadzimy zależności pozwalające na przeanalizowanie stateczności bocznej płatowca w ustalonym locie ślizgowym, przy małych bocznych zaburzeniach tego ruchu, oraz zablokowanych sterach. Wprawdzie zależności te można przekształcić i przeanalizować wypadek lotu z wolno puszczo- nymi sterami, lecz szereg upraszczających założeń zmniejsza dokładność analizy, a strona matematyczna wyraźnie się komplikuje.

Jeżeli z przeprowadzonej analizy wyniknie, że wytrącenie płatowca z lotu ustalonego pozostaje małe lub z czasem maleje, to otrzymane rozwiązanie przyjmujemy za poprawne. Jeżeli natomiast zaburzenie ruchu płatowca powiększało się z czasem, to po pewnym czasie nasze założenia „małości“ zaburzeń stają się nierealne i otrzymane rozwiązanie informuje nas raczej jakościowo, a nie ilościowo.

2. Układ współrzędnych i oznaczenia podstawowych wielkości.

Dla przeprowadzenia analizy stateczności bocznej konieczne jest przeanalizowanie najpierw stateczności statycznej kierunkowej i poprzecznej płatowca, wobec tego dalsze zależności wyprowadzimy w układzie współrzędnych związanym z płatowcem i kierunkiem lotu jak na rys. 1, który był użyty do obliczenia momentu kierunkowego i poprzecznego skrzydła w Technice Lotniczej Nr 1 z 1948 r.



Rys. 1.

Oś X tego układu leży w płaszczyźnie symetrii płatowca i jest rzutem na tę płaszczyznę wektora prędkości środka ciężkości płatowca, w chwili gdy rozpoczynamy obserwację.

Oś Y jest prostopadłą do płaszczyzny symetrii płatowca i skierowaną w kierunku lewego skrzydła.

Oś Z jest prostopadłą do obu poprzednich osi i dodatni jej zwrot jest skierowany w kierunku „grzbietu“ płatowca.

Ruch płatowca możemy określić w każdej chwili przy pomocy składowych szybkości U, V, W środka ciężkości wzdłuż osi wyżej przyjętego układu współrzędnych, oraz szybkości kątowych obrotu płatowca P, Q, R dookoła tych osi.

Położenie płatowca w przestrzeni możemy określić w każdej chwili przy pomocy kątów Φ, Θ, Ψ , zwanych kątami przechylenia, pochylenia i odchylenia. Kąty te są kątami, o które należy obrócić kolejno dookoła trzech osi układ współrzędnych związany z ziemią, którego początek leży w środku ciężkości płatowca, tak by osie tego układu pokryły się z osiami układu przyjętego przez nas do rozważań.

Najprościej wyjaśnia to rysunek 2.

Rysunek 2a przedstawia układ współrzędnych związany z ziemią, to znaczy taki, że oś Z_0 jest prostopadłą do powierzchni ziemi, osie zaś X_0 oraz Z_0 są poziome.

Rysunek 2b przedstawia układ współrzędnych X_1, Y_1, Z_1 , który powstał z układu X_0, Y_0, Z_0 , przez jego obrót dookoła osi Z_0 o kąt odchylenia Ψ .

Rysunek 2c przedstawia układ współrzędnych X_2, Y_2, Z_2 , który powstał z układu X_1, Y_1, Z_1 , przez jego obrót dookoła osi Y_1 o kąt pochylenia Θ .

Rysunek 2d przedstawia przyjęty przez nas do rozważań układ współrzędnych X, Y, Z , który powstał z układu X_2, Y_2, Z_2 , przez jego obrót dookoła osi X_2 o kąt przechylenia Φ .

Z rys.2 można łatwo obliczyć wielkości składowych przyśpieszenia ziemskiego wzdłuż poszczególnych osi układów.

Naprzykład w układzie współrzędnych X_0, Y_0, Z_0 składowe te wynoszą kolejno:

$$0, 0, -g,$$

w układzie współrzędnych X_1, Y_1, Z_1 wynoszą również:

$$0, 0, -g,$$

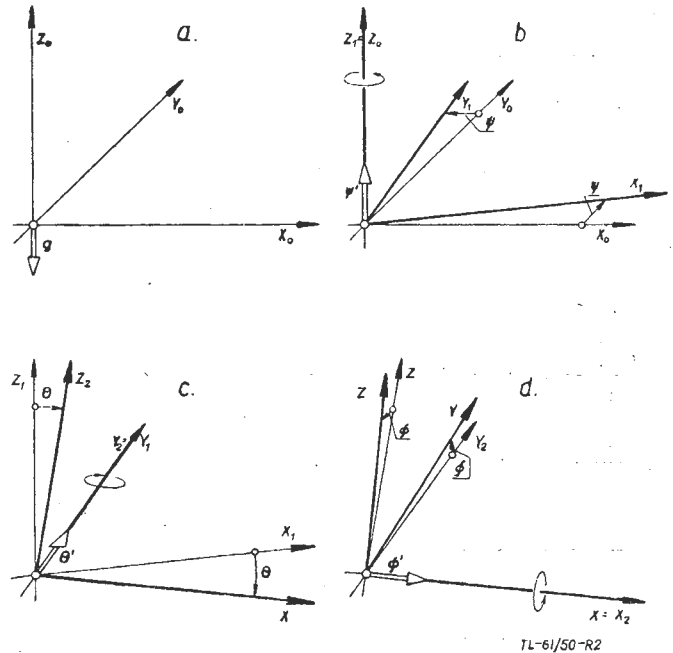
w układzie współrzędnych X_2, Y_2, Z_2 wynoszą z kolei:

$$g \cdot \sin \Theta, 0, -g \cdot \cos \Theta,$$

w układzie zaś współrzędnych X, Y, Z wynoszą one:

$$g \cdot \sin \Theta, -g \cdot \cos \Theta \cdot \sin \Phi, -g \cdot \cos \Theta \cdot \cos \Phi.$$

W analogiczny sposób możemy znaleźć zależności pomiędzy prędkościami kątowymi P, Q, R , a prędkościami kątowymi przechylenia, pochylenia i odchylenia płatowca, oznaczonymi Φ', Θ', Ψ' , rozpatrując je jako wektory, leżące wzdłuż poszczególnych osi.



Rys. 2.

Naprzykład wektor prędkości kątowej Ψ' , leżący podobnie jak poprzednio wektor g wzdłuż osi Z_1 na rys. 2b, daje w układzie współrzędnych X, Y, Z składowe wzdłuż poszczególnych osi:

$$-\Psi' \cdot \sin \Theta, \Psi' \cdot \cos \Theta \cdot \sin \Phi, \Psi' \cdot \cos \Theta \cdot \cos \Phi.$$

Wektor prędkości kątowej Θ' , leżący wzdłuż osi Y_2 na rys. 2c daje w układzie współrzędnych X, Y, Z składowe:

$$0, \Theta' \cdot \cos \Phi, -\Theta' \cdot \sin \Phi.$$

Wektor szybkości kątowej Φ' , leżący wzdłuż osi X na rys. 2d daje w tym układzie współrzędnych składowe:

$$\Phi', 0, 0.$$

Dodając składowe leżące na tych samych osiach układu X, Y, Z otrzymujemy ostatecznie:

$$P = -\Psi' \cdot \sin \Theta + \Phi'$$

$$Q = \Psi' \cdot \cos \Theta \cdot \sin \Phi + \Theta' \cdot \cos \Phi$$

$$R = \Psi' \cdot \cos \Theta \cdot \cos \Phi - \Theta' \cdot \sin \Phi$$

Oprócz podanych już oznaczeń, w artykule tym będziemy używali jeszcze oznaczeń następujących:

$P_x = c_x \cdot S \cdot q$	— opór płatowca
$P_y = c_y \cdot S \cdot q$	— siła boczna płatowca
$P_z = c_z \cdot S \cdot q$	— siła nośna płatowca
$L = c_l \cdot S \cdot q \cdot b/2$	— moment poprzeczny płatowca
$M = c_m \cdot S \cdot q \cdot t$	— „ podłużny „
$K = c_k \cdot S \cdot q \cdot b/2$	— „ kierunkowy „
I_x, I_y, I_z	— „ bezwładn. „
G	— ciężar płatowca
$m = G/g$	— masa „
S	— powierzchnia skrzydeł
b	— rozpiętość skrzydeł
t	— cięciwa „

II. STRONA MATEMATYCZNA ZAGADNIENIA

1. Podstawowe równania dynamiczne

Na wstępie zrobimy upraszczające założenie, że płatowiec jest bryłą symetryczną względem płaszczyzny XY oraz XZ , co jest równoznaczne z przyjęciem, że momenty zbroczenia I_{xz} oraz I_{xy} są równe zeru, a poza tym przyjmujemy, że i moment I_{yz} jest równy zeru.

Używając oznaczeń podanych w poprzednim punkcie, podstawowe równania określające ruch płatowca, znane z mechaniki jako równania ilości ruchu oraz równania Eulera, przyjmą po wyżej wspomnianych uproszczeniach postać:

$$m \left(\frac{dU}{dt} - V \cdot R + W \cdot Q \right) = -P_x + m \cdot g \cdot \sin \theta \dots [1]$$

$$m \left(\frac{dV}{dt} - W \cdot P + U \cdot R \right) = P_y - m \cdot g \cdot \cos \theta \cdot \sin \Phi \dots [2]$$

$$m \left(\frac{dW}{dt} - U \cdot Q + V \cdot P \right) = P_z - m \cdot g \cdot \cos \theta \cdot \cos \Phi \dots [3]$$

$$I_x \cdot \frac{dP}{dt} - I_y \cdot Q \cdot R + I_z \cdot R \cdot Q = L \dots [4]$$

$$I_y \cdot \frac{dQ}{dt} - I_z \cdot R \cdot P + I_x \cdot P \cdot R = M \dots [5]$$

$$I_z \cdot \frac{dR}{dt} - I_x \cdot P \cdot Q + I_y \cdot Q \cdot P = K \dots [6]$$

W wyżej podanym układzie równań, równania (2), (4) i (6) zawierają parametry „boczne“ i one właśnie będą podstawą do dalszych rozważań.

Jeżeli oznaczymy przez P_{y0} , L_0 , K_0 , wartości P_y , L , K w ustalonym locie ślizgowym, to po małym wytrąceniu płatowca z tego lotu ustalonego, siła poprzeczna będzie w najogólniejszym wypadku wynosiła:

$$P_y = P_{y0} + \frac{\partial P_y}{\partial U} \cdot dU + \frac{\partial P_y}{\partial V} \cdot dV + \\ + \frac{\partial P_y}{\partial W} \cdot dW + \frac{\partial P_y}{\partial P} \cdot dP + \frac{\partial P_y}{\partial Q} \cdot dQ + \frac{\partial P_y}{\partial R} \cdot dR +$$

$$+ \frac{\partial P_y}{\partial U'} \cdot dU' + \frac{\partial P_y}{\partial V'} \cdot dV' + \dots + \frac{\partial P_y}{\partial R'} \cdot dR' + \dots$$

przy czym przez U' , V' , R' itd. oznaczyliśmy przyspieszenia liniowe i kątowe.

Analogicznie będą się przedstawiały wyrażenia na L i K . W wyrażeniach tych możemy pominąć pewne człony przyjmując zgodnie z doświadczeniem, że siły i momenty aerodynamiczne zależą tylko od prędkości, a nie od przyspieszeń, przez co odpadną wszystkie człony z przecinkami. Poza tym rozpatrując — jak zaznaczyliśmy na wstępie — płatowiec ze sterami zablokowanymi w neutrum, mamy do czynienia z bryłą symetryczną, tak że żadne zaburzenie leżące w płaszczyźnie symetrii nie może dać reakcji „na boki“, skąd wniosek, że:

$$\frac{\partial P_y}{\partial U} = \frac{\partial P_y}{\partial W} = \frac{\partial P_y}{\partial Q} = 0$$

Stosując analogiczne rozumowanie do wyrażen na L i K otrzymujemy ostatecznie:

$$P_y = P_{y0} + \frac{\partial P_y}{\partial V} \cdot dV + \frac{\partial P_x}{\partial P} \cdot dP + \frac{\partial P_y}{\partial R} \cdot dR$$

$$L = L_0 + \frac{\partial L}{\partial V} \cdot dV + \frac{\partial L}{\partial P} \cdot dP + \frac{\partial L}{\partial R} \cdot dR \dots [7]$$

$$K = K_0 + \frac{\partial K}{\partial V} \cdot dV + \frac{\partial K}{\partial P} \cdot dP + \frac{\partial K}{\partial R} \cdot dR$$

Dla małych zaburzeń ustalonego lotu ślizgowego możemy wielkości prędkości liniowych, kątowych, kątów przechylenia itd. przedstawić zależnościami:

$$U = U_0 + \Delta U, \quad P = P_0 + \Delta P, \quad \theta = \theta_0 + \Delta \theta, \quad \text{i t.d.}$$

przyczym U_0 , P_0 , θ_0 itd. są wielkościami w ustalonym locie ślizgowym.

Wstawiając powyżej podane wartości na siły, momenty, prędkości liniowe i kątowe, kąty itd. w czasie zaburzenia lotu ślizgowego płatowca do równań (2), (4) i (6), i pamiętając o tym, że w ustalonym locie ślizgowym:

$$P_{y0} = L_0 = K_0 = 0, \quad \text{oraz:}$$

$$V_0 = W_0 = P_0 = R_0 = \Phi_0 = \Psi_0 = 0$$

równania te przyjmą po pominięciu wyrazów wyższych rzędów postać:

$$m (\Delta V' + U_0 \cdot \Delta R + g \cdot \cos \theta_0 \cdot \Delta \Phi) = \frac{\partial P_y}{\partial V} \cdot \Delta V +$$

$$+ \frac{\partial P_y}{\partial P} \cdot \Delta P + \frac{\partial P_y}{\partial R} \cdot \Delta R$$

$$I_x \cdot \Delta P' = \frac{\partial L}{\partial V} \cdot \Delta V + \frac{\partial L}{\partial P} \cdot \Delta P + \frac{\partial L}{\partial R} \cdot \Delta R$$

$$I_z \cdot \Delta R' = \frac{\partial K}{\partial V} \cdot \Delta V + \frac{\partial K}{\partial P} \cdot \Delta P + \frac{\partial K}{\partial R} \cdot \Delta R \dots [8]$$

Z zależności pomiędzy prędkościami P , Q , R oraz prędkościami kątowymi przechylenia, pochy-

lania i odchylenia, podanymi na str. 59, możemy napisać dodatkową zależność, a mianowicie:

$$\Delta P = (\Delta\Phi)' - (\Delta\Psi)' \cdot \sin \Theta_0$$

$$\Delta R = (\Delta\Psi)' \cdot \cos \Theta_0$$

(bo $\Phi_0 = 0$, a więc $\cos \Phi_0 = 1, \sin \Phi_0 = 0$)

skąd:

$$\Delta P = (\Delta\Phi)' - \Delta R \cdot \operatorname{tg} \Theta_0 \quad \dots\dots[9]$$

2. Symbolika bezwymiarowa

Praktyka wykazała, że w analizie stateczności, wygodniej jest operować wielkościami względnymi, bezwymiarowymi, związanymi z parametrami konstrukcyjnymi płatowca, niż wielkościami absolutnymi jak np. prędkościami w m/sek , siłami w kG , itd. Wprowadzenie do analizy wielkości względnych pozwala na bardziej ogólne studium problemu i upraszcza zewnętrzną stronę równań.

Glauert przyjął w tym celu:

1. za jednostkę masy, masę płatowca $\dots\dots m$,
2. „ „ „ długości, połowę rozpiętości skrzydeł $\dots\dots s = b/2$,
3. „ „ „ czasu, czas w którym płatowiec poruszający się z prędkością U_0 przeleci drogę $\mu \cdot s \dots \tau = \frac{\mu \cdot s}{U_0}$,

przy czym „s“ jest poprzednio zdefiniowaną jednostką długości, „ U_0 “ prędkością ustalonego lotu ślizgowego dla której przeprowadza się analizę, „ μ “ zaś jest tzw. względną masą płatowca:

$$\mu = \frac{m}{\rho \cdot s \cdot S}$$

gdzie: m jest masą płatowca,

ρ „ gęstością powietrza,

S „ powierzchnią skrzydeł,

Mając tak zdefiniowane jednostki masy, długości i czasu można nimi wyrazić jednostki innych wielkości, np.:

$$\text{Jednostka prędkości liniowej} \quad \dots\dots = \frac{s}{\tau}$$

$$\text{„ „ „ kątowej} \quad \dots\dots = \frac{1}{\tau}$$

$$\text{„ przyspieszenia liniowego} \quad = \frac{s}{\tau^2}$$

$$\text{„ „ „ kątowego} \quad = \frac{1}{\tau^2}$$

$$\text{„ siły (z prawa Newtona)} \quad = \frac{m \cdot s}{\tau^2}$$

$$\text{„ momentu} \quad \dots\dots = \frac{m \cdot s^2}{\tau^2}$$

$$\text{„ pochodnej siły wzgl. prędkości liniowej} \quad \dots\dots = \frac{m}{\tau}$$

$$\text{„ pochodnej siły wzgl. prędkości kątowej} \quad \dots\dots = \frac{m \cdot s}{\tau}$$

$$\text{Jednostka pochodnej momentu wzgl. prędkości liniowej} \quad \dots\dots = \frac{m \cdot s}{\tau}$$

$$\text{„ „ „ pochodnej momentu wzgl. prędkości kątowej} \quad \dots\dots = \frac{m \cdot s^2}{\tau}$$

$$\text{„ momentu bezwładności} \quad \dots = ms^2 \text{ itd.}$$

Oznaczając poszczególne wielkości jak np. czas, prędkość, przyspieszenie, tymi samymi symbolami w wymiarowym i bezwymiarowym systemie jednostek z tym, że dla odróżnienia w systemie bezwymiarowym nad symbolem damy poziomą kreskę, widzimy, że pomiędzy tymi samymi wielkościami w obu systemach istnieje następująca zależność:

$$t = \bar{t} (\tau) \quad \text{dla czasu,}$$

$$U = \bar{U} \left(\frac{s}{\tau} \right) \quad \text{„ prędkości liniowych,}$$

$$R = \bar{R} \left(\frac{1}{\tau} \right) \quad \text{„ „ kątowych,}$$

$$U' = \bar{U}' \left(\frac{s}{\tau^2} \right) \quad \text{„ przyspieszeń liniowych,}$$

$$R' = \bar{R}' \left(\frac{1}{\tau^2} \right) \quad \text{„ „ kątowych,}$$

$$L = \bar{L} \left(\frac{m \cdot s^2}{\tau^2} \right) \quad \text{„ momentu.}$$

itd.

3. Rozwiązanie równań dynamicznych

Wprowadzając do równań (8) oraz (9) symbolikę bezwymiarową, oznaczymy równocześnie dla uproszczenia:

ΔV przez v , ΔR przez r , $\Delta\Phi$ przez φ ,

$$\frac{\partial P_y}{\partial V} \text{ przez } y_v, \quad \frac{\partial P_y}{\partial P} \text{ przez } y_p, \quad \frac{\partial P_y}{\partial R} \text{ przez } y_r,$$

$$\frac{\partial L}{\partial V} \text{ przez } l_v, \quad \frac{\partial L}{\partial P} \text{ przez } l_p, \quad \frac{\partial L}{\partial R} \text{ przez } l_r,$$

$$\frac{\partial K}{\partial V} \text{ przez } k_v, \quad \frac{\partial K}{\partial P} \text{ przez } k_p, \quad \frac{\partial K}{\partial R} \text{ przez } k_r,$$

oraz zamiast wyrażenia $m \cdot g \cdot \cos \Theta_0$ wprowadzimy

$$\text{wyrażenie: } c_z \cdot S \cdot \frac{\rho \cdot U_0^2}{2} = m \cdot \frac{c_z \cdot U_0}{2\tau},$$

które otrzymaliśmy z zależności na „ τ “.

Równania przyjmą wtedy postać:

$$m \left[\bar{v}' \left(\frac{s}{\tau^2} \right) + U_0 \cdot \bar{r}' \left(\frac{1}{\tau} \right) + \frac{c_z}{2} \cdot \frac{U_0}{\tau} \cdot \varphi \right] =$$

$$= \bar{y}_v \left(\frac{m}{\tau} \right) \cdot \bar{v} \left(\frac{s}{\tau} \right) + \bar{y}_p \left(\frac{m \cdot s}{\tau} \right) \cdot \bar{p} \left(\frac{1}{\tau} \right) +$$

$$+ \bar{y}_r \left(\frac{m \cdot s}{\tau} \right) \cdot \bar{r} \left(\frac{1}{\tau} \right)$$

$$\begin{aligned} \bar{I}_x (m \cdot s^2) \cdot \bar{p}' \left(\frac{1}{\tau^2} \right) &= \bar{l}_v \left(\frac{m \cdot s}{\tau} \right) \cdot \bar{v} \left(\frac{s}{\tau} \right) + \\ &+ \bar{l}_p \left(\frac{m \cdot s^2}{\tau} \right) \cdot \bar{p} \left(\frac{1}{\tau} \right) + \bar{l}_r \left(\frac{m \cdot s^2}{\tau} \right) \cdot \bar{r} \left(\frac{1}{\tau} \right) \\ \bar{I}_x (m \cdot s^2) \cdot \bar{r}' \frac{1}{\tau^2} &= \bar{k}_v \left(\frac{m \cdot s}{\tau} \right) \cdot \bar{v} \left(\frac{s}{\tau} \right) + \\ &+ \bar{k}_p \frac{m \cdot s^2}{\tau} \cdot \bar{p} \left(\frac{1}{\tau} \right) + \bar{k}_r \left(\frac{m \cdot s^2}{\tau} \right) \cdot \bar{r} \left(\frac{1}{\tau} \right) \\ \bar{p} \left(\frac{1}{\tau} \right) &= \bar{\varphi}' \left(\frac{1}{\tau} \right) - \bar{r} \left(\frac{1}{\tau} \right) \cdot \operatorname{tg} \Theta_0 \quad \dots\dots\dots [10] \end{aligned}$$

Dzieląc pierwsze z równań przez $\frac{m \cdot s}{\tau^2}$, drugie i trzecie przez $\frac{m \cdot s^2}{\tau^2}$, a czwarte przez $\frac{1}{\tau}$ otrzymujemy ostatecznie:

$$\begin{aligned} \bar{v}' + \mu \cdot \bar{r} + \frac{c_z}{2} \cdot \mu \cdot \varphi &= \bar{y}_v \cdot \bar{v} + \bar{y}_p \cdot \bar{p} + \bar{y}_r \cdot \bar{r} \\ \bar{I}_x \cdot \bar{p}' &= \bar{l}_v \cdot \bar{v} + \bar{l}_p \cdot \bar{p} + \bar{l}_r \cdot \bar{r} \\ \bar{I}_x \cdot \bar{r}' &= \bar{k}_v \cdot \bar{v} + \bar{k}_p \cdot \bar{p} + \bar{k}_r \cdot \bar{r} \quad \dots\dots\dots [11] \\ \bar{p} &= \bar{\varphi}' + \bar{r} \cdot \operatorname{tg} \Theta_0 \end{aligned}$$

Powyżej otrzymany układ równań jest układem liniowych równań różniczkowych. Aby go móc rozwiązać przyjmujemy, że po wytrąceniu płatowca z lotu ustalonego, przyrosty prędkości liniowych, kątowych itd. będą miały przebieg harmoniczny względnie aperiodyczny, to znaczy, że przyrosty te można przedstawić zależnościami:

$$\bar{v} = v_0 \cdot e^{\lambda t}, \bar{p} = p_0 \cdot e^{\lambda t}, \bar{r} = r_0 \cdot e^{\lambda t}, \varphi = \varphi_0 \cdot e^{\lambda t}$$

Ponieważ różniczkowanie wyżej podanych funkcji polega na mnożeniu ich przez „ λ “, wstawiając je do układu równań (11), dzieląc go stronami przez wspólny czynnik $e^{\lambda t}$ oraz wprowadzając w miejsce $\operatorname{tg} \Theta_0$ wyrażenie c_x/c_z , otrzymujemy zamiast układu równań różniczkowych układ równań algebraicznych:

$$\begin{aligned} (\lambda - y_v) \cdot v_0 - y_p \cdot p_0 + (\mu - y_r) \cdot r_0 + \\ + \frac{c_z}{2} \cdot \mu \cdot \varphi_0 &= 0 \\ - l_v \cdot v_0 + (\lambda \cdot I_x - l_p) p_0 - l_r \cdot r_0 &= 0 \\ - k_v \cdot v_0 - k_p \cdot p_0 + (\lambda \cdot I_x - k_r) \cdot r_0 &= 0 \\ p_0 + (c_x/c_z) \cdot r_0 - \lambda \cdot \varphi_0 &= 0 \quad \dots\dots\dots [12] \end{aligned}$$

o czterech niewiadomych:
 $\lambda, v_0/\varphi_0, p_0/\varphi_0, r_0/\varphi_0.$

W układzie tym dla prostoty pominięto poziome kreski, przypominające, że w równaniach tych wszystkie wielkości są wielkościami bezwymiarowymi.

Z wyżej podanych czterech niewiadomych najbardziej interesuje nas wartość wielkości „ λ “, bo ma ona decydujący wpływ na charakter ruchu

płatowca po zaburzeniu, co będzie później szczegółowiej omówione.

Dla wyznaczenia wartości „ λ “ należy (patrz np. Maszynostrojenie, T. I str. 126) rozwiązać równanie wyznacznikowe, które w tym wypadku jest równaniem czwartego stopnia, zwanym równaniem częstotliwości, o postaci:

$$\begin{vmatrix} \lambda - y_v, -y_p, \mu - y_r, \frac{c_z}{2} \cdot \mu \\ -l_v, \lambda I_x - l_p, -l_r, 0 \\ -k_v, -k_p, \lambda I_x - k_r, 0 \\ 0, 1, \frac{c_x}{c_z}, -\lambda \end{vmatrix} = A \cdot \lambda^4 + B \cdot \lambda^3 + C \cdot \lambda^2 + D \cdot \lambda + E = 0$$

H. L. Price, zakładając, że:
 $y_p = y_r = 0$

wyliczył wartość wyżej podanego wyznacznika i otrzymał dla stałych równania częstotliwości następujące wartości:

$$\begin{aligned} A &= 1 \\ B &= - \left(\frac{l_p}{I_x} + \frac{k_r}{I_z} + y_v \right) \\ C &= \frac{l_p \cdot k_r}{I_x \cdot I_z} - \frac{l_r \cdot k_p}{I_x \cdot I_z} + y_v \left(\frac{l_p}{I_x} + \frac{k_r}{I_z} \right) + \frac{\mu \cdot k_v}{I_z} \\ D &= -y_v \left(\frac{l_p \cdot k_r}{I_x \cdot I_z} - \frac{l_r \cdot k_p}{I_x \cdot I_z} \right) + \frac{\mu \cdot l_v}{I_x} \left(\frac{k_p}{I_z} + \frac{c_z}{2} \right) + \\ &\quad - \frac{\mu \cdot k_v}{I_z} \left(\frac{l_p}{I_x} - \frac{c_x}{2} \right) \\ E &= - \left[\frac{\mu \cdot l_v}{I_x} \left(\frac{k_r}{I_z} - \frac{c_x \cdot k_p}{c_z \cdot I_z} \right) + \frac{\mu \cdot k_v}{I_z} \left(\frac{c_x \cdot l_p}{c_z \cdot I_x} - \frac{l_r}{I_x} \right) \right] \frac{c_z}{2} \quad \dots [13] \end{aligned}$$

Podane powyżej równanie częstotliwości:
 $A \cdot \lambda^4 + B \cdot \lambda^3 + C \cdot \lambda^2 + D \cdot \lambda + E = 0 \dots\dots [14]$

posiada w najogólniejszym wypadku cztery pierwiastki, to znaczy, że założone przez nas rozwiązanie:

$$\bar{v} = v_0 \cdot e^{\lambda t}, \text{ oraz analogiczne dla } \bar{p}, \bar{r}, \varphi, \text{ przybiera w najogólniejszym wypadku postać:}$$

$$\bar{v} = v_1 \cdot e^{\lambda_1 t} + v_2 \cdot e^{\lambda_2 t} + v_3 \cdot e^{\lambda_3 t} + v_4 \cdot e^{\lambda_4 t}$$

W analizie stateczności bocznej otrzymuje się najczęściej dwa pierwiastki rzeczywiste λ_1, λ_2 oraz parę pierwiastków zespolonych sprzężonych:

$$\lambda_{3,4} = a \pm i \cdot b$$

W takim wypadku możemy równanie częstotliwości czwartego stopnia zastąpić z dobrym przybliżeniem iloczynem dwu równań liniowych i jednego kwadratowego. Price np. zaleca w tym wypadku równanie częstotliwości zastąpić iloczynem:

$$(\lambda + B) \cdot \left(\lambda + \frac{E}{D} \right) \cdot \left(\lambda^2 + \frac{R}{B^2 \cdot D} \cdot \lambda + \frac{D}{B} \right) = 0$$

przy czym:

$$R = B \cdot C \cdot D - D^2 - B^2 E$$

i nosi nazwę wyznacznika Routh'a.

Dwa pierwiastki rzeczywiste równania częstotliwości mają więc w przybliżeniu wartość:

$$\lambda_1 = -B \quad \dots [15]$$

$$\lambda_2 = -\frac{E}{D} \quad \dots [16]$$

parę zaś pierwiastków zespolonych sprzężonych otrzymujemy rozwiązując równania kwadratowe:

$$\lambda_{3,4} = -\frac{R}{2B^2 \cdot D} \pm \sqrt{\left(\frac{R}{2B^2 \cdot D} \right)^2 - \frac{D}{B}} \quad \dots [17]$$

Pierwiastek rzeczywisty wstawiony do wyżej podanej zależności na „ v ” itd. daje ruch aperiodyczny, pierwiastek ze zespolony daje ruch harmoniczny.

Ruch płatowca po zaburzeniu „bocznym” składa się więc najczęściej z nałożonych na siebie dwu ruchów aperiodycznych oraz ruchu harmonicznego.

Tak np. pierwiastek λ_1 określa nam ruch (obrót) płatowca dookoła osi X , pierwiastek λ_2 określa nam ruch płatowca charakterystyczny dla niestateczności spiralnej, to jest obrót płatowca dookoła osi Z wywołany przechyleniem płatowca dookoła osi X i związanym z tym ześlizgiem, para zaś pierwiastków zespolonych $\lambda_{3,4}$, określa nam ruch harmoniczny dookoła osi Z .

Ruchy te mogą być tłumione, względnie wzmagające się. Jeżeli pierwiastek ma znak ujemny i jest rzeczywisty, lub ma ujemną część rzeczywistą i jest zespolony, to określany przezeń ruch jest tłumiony.

Oznaczywszy bowiem przez A amplitudę ruchu w czasie t_1 od początku zaburzenia i przyjmąwszy, że amplituda ta maleje dwukrotnie, a więc do wartości $A/2$ w czasie $t_1 + t_2$ od początku zaburzenia, to z zależności:

$$A = v \cdot e^{\lambda t_1}$$

$$\frac{A}{2} = v \cdot e^{\lambda(t_1 + t_2)}$$

przez podzielenie ich stronami otrzymujemy:

$$2 = e^{-\lambda t_2}$$

a stąd czas w którym amplituda maleje dwukrotnie:

$$t_2 = \frac{\ln 2}{-\lambda} = \frac{0,693}{-\lambda} \quad (\text{bezwym. jedn. czasu}),$$

względnie:

$$t_2 = \frac{0,693}{-\lambda} \cdot \tau \quad (\text{sekund}) \quad \dots [18]$$

Z zależności tej widać wyraźnie, że jeżeli λ ma znak dodatni, to czas w którym amplituda maleje dwukrotnie ma znak ujemny, a więc amplituda zwiększa się z rosnącym czasem.

Znając wartości pary pierwiastków zespolonych sprzężonych $\lambda_{3,4} = a \pm i \cdot b$ możemy nie tylko obliczyć czas t_2 w którym amplituda ruchu harmonicznego maleje do połowy, przez podstawienie do wyżej podanej zależności wartości rzeczywistej „ a ” pierwiastka zespolonego, ale możemy również obliczyć okres ruchu, z prostej zależności:

$$\bar{T} = \frac{2\pi}{b} \quad (\text{bezwym. jedn. czasu})$$

względnie:

$$T = \frac{2\pi}{b} \cdot \tau \quad (\text{sekund}) \quad [19]$$

III. OMÓWIENIE WYNIKÓW ANALIZY MATEMATYCZNEJ

1. Rodzaje niestateczności bocznej

Jak dowiedliśmy w poprzednim punkcie, koniecznym warunkiem by ruch płatowca był tłumiony, a więc by płatowiec wracał po zaburzeniu do poprzedniego stanu lotu, jest ujemny znak pierwiastków zespolonych sprzężonych.

Routh w „*Dynamice ciał stałych*” wykazał, że równanie częstotliwości (14) posiada zawsze pierwiastki z wyżej wspomnianym ujemnym znakiem, gdy stałe tego równania: A, B, C, D, E oraz wyznacznik R mają ten sam znak. Ponieważ w naszym wypadku $A = 1$, koniecznym warunkiem stateczności bocznej płatowca jest dodatnia wartość stałych B, C, D, E oraz wyznacznika R .

Z wyżej podanych stałych, B ma zawsze wartość dodatnią poniżej krytycznego kąta natarcia, mało prawdopodobnym jest by C było ujemne, a D może być ujemne jedynie w wyjątkowych wypadkach.

Wystarcza więc najczęściej sprawdzić znak stałej E oraz wyznacznika R , a jak dalej zobaczymy, niekiedy wystarczy sprawdzić znak jedynie stałej E .

Jeżeli stała $E < 0$, to jak widać z zależności (16), $\lambda_2 > 0$, a więc płatowiec jest niestateczny bocznie. Jest to wypadek *E-niestateczności*, zwanej niestatecznością spiralną, ponieważ płatowiec przechyłony jakimś zaburzeniem dookoła osi X , powiększa samoczynnie to przechylenie, odchylając się równocześnie w kierunku przechylenia dookoła osi Z , przechodząc w lot wzdłuż coraz bardziej zacieśniającego się spiralnego toru.

Jeżeli wyznacznik $R < 0$, to jak widać z zależności (17) otrzymujemy dodatnią wartość rzeczywistej części pary pierwiastków zespolonych, $a > 0$; zachodzi wtedy wypadek *R-niestateczności*, zwanej niestatecznością wahań kierunkowych*), bo wywołany zaburzeniem harmoniczny ruch płatowca dookoła osi Z , wzmagają się z czasem.

*) Zwanej inaczej niestatecznością „holendrowania” (przyp. Red.).

2. Graficzny sposób przedstawienia wyników analizy

Omówiona w poprzednich punktach analityczna metoda sprawdzenia stateczności bocznej płatowca pozwala na skontrolowanie słuszności założeń konstrukcyjnych, nie informuje ona jednak w prosty sposób konstruktora o zmianach, które należy wprowadzić w płatowcu gdyby okazał się niestatecznym, względnie jak daleko „odbiega” projektowany płatowiec od niestateczności spiralnej E — względnie — niestateczności wahań kierunkowych R .

Graficzne przedstawienie wyników obliczeń czyni omówioną metodę bardziej poglądową i ułatwia konstruktorowi powzięcie trafnej decyzji co do koniecznych zmian.

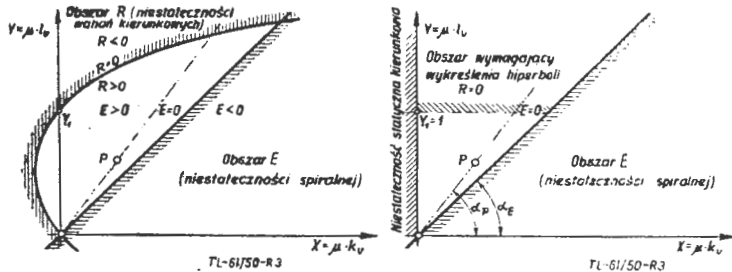
W tym celu H. L. Price w układzie współrzędnych:

$$X = \mu \cdot k_v$$

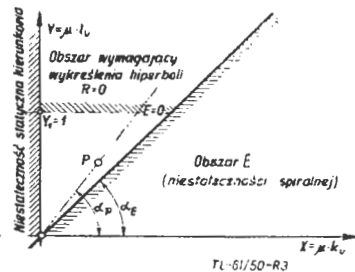
$$Y = \mu \cdot l_v$$

wyznacza obszary w których E oraz R są większe od zera, oraz obszary w których są one mniejsze od zera.

W wyżej podanym układzie współrzędnych granicą dzielącą obszar w którym $E > 0$ od obszaru $E < 0$, jest prosta $E = 0$ (patrz punkt następny tego rozdziału), granicą zaś pomiędzy obszarem gdzie $R < 0$, a obszarem gdzie $R > 0$, jest hiperbola $R = 0$, jak na rys. 3.



Rys. 3.



Rys. 4.

Prosta $E = 0$ oraz hiperbola $R = 0$ wydzielają z płaszczyzny XY obszar w którym zarówno $E > 0$ jak i $R > 0$, a więc obszar stateczności bocznej. Poniżej prostej $E = 0$ rozciąga się obszar niestateczności spiralnej, powyżej hiperboli $R = 0$ rozciąga się obszar niestateczności wahań kierunkowych.

Znając względną masę „ μ ” projektowanego płatowca, oraz pochodne k_v i l_v , które — jak dalej zobaczymy — są miarą stateczności statycznej kierunkowej i poprzecznej płatowca, możemy w wyżej przyjętym układzie współrzędnych nanieść punkt P , charakterystyczny dla projektowanego płatowca.

Położenie tego punktu w stosunku do granic statecznego obszaru informuje konstruktora jak „głęboko” znajduje się płatowiec w obszarze stateczności, względnie jak „bardzo” płatowiec jest niestateczny, jeżeli punkt P leży nazewnątrz tego obszaru.

Nie analizując narazie wpływu parametrów konstrukcyjnych płatowca na położenie granic statecznego obszaru, należy zwrócić uwagę na to, że

położenie punktu P zmienia się ze zmianą wysokości lotu. Ze wzrostem wysokości rośnie bowiem względna masa płatowca „ μ ”, bo maleje gęstość powietrza ρ , i punkt P przesuwa się wzdłuż prostej łączącej go z początkiem układu współrzędnych, w kierunku obszaru niestateczności wahań kierunkowych, nie zmieniając swego położenia w stosunku do obszaru niestateczności spiralnej. Płatowiec stateczny bocznie na małej wysokości, może stać się niestatecznym na odpowiednio dużej wysokości. Nie może to mieć oczywiście miejsca wtedy, gdy pochylenie wyżej wspomnianej prostej względem osi X jest mniejsze od pochylenia górnej asymptoty hiperboli $R = 0$.

3. Uproszczona analiza stateczności bocznej

Kilka przykładów wykonanych w S.Z.D. wykazało, że dla płatowców o stosunkowo małym obciążeniu jednostkowym, jak np. szybowców i płatowców sportowych, rzędna $\mu \cdot l_v$ punktu P jest wielokrotnie mniejsza od rzędnej punktu Y_1 , w którym hiperbola $R = 0$ przecina oś rzędnych, i że dopiero na dużych wysokościach istnieje możliwość przesunięcia się punktu P do obszaru $R < 0$.

Jeżeli więc ograniczymy się do analizy płatowców o małym obciążeniu jednostkowym i kierunkowo statycznie statecznych, co jest jednocześnie z wykluczeniem możliwości znalezienia się punktu P na lewo od osi Y , badanie stateczności bocznej sprowadza się zgodnie z rys. 4 do stwierdzenia czy punkt P leży na prawo, czy też na lewo od prostej $E = 0$.

Gdy jednak obciążenie jednostkowe płatowca jest duże, względnie gdy projektuje się duży płatowiec, gdzie niekiedy dopuszczalna jest mała niestateczność statyczna kierunkowa, wykreślenie hiperboli $R = 0$ jest konieczne*).

Jak widzimy uproszczona analiza stateczności bocznej sprowadza się do sprawdzenia, czy punkt P , charakterystyczny dla danego płatowca, leży po prawej, czy też lewej stronie prostej $E = 0$. Jest to jednoznaczne ze stwierdzeniem, czy współczynnik kierunkowy $tg\alpha_P$, prostej łączącej punkt P z początkiem układu współrzędnych, jest większy, czy też mniejszy od współczynnika kierunkowego $tg\alpha_E$, prostej $E = 0$.

Koniecznym warunkiem stateczności bocznej jest by:

$$tg\alpha_P > tg\alpha_E$$

Współrzędne punktu P wynoszą:

$$X_P = \mu \cdot k_v$$

$$Y_P = \mu \cdot l_v$$

Współczynnik kierunkowy prostej \overline{OP} wynosi więc:

$$tg\alpha_P = \frac{Y_P}{X_P} = \frac{l_v}{k_v}$$

* Price wyprowadza w tym celu zależności pozwalające na wykreślenie asymptot wspomnianej hiperboli. Asymptoty te, przy znajomości jednego punktu hiperboli, za który przyjmuje się z pewnym przybliżeniem początek układu współrzędnych, pozwalają na szybkie jej wykreślenie. Ponieważ dalsze nasze rozważania ograniczymy do płatowców o małym jednostkowym obciążeniu, czytelników chcących wykreślić hiperbolę $R = 0$, odsyłamy do oryginalnej pracy Price'a (lit, poz. 1)

Z zależności na wartość stałej E (13) widzimy, że równanie prostej $E = 0$ możemy napisać w postaci:

$$\frac{\mu \cdot l_V}{I_x} \left(\frac{k_r}{I_z} - \frac{c_x \cdot k_p}{c_z \cdot I_z} \right) + \frac{\mu \cdot k_V}{I_z} \left(\frac{c_x \cdot l_p}{c_z \cdot I_x} - \frac{l_r}{I_x} \right) = 0$$

a po uproszczeniu przez $I_x \cdot I_z$ oraz c_z :

$$\mu \cdot l_V + \left(\frac{c_x \cdot l_p - c_z \cdot l_r}{c_z \cdot k_r - c_x \cdot k_p} \right) \cdot \mu \cdot k_V = 0$$

skąd:

$$\operatorname{tg} \alpha_E = \frac{Y}{X} = \frac{\mu \cdot l_V}{\mu \cdot k_V} = \frac{c_z \cdot l_r - c_x \cdot l_p}{c_z \cdot k_r - c_x \cdot k_p}$$

Koniecznym więc warunkiem stateczności bocznej jest by:

$$\frac{l_V}{k_V} > \frac{c_z \cdot l_r - c_x \cdot l_p}{c_z \cdot k_r - c_x \cdot k_p} \quad \dots [20]$$

Zależność ta pozwala na proste przeanalizowanie wpływu niektórych parametrów konstrukcyjnych płatowca na jego stateczność boczną, a jak dalej zobaczymy i na zachowanie się płatowca w zakręcie, względnie w krążeniu.

Wpierw musimy jednak przypomnieć sobie co oznaczają w tej zależności poszczególne symbole.

Pochodną momentu poprzecznego L , wywołanego ślizgiem, względem prędkości ślizgu V , oznaczyliśmy przez l_V ; „ l_V ” jest więc miarą stateczności statycznej poprzecznej płatowca.

Pochodną momentu kierunkowego K , wywołanego ślizgiem, względem prędkości ślizgu V , oznaczyliśmy przez k_V ; „ k_V ” jest więc miarą stateczności statycznej kierunkowej płatowca.

Pochodną momentu poprzecznego L , wywołanego obrotem płatowca dookoła osi X , względem prędkości kątowej obrotu P , oznaczyliśmy przez l_p ; „ l_p ” jest więc miarą tłumienia obrotu płatowca dookoła osi X .

Pochodną momentu kierunkowego K , wywołanego obrotem płatowca dookoła osi Z , względem prędkości kątowej obrotu R , oznaczyliśmy przez k_r ; „ k_r ” jest więc miarą tłumienia obrotu płatowca dookoła osi Z .

Analogicznie „ l_r ” oraz „ k_p ” są jakgdyby miarą momentu poprzecznego wywołanego obrotem płatowca dookoła osi Z , oraz momentu kierunkowego, wywołanego obrotem płatowca dookoła osi X .

Ponieważ pochodne l_p oraz k_p mają mniejszy wpływ na stateczność płatowca ze względu na to, że w zależności (20) mnożone są przez stosunkowo mały czynnik, jakim jest współczynnik oporu c_x , główną rolę w tej zależności odgrywiają pochodne l_V , k_V , l_r , oraz k_r .

Jeżeli kąt toru lotu ślizgowego jest mały, to znaczy gdy doskonałość aerodynamiczna płatowca $d = c_z/c_x$ jest duża dla rozpatrywanego stanu lotu, warunek (20) można jeszcze bardziej uprościć przez opuszczenie pochodnych mnożonych przez c_x , i w takim wypadku warunkiem stateczności bocznej jest:

$$\frac{l_V}{k_V} > \frac{l_r}{k_r} \quad \dots [20a]$$

Ponieważ pochodne l_V , k_V oraz k_p mają wartość dodatnią, pochodne zaś l_r , l_p oraz k_r mają wartości

ujemne, warunek (20a) jest warunkiem „ostrzejszym” od warunku (20).

Warunek (20a) wygodniej jest niekiedy napisać w postaci:

$$\begin{aligned} l_V \cdot k_r - k_V \cdot l_r < 0 & \text{ dla płatowców statecznych} \\ l_V \cdot k_r - k_V \cdot l_r = 0 & \text{ „ o stateczności} \\ & \text{ obojętnej} \\ l_V \cdot k_r - k_V \cdot l_r > 0 & \text{ „ niestatecznych} \\ & \dots [20b] \end{aligned}$$

4. Wpływ parametrów konstrukcyjnych na stateczność

Jak widać z zależności (20a), konstruktor, chcąc zabezpieczyć projektowany płatowiec przed niestatecznością spiralną, powinien dążyć do:

- 1^o jak największej bezwzględnej wartości pochodnych l_V oraz k_r ,
- 2^o jak najmniejszej bezwzględnej wartości pochodnych k_V oraz l_r .

W praktyce na wielkość tych pochodnych konstruktor może wpływać przez:

1. zmianę kąta wzniosu (układu V) skrzydeł,
2. zmianę wielkości usterzenia kierunkowego,
3. zmianę odległości usterzenia kierunkowego od środka ciężkości płatowca.

Omówimy pokolei wpływ wyżej podanych „operacji” na wielkość pochodnych i osiągnięty przez to efekt.

1. Zwiększenie kąta wzniosu skrzydeł bardzo powiększa stateczność statyczną poprzeczną płatowca, a więc l_V , destabilizuje natomiast nieco płatowiec kierunkowo, a więc zmniejsza k_V . Na wartość pozostałych pochodnych nie ma praktycznie wpływu.

Jeżeli więc niestateczny spiralnie płatowiec konstruktor ustatednia zwiększeniem wzniosu skrzydeł, to efekt wywołany tym zabiegiem widoczny jest na rys. 5a.

Prosta $E = 0$ nie zmienia swego pochylenia, punkt zaś P przesuwa się w kierunku statecznego obszaru.

2. Zmniejszenie powierzchni usterzenia kierunkowego zmniejsza stateczność statyczną kierunkową płatowca, a więc k_V , zmniejszając równocześnie i tłumienie obrotu płatowca dookoła osi Z , a więc i pochodną k_r . Ponieważ na wielkość pochodnej k_V powierzchnia usterzenia ma decydujący wpływ, a w tłumieniu obrotu płatowca dookoła osi Z współdziałają skrzydło i kadłub, zmniejszenie powierzchni usterzenia, w silniejszym stopniu zmniejsza pochodną k_V niż pochodną k_r . Na wartość pozostałych pochodnych zmiana powierzchni usterzenia kierunkowego praktycznie nie ma wpływu.

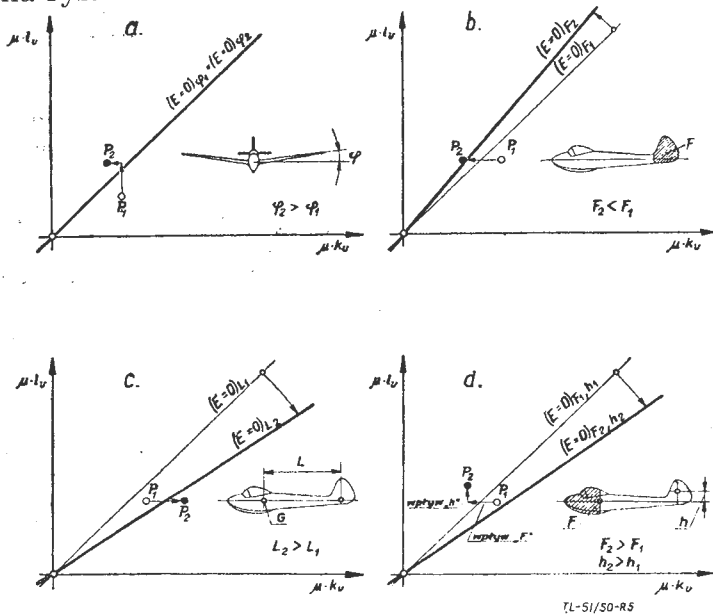
Efekt wywołany „ustatednieniem” płatowca na drodze zmniejszania powierzchni usterzenia widoczny jest na rys. 5b.

Punkt P „goni” jakgdyby obracającą się w niekorzystnym kierunku prostą $E = 0$.

3. Zwiększenie odległości usterzenia kierunkowego od środka ciężkości płatowca zwiększa zarówno stateczność statyczną kierunkową, a więc k_V , jak i tłumienie obrotu płatowca dookoła osi Z , a więc i pochodną k_r . Ponieważ moment tłu-

miący usterzenia zmienia się z kwadratem „ramienia“ usterzenia, a moment kierunkowy proporcjonalnie do tego ramienia, zwiększenie ramienia usterzenia kierunkowego powiększa w silniejszym stopniu pochodną k_r niż k_v . Na wartość pozostałych pochodnych wielkość ramienia usterzenia praktycznie nie ma wpływu.

Efekt wywołany tym zabiegiem widoczny jest na rys. 5c.



Rys. 5.

Obracająca się prosta $E = 0$ „goni“ jakgdyby punkt P , poruszający się w niekorzystnym kierunku.

Jak widzimy, najskuteczniejszym sposobem zwalczania niestateczności spiralnej płatowca jest zwiększenie kąta wzniosu skrzydeł.

Zmiana wielkości usterzenia kierunkowego, lub jego ramienia jest właściwie półśrodkiem, w wyjątkowych tylko wypadkach prowadzącym do celu. Wymaga bowiem często tak znacznego zmniejszenia powierzchni usterzenia, względnie zwiększenia jego ramienia, że nie zezwalają na to ani wymagana sterowność płatowca, ani jego główne założenia konstrukcyjne.

Istnieje jeszcze jedna możliwość zapobieżenia niestateczności spiralnej płatowca, możliwość wykorzystywana często przez modelarzy oraz konstruktorów dużych płatowców. Jest nią wprowadzenie destabilizujących kierunkowo powierzchni przed środkiem ciężkości płatowca, względnie silne wydłużenie kadłuba do przodu, z równoczesnym podniesieniem do góry usterzenia kierunkowego.

Wspomniana destabilizująca powierzchnia, względnie kadłub zmniejszają stateczność statyczną kierunkową, a więc k_v , powiększając równocześnie tłumienie obrotu płatowca dookoła osi Z , a więc k_r . Podniesienie do góry usterzenia kierunkowego powiększa stateczność statyczną poprzeczną, a więc l_v .

Efekt wywołany tym zabiegiem widoczny jest na rys 5d.

Obracająca się prosta $E = 0$ „wybiega“ jakgdyby naprzeciw poruszającemu się w korzystnym kierunku punktowi P .

Opisany ostatnio sposób zwalczania niestateczności spiralnej płatowców jest równie skuteczny jak zwiększanie kąta wzniosu skrzydeł, nie może być niestety najczęściej stosowany ze względów konstrukcyjnych przez konstruktorów małych płatowców oraz szybowców.

5. Związek pomiędzy statecznością boczną płatowca, a jego zachowaniem się w zakręcie

Pomimo kilku podanych przez nas możliwości zwalczania niestateczności spiralnej płatowca, konstruktor stając niekiedy przed koniecznością zastosowania zbyt dużego, ze względów eksploatacyjnych, kąta wzniosu skrzydeł, decyduje się na „małą“ niestateczność spiralną projektowanego płatowca, bo dopiero „duża“ niestateczność spiralna dyskwalifikuje płatowiec całkowicie, nie mówiąc już o tym, że w niektórych typach płatowców, jak np. myśliwskich i akrobacyjnych mała niestateczność spiralna jest bardzo pożądana.

Często spotyka się płatowce, a zwłaszcza szybowce, z objawami niestateczności spiralnej, które pomimo tej „wady“ cenione są przez użytkowników.

Słuszności tego twierdzenia można dowiedzieć przez wykazanie związku jaki istnieje pomiędzy statecznością boczną płatowca, a jego zachowaniem się w zakręcie.

Rozpatrzmy w tym celu równowagę momentów dookoła osi X oraz Z , w ustalonym zakręcie płatowca w płaszczyźnie poziomej, wykonywanym po torze z prędkością U_0 .

Oznaczywszy na rys. 6 przez:
 Φ — kąt przechylenia płatowca w zakręcie,
 Ω — prędkość kątową zakretu,
 widzimy, że składowe prędkości kątowe dookoła osi X, Y, Z , wywołane tym zakrętem, wynoszą kolejno:

$$\begin{aligned} P &= 0 \\ Q &= -\Omega \cdot \sin \Phi \\ R &= \Omega \cdot \cos \Phi \end{aligned}$$

Jeżeli płatowiec wykonuje zakręt ustalony, to sumy momentów względem poszczególnych osi muszą być równe zero.

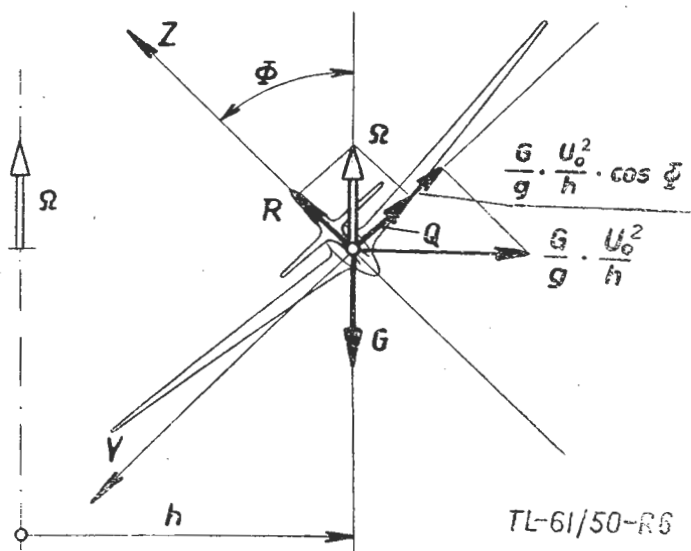
Ponieważ — jak zaznaczyliśmy na wstępie tego artykułu — zaburzenia „podłużne“ nie mogą dawać „bocznych“ skutków, momenty względem osi X oraz Z mogą być wywołane jedynie:

1. wychyleniem steru poprzecznego (lotek) i kierunkowego,
2. prędkościami kątowymi obrotu płatowca P oraz R ,
3. prędkością ślizgu V .

Możemy więc napisać, że w zakręcie ustalonym:

$$\begin{aligned} L_{ust} + \frac{\partial L}{\partial P} \cdot P + \frac{\partial L}{\partial R} \cdot R + \frac{\partial L}{\partial V} \cdot V &= 0 \\ K_{ust} + \frac{\partial K}{\partial P} \cdot P + \frac{\partial K}{\partial R} \cdot R + \frac{\partial K}{\partial V} \cdot V &= 0 \end{aligned} \quad \dots [21]$$

Podstawiając do tych zależności poprzednio otrzymane wartości składowych prędkości kąto-



Rys. 6.

wych oraz stosując poprzednio przyjęte przez nas oznaczenia pochodnych, otrzymujemy:

$$\begin{aligned} L_{ust} + l_r \cdot \Omega \cdot \cos\Phi + l_V \cdot V &= 0 \\ K_{ust} + k_r \cdot \Omega \cdot \cos\Phi + k_V \cdot V &= 0 \end{aligned} \quad \dots [21a]$$

Z zależności tej widać wyraźnie, że zakręt w płaszczyźnie poziomej ze sterami w neutrum ($L_{ust} = K_{ust} = 0$), może odbywać się jedynie ze ślizgiem V i wtedy:

$$\begin{aligned} l_V \cdot V &= -l_r \cdot \Omega \cdot \cos\Phi \\ k_V \cdot V &= -k_r \cdot \Omega \cdot \cos\Phi \end{aligned} \quad \dots [22]$$

Prędkość zakrętu ustala się w takim wypadku tylko wtedy, gdy spełnione są obie wyżej podane zależności, bo tylko wtedy występuje równowaga momentów dookoła osi X oraz Z . Zachodzi to wtedy, gdy:

$$\frac{l_V}{k_V} = \frac{l_r}{k_r},$$

a więc — co było do przewidzenia — gdy płatek jest spiralnie obojętnym.

Jeżeli płatek nie jest spiralnie obojętnym, to nie mogą być spełnione równocześnie obie zależności (22) i po ustawieniu jednego steru w neutrum, prędkość zakrętu ustali się dopiero po odpowiednim wychyleniu drugiego ze sterów.

Zakładając np., że wykonujemy w płaszczyźnie poziomej zakręt ze sterem kierunkowym w neutrum, prędkość ślizgu wynosi wtedy:

$$V = -\frac{k_r}{k_V} \cdot \Omega \cdot \cos\Phi$$

i równowaga momentów dookoła osi X wymaga z zależności (21a) wychylenia lotek, dającego moment poprzeczny:

$$\begin{aligned} L_{ust} &= -l_r \cdot \Omega \cdot \cos\Phi + l_V \cdot \frac{k_r}{k_V} \cdot \Omega \cdot \cos\Phi = \\ &= (l_V \cdot k_r - k_V \cdot l_r) \Omega \cdot \cos\Phi \end{aligned} \quad \dots [23a]$$

Analogicznie, wykonując zakręt w płaszczyźnie poziomej z lotkami w neutrum, równowaga mo-

mentów dookoła osi Z wymaga wychylenia steru kierunkowego, dającego moment:

$$K_{ust} = - (l_V \cdot k_r - k_V \cdot l_r) \Omega \cdot \cos\Phi \quad \dots [23b]$$

Ponieważ wielkości w nawiasach w zależnościach (23a) oraz (23b) są uproszczonym warunkiem stateczności (20b), stateczność spiralną płatowca można sprawdzić prostą próbą pilotażową, a mianowicie:

- 1^o. Jeżeli płatek dla ustalenia prędkości w zakręcie wykonywanym w płaszczyźnie poziomej, ze sterem kierunkowym w neutrum, wymaga dodatniego momentu od lotek, zwanego przez pilotów „kontrowaniem“ względnie „podtrzymywaniem“, to jest on spiralnie niestatecznym. Ujemny w takim wypadku moment od lotek, zwany przez pilotów „przytrzymywaniem“, jest dowodem stateczności płatowca.
- 2^o. Jeżeli płatek dla ustalenia prędkości w zakręcie wykonywanym w płaszczyźnie poziomej, z lotkami w neutrum, wymaga ujemnego momentu kierunkowego, zwanego przez pilotów „górną nogą“, to jest on niestateczny spiralnie. Dodatni w takim wypadku moment, zwany „dolną nogą“, jest dowodem stateczności.

Z zależności (21a) możemy wyciągnąć dalszy ciekawy wniosek, a mianowicie, że jeżeli na płatowcu wykonuje się poprawny, to znaczy bez ślizgu zakręt w płaszczyźnie poziomej ($V = 0$), wychylenia steru kierunkowego i lotek nie zależą od stateczności bocznej płatowca, bo wtedy:

$$\begin{aligned} L_{ust} &= -l_r \cdot \Omega \cdot \cos\Phi \\ K_{ust} &= -k_r \cdot \Omega \cdot \cos\Phi \end{aligned}$$

Ponieważ zawsze $l_r < 0$ oraz $k_r < 0$, każdy płatek wymaga w poprawnym, a więc bez ślizgu, zakręcie w płaszczyźnie poziomej, „podtrzymywania“ lotką oraz „dolnej nogi“. Jedynie wielkość potrzebnego wychylenia lotek i steru kierunkowego, a więc „proporcja sterów“, zależy od wielkości pochodnych l_r oraz k_r .

Podobne rozumowanie do tego, które przeprowadziliśmy dla zakrętu w płaszczyźnie poziomej można przeprowadzić również dla krażenia w locie ślizgowym, a więc ze stratą wysokości.

Składowe prędkości kątowe wywołane krażeniem wynoszą wtedy:

$$\begin{aligned} P &= -\Omega \cdot \sin\Theta \\ Q &= -\Omega \cdot \sin\Phi \cdot \cos\Theta \\ R &= -\Omega \cdot \cos\Phi \cdot \cos\Theta \end{aligned}$$

przy czym kąt Θ jest kątem toru lotu ślizgowego. Zależność (21) możemy wtedy napisać w postaci:

$$\begin{aligned} L_{ust} - l_p \cdot \Omega \cdot \sin\Theta + l_r \cdot \Omega \cdot \cos\Phi \cdot \cos\Theta + l_V \cdot V &= 0 \\ K_{ust} - k_p \cdot \Omega \cdot \sin\Theta + k_r \cdot \Omega \cdot \cos\Phi \cdot \cos\Theta + k_V \cdot V &= 0 \end{aligned} \quad \dots [21b]$$

Z zależności tej widzimy, że w poprawnym zakręcie ($V = 0$) w locie ślizgowym, z rosnącym kątem toru lotu, maleje potrzebne „podtrzymywa-

nie" płatowca lotkami, rośnie zaś potrzebne wychylenie steru kierunkowego, bo pochodne $l_p < 0$, $l_r < 0$, $k_r < 0$, $k_p > 0$.

Jeżeli kąt toru lotu ślizgowego jest odpowiednio duży, to możliwe jest poprawne krążenie bez „podtrzymywania“ lotkami. Zakładając bowiem w zależności (21b) $L_{ust} = V = 0$, widzimy, że równowaga momentu poprzecznego zachodzi gdy:

$$\operatorname{tg}\Phi = \frac{c_x}{c_z} = \frac{l_r}{l_p} \cdot \cos\Phi$$

Oczywiście w krążeniu ze wznoszeniem, rośnie potrzebne „kontrowanie“ lotkami, a maleje potrzebne wychylenie steru kierunkowego.

Zależności (21) uzupełnione uproszczonym (bez siły bocznej) warunkiem równowagi sił wzdłuż osi Y:

$$G \cdot \sin\Phi - \frac{G \cdot U_o^2}{g \cdot h} \cdot \cos\Phi = 0,$$

lub po uproszczeniu przez G , przyjęciu że $\sin\Phi \approx \Phi$ i po zróżniczkowaniu:

$$g \cdot P + R' \cdot U_o = 0, \dots\dots\dots [24]$$

pozwalają na proste, przybliżone obliczenie czasu, w którym płatowiec stateczny spiralnie, po mniejsza dwukrotnie przechylenie, prędkości kątowne, prędkość ślizgu itd., gdy lotki i ster kierunkowy zostaną w zakręcie w płaszczyźnie poziomej, ustawione w neutrum.

Zmianę przechylenia, prędkości itd. w czasie, możemy podobnie jak przy rozwiązywaniu układu równań (11), wyrazić zależnościami:

$$P = P_o \cdot e^{\lambda t}, \quad R = R_o \cdot e^{\lambda t}, \quad V = V_o \cdot e^{\lambda t},$$

oraz po zróżniczkowaniu:

$$R' = R_o \cdot \lambda \cdot e^{\lambda t}.$$

Wstawiając te zależności do zależności (21) oraz (24), po założeniu $L_{ust} = K_{ust} = 0$, podzieleniu przez R_o oraz wspólny czynnik $e^{\lambda t}$ otrzymujemy:

$$l_p \cdot \frac{P_o}{R_o} + l_r + l_V \cdot \frac{V_o}{R_o} = 0$$

$$k_p \cdot \frac{P_o}{R_o} + k_r + k_V \cdot \frac{V_o}{R_o} = 0$$

$$g \cdot \frac{P_o}{R_o} + \lambda \cdot U_o = 0$$

Obliczając z trzeciej zależności wartość P_o/R_o i wstawiając do dwu pierwszych, a następnie eliminując z nich V_o/R_o przez podzielenie ich stronami, otrzymujemy:

$$-\lambda = \frac{g}{U_o} \cdot \frac{l_V \cdot k_r - k_V \cdot l_r}{k_V \cdot l_p - l_V \cdot k_p} \dots\dots\dots [25]$$

Podstawiając tą wartość do zależności (18) możemy obliczyć czas w którym płatowiec stateczny spiralnie, po ustawieniu sterów w neutrum w czasie wykonywania zakrętu, zmniejszy dwukrotnie kąt przechylenia Φ :

$$t_2 \cong 0,07 \cdot U_o \cdot \frac{k_V \cdot l_p - l_V \cdot k_p}{l_V \cdot k_r - k_V \cdot l_r} \text{ (sekund) } \dots\dots [26]$$

Wprowadzając wszystkie zależności w tym równaniu wyprowadziliśmy w wymiarowym systemie jednostek, ale wartość ułamka zależności (26), będącego stosunkiem pochodnych nie zmienia się, gdy wprowadzimy do niego pochodne obliczone w bezwymiarowym systemie jednostek.

Obliczenie czasu t_2 przy pomocy zależności (26) jest oczywiście mniej dokładne od obliczenia go przy pomocy pierwiastka λ_2 równania częstotliwości, wymaga jednak znacznie mniej czasu i dlatego zależność (26) wraz z zależnością (20), mogą być przyjęte jako podstawowe zależności do kontroli stateczności bocznej płatowca w projekcie wstępnym.

Na tym kończymy część I rozważań, nie wyczerpującą oczywiście tematu, ale rzucającą nieco światła na problem stateczności bocznej.

W drugiej części tego artykułu omówione zostaną metody obliczania pochodnych l_V , k_V , l_r , k_r , l_p , k_p oraz przeliczony będzie przykład liczbowy, wyjaśniający istniejące przypuszczalnie niedopowiedzenia części I.

LITERATURA

1. H. L. Price — „The lateral stability of aeroplanes“ Aircraft Engineering Nr 173 i nast. z 1943 r.
2. C. A. G. I. — „Sprawocznik awiakonstruktora“. Tom I, str. 378 i nast.
3. B. M. Jones — „Dynamika samolota“. Aerodynamika Duranda. Tom V, wyd. radzieckie.
4. G. A. Mokrzycki — „Badanie stateczności w projekcie wstępnym“. I. B. T. L. 1931 r.
5. W. Nowakowski — „Kilka uwag o momencie podłużnym, itd.“. Technika Lotnicza nr 1 z 1948 r.

Inż. mjr. W. Filippow

Przygotowanie instalacji przeciwooblodzeniowej samolotu do lotu.

W zeszycie Nr 12 z 1950 r. czasopisma „Wiestnik Wozdusznego Flota“ znaleźliśmy ciekawy artykuł inżyniera — majora W. Filippowa pt. „Podgotowka protiwooblodeniowej samoleta k poletu“, który zamieszczamy poniżej w tłumaczeniu.

Autor omawia zagadnienie eksploatacji urządzeń przeciwooblodzeniowych rozpatrując urządzenia cieplne, mechaniczne, elektryczne oraz cieczowe.

Urządzenia przeciwooblodzeniowe mają za zadanie ochronę w czasie lotu przed oblodzeniem najważniejszych części samolotu: skrzydeł, usterzeń, śmigieł, szyb kabiny pilota i gaźników silników. Zastosowanie tych urządzeń zwiększyło bezpieczeństwo lotów i umożliwiło latanie w różnych warunkach meteorologicznych.

Pod względem budowy i sposobu działania urządzenia przeciwooblodzeniowe dzielą się na: cieplne, mechaniczne i cieczowe.

Prawidłowe użytkowanie tych urządzeń i staranne przygotowanie ich do lotu mają duży wpływ na bezpieczeństwo lotu.

CIEPLNE URZĄDZENIA PRZECIWOBLODZENIOWE SKRZYDŁA I USTERZEŃ.

Cieplne urządzenia przeciwooblodzeniowe, działanie których polega na ogrzewaniu przedniej części skrzydła ciepłym powietrzem, są jednym z najlepszych sposobów ochrony przed oblodzeniem.

Ogrzewanie powietrza przepływającego wewnątrz przedniej części skrzydła, dokonuje się w wymiennikach ciepła gazami wylotowymi silnika lub w piecykach benzynowych.

Urządzenia przeciwooblodzeniowe skrzydeł przy pomocy gazów wydechowych zastosowane są na samolocie Il-12 (rys. 1).

Przy przygotowywaniu takich urządzeń do lotu należy przede wszystkim dokładnie sprawdzić regulację przepustnic gazów spalinowych i ciepłego powietrza.

Przy użytkowaniu samolotu występuje rozregulowanie się sterowania przepustnicami powodujące nie całkowite ich otwarcie przy uruchomieniu urządzenia przeciwooblodzeniowego, co obniża skuteczność jego działania. Przy prawidłowej regulacji przepustnice zajmują położenie zaznaczone specjalnymi wskaźnikami. Przepustnice winny w położeniu „wyłączone“ do położenia „włączone“ i z powrotem poruszać się bez zacinania.

Po dłuższym okresie użytkowania może nastąpić przelenienie się przepustnic i ścianek wymiennika ciepła. W razie przepalenia się przepustnicy, gazy wylotowe dochodzą do wymiennika w mniejszej ilości i skuteczność urządzenia spada.

Przy przepalaniu się ścianek wymiennika gazów wydechowych mogą dostać się do skrzydła, co wywoła zbyt silne ogrzanie przewodów ciepłego powietrza lub nawet ich uszkodzenie.

Przenalenie się ścianek wymiennika ciepła można wykryć na locie po okopczeniu wylotów ciepłego powietrza ze skrzydeł.

W czasie przeglądu samolotu po locie należy szczególną uwagę zwrócić na wymiennik ciepła, sprawdzając jego zamocowanie, regulację przepustnic powietrza i gazów wylotowych, oraz stan izolacji, zabezpieczającej od uszkodzenia części stykające się z gorącymi rurami wymiennika.

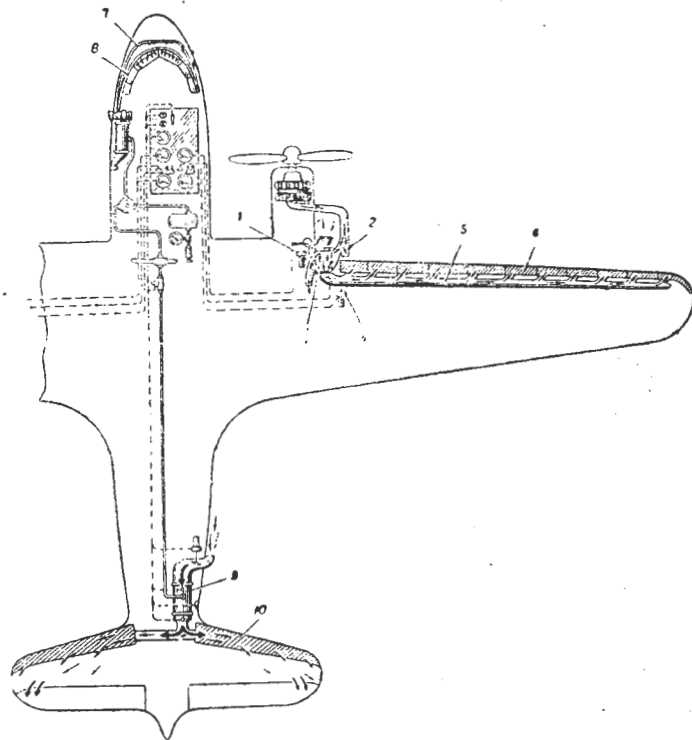
Zdarzały się wypadki, że z powodu uszkodzenia izolacji cieplnej rur nastąpiło uszkodzenie izolacji przechodzących w sąsiedztwie przewodów elektrycznych, co doprowadzało do krótkiego spięcia.

Sprawdzać należy także złącza wymiennika ciepła i połączenie przewodów na linii podziału skrzydeł.

W wypadku nieszczelności połączeń gazy wylotowe lub gorące powietrze mogą działać na niez izolowane części samolotu, powodując ich uszkodzenie.

Otwory wylotowe gorącego powietrza na skrzydle winny być zawsze otwarte i kontrolowane przy każdym przeglądzie przed lotem i po locie. Zanieczyszczenie tych otworów lub zagniecenie krawędzi zmniejsza przepływ powietrza w urządzeniu i obniża jego skuteczność.

Urządzenia z piecykami benzynowymi najczęściej stosowane są dla ochrony usterzeń (rys. 1). Wadą takiego urządzenia jest trudność sprawdzenia go przed lotem na ziemi, ponieważ urządzenie to pracuje przy określonym ciśnieniu dynamicznym powietrza działającym na wlot chwyty. Dla wytworzenia tego nadciśnienia (około 200 mm słupa wody) stosuje się podczas próby specjalne sprężarki.



Rys. 1. Schemat cieplnego urządzenia przeciwooblodzeniowego skrzydeł i stateczników samolotu Il-12:

1. Mechanizm sterowania przepustnicą gazów wydechowych.
2. Przepustnica gazów wylotowych do wymiennika.
3. Wymiennik ciepła.
4. Mechanizm sterowania przepustnicą ciepłego powietrza.
5. Rura rozprowadzająca.
6. Komory urządzenia przeciwooblodzeniowego w przedniej części skrzydła.
7. Rura doprowadzająca powietrze ogrzewające nogi pilota.
8. Rura doprowadzająca powietrze do ogrzewania szyb przednich kabiny pilota.
9. Piecyk urządzenia przeciwooblodzeniowego statecznika.
10. Komory przeciwooblodzeniowe statecznika.

W razie braku sprężarek sprawdzenie ogranicza się do starannego obejrzenia części, zespołów, przewodów i przewodów elektrycznych, przy czym szczególną uwagę należy zwrócić na piecyk sprawdzając jego instalację benzynową i układ zapalania.

Przewód paliwowy nie powinien być uszkodzony, ani nie może wykazywać przeciekania benzyny. Szczelność układu sprawdza się benzyną pod ciśnieniem 2 kG/cm².

W czasie postoju chwyty powietrzne piecyków benzynowych zakrywa się specjalnymi pokrowcami, które zdejmują się przy przygotowywaniu samolotu do lotu.

Niekiedy podczas lotu przy pracującym urządzeniu przeciwoblodzeniowym uchodzi z rury wydechowej piecyka benzynowego gęsty dym. Tłumaczy się to głównie niedostateczną ilością powietrza dopływającego (przy małych prędkościach lotu). W tych wypadkach na spirali zapalającej piecyka zbierają się duże ilości sadzy, co może doprowadzić do uszkodzenia piecyka, a więc i urządzenia przeciwoblodzeniowego.

Dlatego w razie stwierdzenia po locie obecności sadzy za rurą wydechową należy zdemontować świecę zapłonową i w wypadku znalezienia uszkodzenia (zwarcie zwojów, zbyt duże przegięcie spirali, przesunięcie zwojów itd.) zamienić. Jednocześnie należy starannie oczyścić od nagaru wewnętrzne powierzchnie oraz otwory osłony świecy zapłonowej.

MECHANICZNE URZĄDZENIA PRZECIWOBLODZENIOWE SKRZYDŁA I USTERZEŃ.

Podstawową częścią mechanicznych urządzeń przeciwoblodzeniowych są nakładki gumowe na przedniej części skrzydła i stateczników. W czasie pracy urządzenia przeciwoblodzeniowego nakładki te pod wpływem doprowadzanego okresowo sprężonego powietrza deformują się, lód nagromadzony na ich powierzchni łamie się, a prąd powietrza usuwa go ze skrzydła.

W czasie przeglądu samolotu przed lotem dokładnie sprawdza się stan nakładek, czy nie są przebite, pęknięte lub urwane. Uszkodzenia należy natychmiast usuwać. Niedopuszczalne jest odbywanie lotu z uszkodzoną nakładką, gdyż w locie może nastąpić jej przerwanie, co znacznie psuje własności lotne samolotu i utrudnia prowadzenie. Mechaniczne urządzenia przeciwoblodzeniowe przy przeglądzie przed lotem załącza się na 3—4 minuty i sprawdza przy działających silnikach. Ciśnienie robocze w czasie próby powinno być poniżej $0,5 \text{ kg/cm}^2$. Celem sprawdzenia ciśnienia rączkę sterowania urządzeniem przeciwoblodzeniowym należy wolno przesunąć z położenia „wyłączone“ w położenie „włączone“ obserwując równocześnie manometr.

Ciśnienie może się zwiększyć z powodu dostania się do zaworu redukcyjnego kropel oleju lub wody. Celem uniknięcia tego po locie, jeśli urządzenie przeciwoblodzeniowe było używane, należy spuścić wodę ze zbiorników oddzielaczy i przemyć filtry zgodnie z instrukcją obsługi.

Konieczne jest również sprawdzenie działania wszystkich urządzeń w czasie przygotowań do lotów zimowych. W tym wypadku należy przy pracujących silnikach sprawdzić wzrokowo kolejność napełniania poszczególnych części nakładki, a także prawidłowe wyregulowanie zaworów redukcyjnych przy pomocy manometru. Naciski winno wynosić $0,5 \text{ kg/cm}^2$, a podciśnienie $0,12 \div 0,14 \text{ kg/cm}^2$. Jeśli w czasie próby ciśnienie odbiega od tych wartości należy podregulować zawory redukcyjne.

Sprawdzenia urządzeń przeciwoblodzeniowych można dokonać i przy stojących silnikach używając urządzeń naziemnych. Sposób sprawdzania pozostaje ten sam.

Nakładki gumowe należy chronić przed uszkodzeniami mechanicznymi, a także przed olejem i benzyną, które je niszcza. Na postoju zabezpiecza się je specjalnymi pokrowcami.

Dla ochrony nakładek przed działaniem elektryczności atmosferycznej powierzchnię jej pokrywa się specjalnym klejem grafitowym „prentarafit“ co nadaje powierzchni dostateczną przewodność. Jeśli warstwa kleju będzie uszkodzona, to w wyniku przebieg gumy ładunkami atmosferycznymi mogą powstać pęknięcia nakładki. Taka nakładka nie nadaje się do użytku. Celem uniknięcia tego należy systematycznie sprawdzać przewodność powierzchni nakładek i w razie potrzeby pokrywać nową warstwą kleju. Pokrywanie klejem należy dokonywać w temperaturze powyżej 10°C , a zimą w ogrzewanym pomieszczeniu.

Nakładki stateczników znajdują się zwykle w strumieniu zaśmigłowym i mogą ulegać uszkodzeniom przez działanie drobnych kamyczków lub cząsteczek lodu porwanej śmigłem przy starcie i lądowaniu. Dlatego nakładki usterzeń po locie należy bardzo uważnie obejrzeć i zauważone uszkodzenia natychmiast usuwać.

URZĄDZENIA PRZECIWOBLODZENIOWE USTERZEŃ OGRZEWANE ELEKTRYCZNOCIĄ

Na niektórych samolotach stosuje się urządzenia przeciwoblodzeniowe statecznika w kształcie nakładki na krawędzi natarcia z gumy przewodzącej prąd elektryczny. Na końcach nakładki zamontowane są szyny zbiercze dla mocowania przewodów. Prąd płynący między szynami rozgrzewa gumę i zapobiega osadzaniu się lodu. Źródłem prądu są prądnice zamontowane na silnikach.

Przed lotem ogląda się nakładki, sprawdza równomierność ogrzewania całej powierzchni i mierzy natężenie prądu.

Na przykład prąd pobierany przez urządzenie przeciwoblodzeniowe statecznika samolotu Li-2 mierzony w okresie 3—5 sekund po załączeniu urządzenia na ziemi (przy pracujących silnikach) nie może być większy od 72 A , przy temperaturze powietrza od -5 do -10°C oraz przy napięciu na końcach szyn 25 V .

Jeśli przy sprawdzaniu stwierdzi się, że ilość prądu pobieranego przez urządzenie przeciwoblodzeniowe jest wyższa od wartości określonej dla danych warunków (temperatura, napięcie), to przyczyna leży w niedostateczności izolacji.

Równomierność ogrzewania sprawdza się przez 7—8 minut po włączeniu urządzenia.

Urządzenia przeciwoblodzeniowe elektryczne wymagają nadzwyczaj troskliwego obchodzenia się w czasie użytkowania, a remont w warunkach polowych następuje z dużymi trudnościami. Skuteczność działania jest mniejsza, niż urządzenia cieplnego.

CIECZOWE URZĄDZENIA PRZECIWOBLODZENIOWE ŚMIGIEŁ.

Cieczowe urządzenia przeciwoblodzeniowe stanowią najbardziej rozpowszechniony sposób ochrony śmigieł. Urządzenie składa się ze zbiornika, przewodów i zespołów przeznaczonych do doprowadzania cieczy na powierzchnię łopat (rys. 2).

Im większa część krawędzi natarcia łopat zwilżona jest cieczą, tym skuteczniejsze jest działanie urządzenia. U większości współczesnych samolotów ciecz zwilża więcej niż 60% długości krawędzi natarcia, co zapewnia dostateczną ochronę przed oblodzeniem.

Jako ciecz przeciwoblodzeniową stosuje się mieszaninę składającą się z 15% gliceryny i 85% spirytusu (ciężarowo).

Przygotowanie urządzenia do lotu polega na sprawdzeniu ilości cieczy w zbiorniku i ewentualnym dopełnieniu, zewnętrznym przeglądzie części i próbie działania na ziemi przy pracujących silnikach. Przy uzupełnianiu zbiornika należy starannie wymieszać ciecz i przefiltrować, gdyż części mechaniczne mogą zanieczyścić przewody oraz pompę i unieruchomić urządzenie. W okresie zimowym mogą zatkać się lodem otwory wyjściowe pierścienia umocowanego na śmigle. Lód może tworzyć się w pierścieniu w czasie postoju samolotu na ziemi, dlatego w czasie przeglądu przed lotem należy zwrócić szczególną uwagę na drożność tych otworów. Działanie urządzenia przeciwoblodzeniowego sprawdza się przez krótkotrwałe uruchomienie (5—10 sekund) w czasie próby silników na ziemi.

W niektórych urządzeniach przeciwoblodzeniowych prędkość wypływu cieczy na łopatę śmigła reguluje się specjalnym opornikiem przez zmianę ilości obrotów pompy elektrycznej. Działanie tego opornika należy bezwzględnie sprawdzić przed lotem. Przesuwając w czasie próby rączkę opornika z położenia „maksymalny wydatek“ w położenie „minimalny wydatek“ i badając słuchem zmianę prędkości pracy pompy wnioskuje się o sprawności opornika.

Wadliwie działający opornik uniemożliwia regulowanie wydatku cieczy w czasie lotu skutkiem czego ciecz może być albo zbyt szybko zużyta lub niedochodzić do śmigła w dostatecznej ilości i nie zapobiegać jego oblodzeniu.

Przy zakładaniu nowego śmigła szczególną uwagę należy zwrócić na prawidłowy montaż pierścienia.

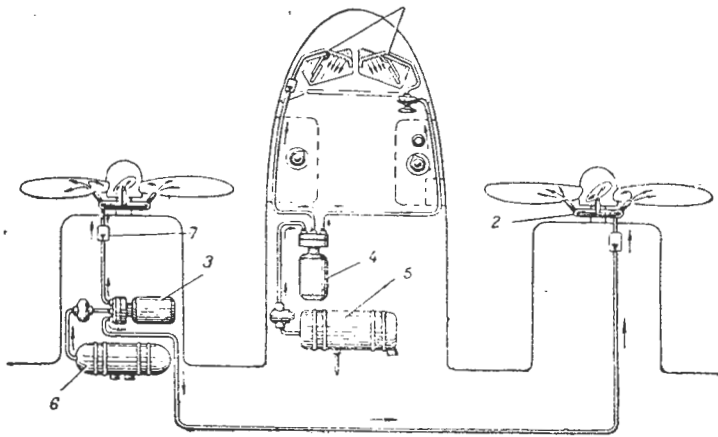
W czasie użytkowania należy systematycznie sprawdzać połączenia giętkie przewodów urządzenia przeciw-

oblodzeniowego (diurytowe). Zdarzały się wypadki, że skutkiem rozwarstwienia się przewodów kawałki gumy zatykały przeloty rurek, co prowadziło do przerwania dopływu cieczy do łopat śmigła.

Przy niedostatecznym dopływie cieczy przede wszystkim sprawdza się przewody i kanały urządzenia. Jeśli przy tym nie wykryto żadnego brudu, ani uszkodzeń należy sprawdzić regulację pompy elektrycznej, stosując się do specjalnej instrukcji.

URZĄDZENIA PRZECIWOBLODZENIOWE SZYB KABINY PILOTA.

Szyby kabiny pilota zabezpiecza się przed oblodzeniem wieloma sposobami, jednak najbardziej rozpowszechnionym sposobem jest zabezpieczenie przy pomocy cieczy. Zasada działania taka sama jak urządzeń przeciwooblodzeniowych śmigieł (patrz rys. 2).



Rys. 2. Schemat ciecowego urządzenia przeciwooblodzeniowego śmigieł i szyb kabiny pilota.

1. Przewody doprowadzające ciecz do szyb kabiny. 2. Pierścieni rowkowy. 3. Silnik elektryczny z pompą tłoczącą ciecz do śmigieł.
4. Silnik elektryczny z pompą tłoczącą ciecz do szyb. 5. Zbiornik cieczy. 6. Zbornik cieczy. 7. Zawór zwrotny.

Oprócz urządzenia ciecowego stosuje się wycieraczki oraz odmuchiwanie szyb ciepłym powietrzem.

Urządzenia te razem tworzą pewną ochronę szyb kabiny pilota przed oblodzeniem i zapewniają pilotowi normalną widoczność przez cały czas lotu.

Przygotowanie urządzenia przeciwooblodzeniowego przed lotem polega na sprawdzeniu działania wszystkich zespołów i obejrzeniu wszystkich części.

Dla urządzeń przeciwooblodzeniowych szyb używa się czysty spirytus etylowy. Spirytus do zbiorników należy nalewać przez filtr, by nie dopuścić do zanieczyszczenia urządzenia. Niewielkie nawet ilości zanieczyszczeń mechanicznych w spirytusie mogą wywołać uszkodzenie urządzenia, gdyż otwory wylotowe koło szyb posiadają średnice wielkości 0,5 — 0,7 mm.

Przed lotem otwory te czyści się igłą o średnicy 0,5 mm i załącza się urządzenie na przeciąg 5—10 sekund, po czym sprawdza się, czy ze wszystkich otworów wypływa ciecz. Zanieczyszczenie 2—3 otworów silnie obniża skuteczność urządzenia.

W czasie przeglądu samolotu przed lotem sprawdza się także stan gumowych wycieraczek, oraz szczelność przylegania ich do szyb. W czasie kontrolnego załączenia urządzenia przeciwooblodzeniowego uruchamia się również wycieraczki sprawdzając płynność ruchów i przyleganie do szyb w całym zakresie ruchów.

Nie można uruchamiać wycieraczek, gdy szyby są suche, gdyż niszczy to gumy wycieraczek i psuje przyleganie ich do szyb.

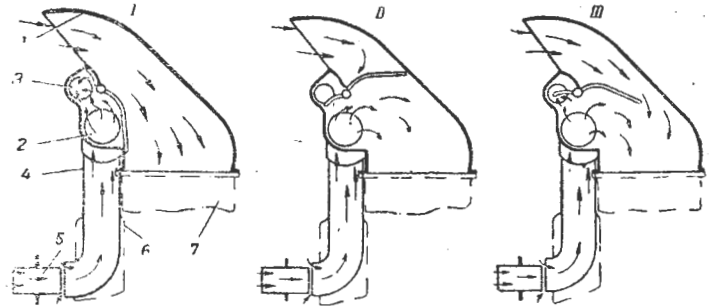
Dla ochrony szyb kabiny pilota przed poceniem się od wewnątrz stosuje się, jak było powiedziane, odmuchiwanie szyb ciepłym powietrzem (rys. 1). Ciepłe powietrze pobiera się z ogólnej instalacji ogrzewania samolotu.

URZĄDZENIA PRZECIWOBLODZENIOWE GAŹNIKÓW.

Gardziele i przepustnice gaźników ulegają oblodzeniu, co powoduje spadek mocy silników, ich przechłodzenie i przerwy w pracy.

Dla ochrony gaźników stosuje się cieplne i ciecowe urządzenia przeciwooblodzeniowe, osobno lub łącznie.

W urządzeniu cieplnym ciepłe powietrze dostaje się do przewodu ssącego silnika i nie dopuszcza do powstania lodu w gardzieli i przepustnicy gaźnika (rys. 3).



Rys. 3. Schemat działania cieplnego urządzenia przeciwooblodzeniowego gaźnika:

- I. — podgrzewanie wyłączone, II — podgrzewanie całkowicie włączone, III — podgrzewanie częściowo włączone. 1. Przewód ssący silnika. 2. Otwór wlotowy ciepłego powietrza. 3. Otwór wylotowy. 4. Wymiennik ciepła. 5. Chwył zimnego powietrza. 6. Kolektor wylotowy. 7. Gaźnik.

Urządzenie tego typu stosowane jest na samolocie Li-2. Wadą zasadniczą takiego urządzenia jest niebezpieczeństwo pożarowe. Dlatego w czasie użytkowania nie wolno dopuścić, aby gorące gazy wylotowe z wymiennika ciepła dostały się do przewodu ssącego gaźnika.

W czasie przeglądu samolotu przed lotem należy starannie sprawdzić stan wymiennika ciepła: czy nie ma szczelin w połączeniach, lub przepalenia rur.

Przenikanie gazów wylotowych do przewodów ssących może doprowadzić do wzbogacenia mieszanki i spadku mocy, do przepalenia rur urządzenia przeciwooblodzeniowego i do powstania pożaru.

Przepalenie rur wylotowych w wymienniku można stwierdzić w czasie próby silnika na ziemi przy załączonym ogrzewaniu. Świadectwem nieszczelności ścianek i dostawania się gazów do przewodów ssących, jest pojawienie się dymu z giętkiego przewodu doprowadzającego ciepłe powietrze do rur ssących. Zauważywszy dym należy rozebrać kolektor spalin, obejrzyć starannie przewody, ustalić miejsca nieszczelności i usunąć je.

W żadnym wypadku nie można samolotu dopuścić do lotu, jeśli istnieje podejrzenie przepalenia ścianek, gdyż grozi to ciężkimi uszkodzeniami.

Działanie urządzenia przeciwooblodzeniowego gaźnika sprawdza się przed lotem na ziemi przez załączenie go na przeciąg 1—2 minut. Jeśli temperatura powietrza u wejścia do gaźnika zwiększa się i po 15—20 sekundach osiąga 30—40°C, to znaczy, że urządzenie jest dobre.

Jako dodatkowego zabezpieczenia w wypadkach silnych oblodzeń stosuje się równolegle urządzenia ciecowe ze spirytusem.

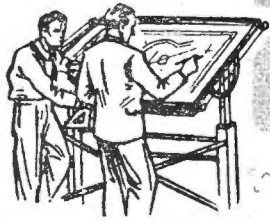
Spirytus zostaje podany pompą elektryczną do gardzieli gaźnika. Omywając przepustnicę i ścianki gardzieli zapobiega osadzaniu się lodu. Kontrola stanu urządzenia przed lotem polega na przeglądzie pompy, przewodów elektrycznych, przewodów doprowadzających spirytus, dopełnieniu zbiornika i próbnym uruchomieniu na przeciąg 3—5 sekund w czasie pracy silnika.

Zużycie cieczy w tego rodzaju urządzeniu jest kilka razy większe niż w urządzeniach przeciwooblodzeniowych śmigieł i szyb, dlatego uruchamia się je tylko w wypadkach, gdy urządzenie cieplne okazuje się niewystarczające.

Uzupełnianie zbiornika powinno odbywać się po locie.

Jak wynika z powyższego omówienia, przygotowanie urządzeń przeciwołobudzeniowych do lotu, niezależnie od typu i przeznaczenia, polega na przeglądzie po locie, usunięciu zauważonych usterek i sprawdzeniu stanu i pracy przed lotem.

Analizując uszkodzenia urządzeń przeciwołobudzeniowych, jakie mają miejsce w czasie użytkowania, można się przekonać, że znaczna część ich zostaje wykryta przy próbie działania przed lotem, mimo tego że mogły być ujawnione w czasie przeglądu po locie i z wczesnym usunięciem. Świadczy to o tym, że niektórzy technicy i mechanicy nie dość uważnie dokonują przeglądu urządzeń przeciwołobudzeniowych po locie, polegając jedynie na próbie przed lotem.



PRZYRZĄDY

29. 629.1.02f 24
amortyzatory

Wymagania techniczne jakim muszą odpowiadać przyrządy pokładowe są bardzo ciężkie. Najważniejszymi z nich są: prawidłowe działanie w zakresie temperatur $+50C \div -60C$, wytrzymałość i prawidłowe wskazania przy drganiach i przyspieszeniach, mały ciężar i małe wymiary zewnętrzne. Aby sprostać tym zadaniom konstruktor przyrządów musi iść na kompromis przy konstrukcji i wykonaniu przyrządu, ale z drugiej strony musi on wymagać by konstruktor płatowca przyrządy odpowiednio zabudował, zaś użytkownik prawidłowo je eksploatował. Jedną z najczęstszych przyczyn wadliwego działania przyrządów oraz skrócenia ich żywotności jest zła zabudowa przyrządów oraz niewłaściwe zawieszenie tablicy pokładowej.

Wymagania konstrukcyjne dadzą się sprowadzić do następujących punktów:

1. — Tablica pokładowa musi być dostatecznie sztywna by nie występowały drgania giętne. Grubość blachy duralowej użytej na tablicę winna być co najmniej 2 mm. Przy dużych tablicach brzegi oraz środek winny być usztywnione.
2. — Luz między tablicą z przyrządami i konstrukcją płatowca powinien być taki by przy maksymalnym ugięciu amortyzatorów (do ograniczenia) nie nastąpiło zetknięcie się przyrządów i tablicy z częściami płatowca. Pociąga to za sobą wykonanie sztywnych konsolek, na których zawieszona jest tablica.
3. — Doprowadzenia do przyrządów winny być elastyczne.
4. — Płaszczyzna, w której zamontowane są amortyzatory musi być równoległa do płaszczyzny tablicy i musi przechodzić przez środek ciężkości tablicy. Dodatkowym warunkiem jest, by siły działające na amortyzatory skierowane były do dołu.

W wyniku tego, w wypadku wykrycia usterki potrzebny jest czas na naprawę, co zwykle prowadzi do wstrzymania lotu, a poza tym szereg usterek (przepalenie się ścianek wymiennika ciepła, uszkodzenie izolacji itp.) trudno jest zauważyć w czasie próby działania i przy przeglądzie przed lotem, ze względu na ograniczony czas próby.

Wynika z tego, że przegląd po locie należy uważać za podstawę przygotowania urządzenia do pracy, a przed lotem przegląd i próba działania jest tylko sprawdzeniem stanu gotowości do pracy.

Dokładne przestrzeganie zasad obsługi urządzeń przeciwołobudzeniowych zapewnia ich pewną pracę w czasie lotu.

Mgr inż. WIKTOR ROTH

Główny Instytut Lotnictwa

Drgania tablic pokładowych

5. — Amortyzatory powinny być tak dobrane by częstotliwość własna zespołu tablicy z przyrządami była mniejsza niż 10 okr/sek., zaś amplituda 0,1 mm.

Z punktu widzenia eksploatacyjnego należy przewidzieć wolny dostęp do przyrządów od tyłu tablicy dla łatwości demontażu przyrządów i kontrolowania stanu amortyzatorów w czasie przeglądów okresowych.

Wymagania zawarte w punktach 1 — 4 nie potrzebują wyjaśnień. Punkt 5 omówiony będzie szerzej.

Częstotliwość własną układu zawieszonoelastycznie wyrazić można wzorem uproszczonym, pomijającym wpływ tłumienia zawieszenia gumowego,

$$f_n = \frac{1}{2\pi} \sqrt{\frac{g}{d}}$$

gdzie f_n — częstotliwość własna układu w okr/sek.

g — przyspieszenie ziemskie 9810 mm/sek².

d — ugięcie statyczne amortyzatora pod działaniem siły wynikającej z rozkładu statycznego sił w mm.

Dla łatwiejszego posługiwania się tym wzorem zależność ta podana jest na rysunku 1.

Pominięcie wpływu tłumienia w powyższym wzorze jest uzasadnione, gdyż dla występujących wielkości tłumienia $c/c_{kr} < 0,2$ popełniamy błąd rzędu 20%.

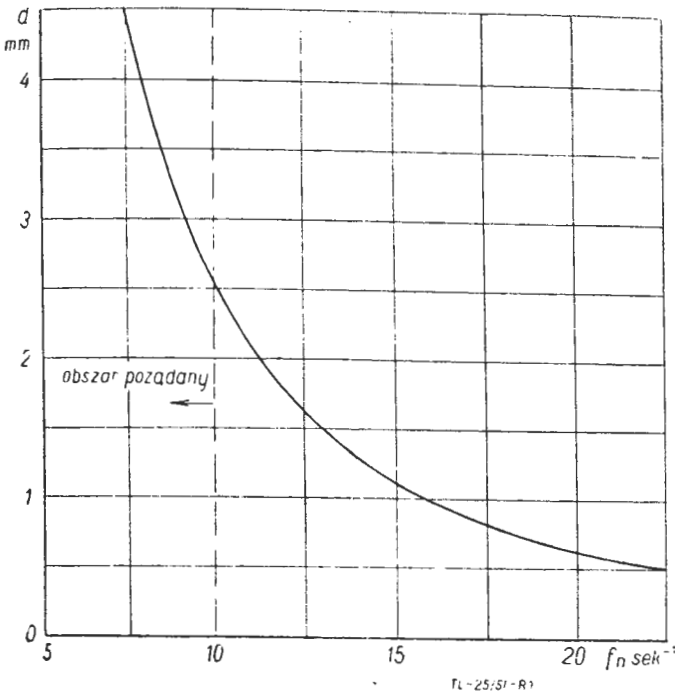
Drugim ważnym wzorem przy obliczaniu amortyzacji tablicy jest tak zwany współczynnik przenoszenia R będący stosunkiem amplitudy drgań wymuszonych do amplitudy drgań zakłócających:

$$R = \sqrt{\frac{1 + \left(2 \frac{c}{c_{kr}} \frac{f_s}{f_n}\right)^2}{\left(1 - \frac{f_s^2}{f_n^2}\right)^2 + \left(2 \frac{c}{c_{kr}} \frac{f_s}{f_n}\right)^2}}$$

gdzie f_z — częstotliwość drgań zakłócających,
 f_n — częstotliwość własna układu,
 c — współczynnik tłumienia,
 c_{kr} — współczynnik tłumienia krytycznego.

wa częstotliwość drgań tablicy była równa połowie lub dwukrotnej wartości obrotów silnika. Jeżeli chodzi o amplitudy drgań zakłócających to są one największe na samolotach jednosilnikowych.

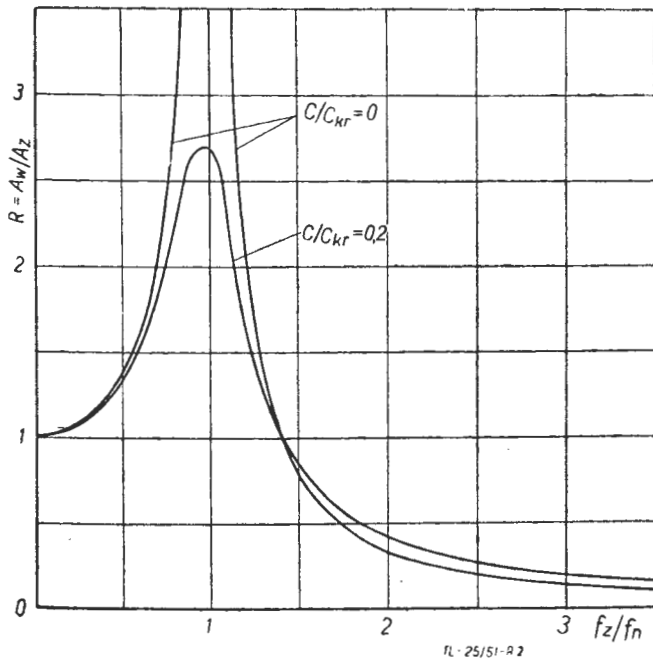
Amortyzatory. Ramy niniejszego artykułu nie pozwalają na podanie charakterystyk i budowy najrozmaitszych typów amortyzatorów stosowanych w różnych krajach. Ograniczymy się jedynie do najczęściej stosowanych w Polsce typów pochodzenia remanentowego.



Rys. 1.

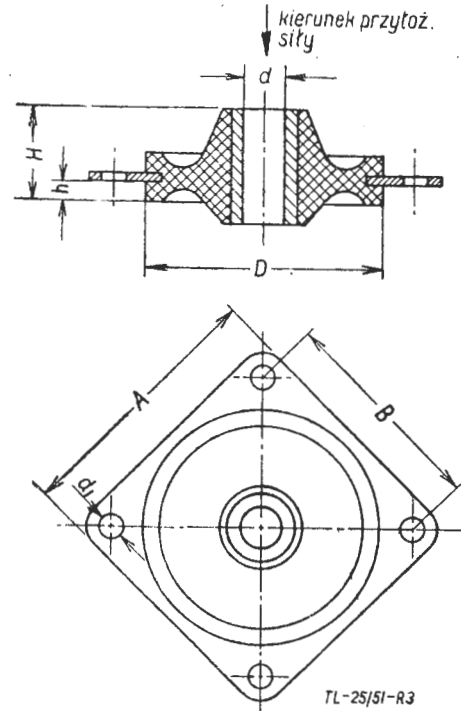
Wykres tej zależności dla $c/c_{kr} = 0$ i $c/c_{kr} = 0,2$ podany jest na rysunku 2.

Z wykresu tego widać, że dla częstotliwości $f_z > f_n \sqrt{2}$ tłumienie amortyzatorów gumowych wpływa ujemnie na wielkość amplitudy wymuszonej w porównaniu do idealnej sprężyny, dla której $c = 0$.



Rys. 2.

Z danych statystycznych wynika, że częstotliwość drgań tablic pokładowych zamocowanych na płatowcu jest ściśle związana z obrotami silnika, a w większości wypadków jest jej równa. W wypadkach niezgodnych okazało się, że podstawo-



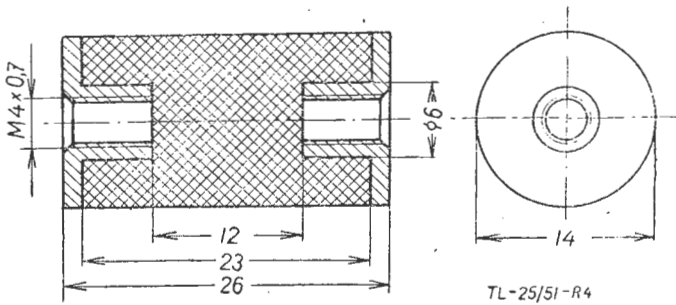
Rys. 3.

1. — Typ płaski, przedstawiony na rysunku 3, produkowany w ZSRR według standardu NKAP 271 c, w USA przez firmę Lord, w Anglii przez firmę „Silentblock” oraz w Niemczech przez Askanię. Amortyzatory te są skonstruowane dla obciążenia osiowego wskutek czego guma pracuje na ściskanie, co jest korzystne z punktu widzenia tłumienia. Ze względu na małe ugięcia przy obciążeniu nominalnym (1,6 mm) amortyzatory te są montowane parami tak, iż kierunek przyłożenia siły winien być od strony zaznaczonej na rysunku. Tabela 1 podaje wymiary i obciążenia nominalne.

Tabela 1

Seria	Oznaczenie	Obciąż. nominal. kG.	A	B	H	h	D	d	d ₁
			milimetrów						
Lekka	F25 — 1	0,45	32	25	10	2,7	25	4,2	3,1
	F25 — 2	0,90							
	F25 — 3	1,35							
	F25 — 4	1,80							
Średnia	F38 — 2	0,9	45	35	16	5,8	38	6,2	4,1
	F38 — 4	1,8							
	F38 — 6	2,7							
	F38 — 8	3,6							
	F38 — 10	4,5							
	F38 — 12	5,4							

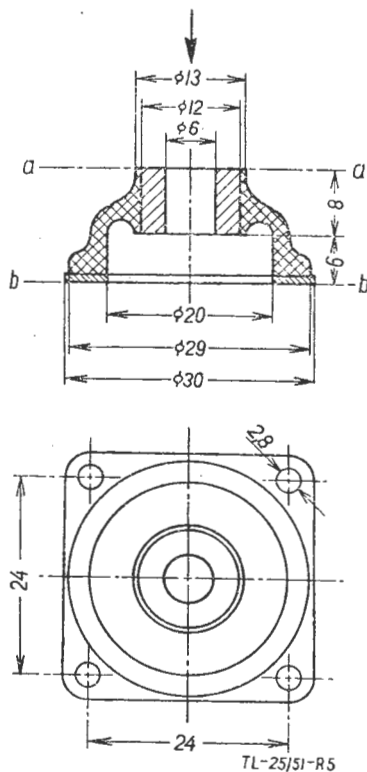
Oznaczenia podane w tabeli 1 stosowane są przez firmę *Askania*. Liczba pierwsza podaje średnicę amortyzatora, zaś liczba druga — obciążenie nominalne wyrażone w funtach (*lbs*). Dla przykładu amortyzator o oznaczeniu *F 38 — 4* ma średnicę 38 mm, zaś jego obciążenie nominalne wynosi 4 funty (*lbs*) czyli 1,8 kG.



Rys. 4.

2. — Typ cylindryczny, przedstawiony na rysunku 4, przewidziany jest dla obciążeń promieniowych, przy czym guma pracuje na zginanie. Amortyzatory te mają tę zaletę, że można je montować pojedynczo w takich ilościach ile trzeba dla uzyskania dobrej amortyzacji tablicy. Charakterystyka amortyzatora tego typu wynosi w przybliżeniu $k = 0,9 \text{ kG/mm}$.

3. — Typ miseczkowy, przedstawiony na rysunku 5, jest przewidziany przede wszystkim dla amortyzacji delikatnych zespołów osprzętu (np. części pilota automatycznego, zespołów radiowych itp.). Kierunek obciążenia powinien być zawsze prostopadły do podstawy amortyzatora, zaś umocowanie powinno zapewnić by w czasie pracy powierzchnia



Rys. 5.

$a - a$ była stale równoległa do powierzchni $b - b$. Charakterystyka opisanego typu amortyzatora przy wyżej podanym sposobie obciążenia wynosi $0,8 \text{ kG/mm}$.

Na zakończenie podamy przykład obliczenia amortyzacji tablicy pokładowej.

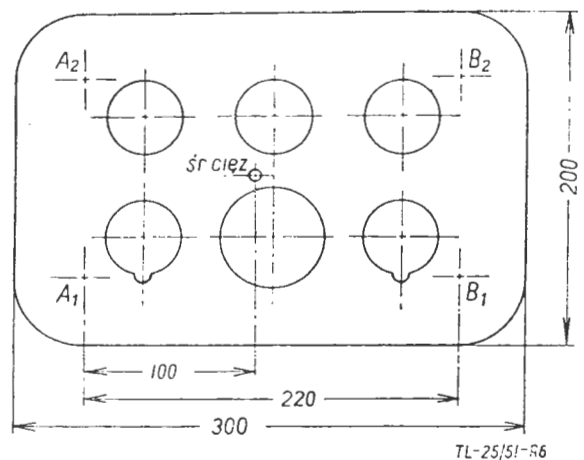
Dane: Ciężar tablicy z przyrządami $Q = 5,2 \text{ kG}$.

Obroty silnika (przelotowe) — 1800 obr/min .

Amplituda drgań konstrukcji — $0,5 \text{ mm}$.

Tablica według rysunku 6.

Z rozmieszczenia przyrządów wynika, że środek ciężkości tablicy z przyrządami znajduje się w odległości 100 mm od lewej podpory.



Rys. 6.

Przyjmujemy, że tablica zawieszona będzie na czterech podporach A_1, A_2, B_1 i B_2 . Przyjmujemy, że siły na podporze A_1 i A_2 oraz B_1 i B_2 są równe.

Obciążenie amortyzatorów:

$$A_1 = A_2 = \frac{5,2}{2} \frac{120}{220} = 1,42 \text{ kG}, \quad B_1 = B_2 = 1,18 \text{ kG}.$$

Z tabeli 1 dobieramy amortyzatory. Przyjmujemy amortyzator typ *F 25 — 3*.

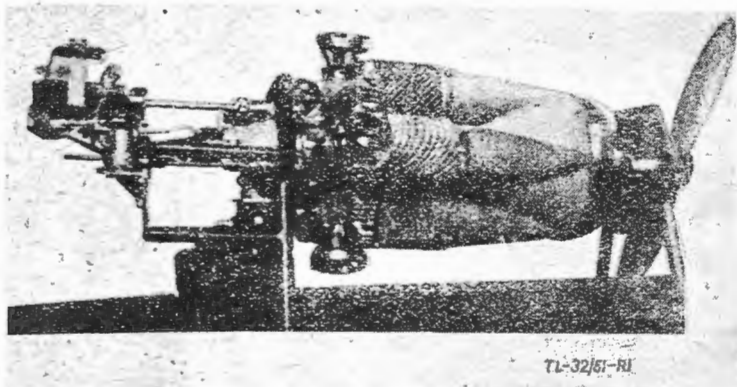
Ugięcie statyczne amortyzatora dla siły mniejszej, to jest $B_1 = 1,18 \text{ kG}$ wynosi $d_s = \frac{1,18}{1,35} \cdot 1,6 = 1,4 \text{ mm}$.

Ponieważ amortyzatory pracować będą parami zatem całkowite ugięcie będzie $d = 2,8 \text{ mm}$. Z rysunku 1 znajdujemy częstotliwość własną tablicy równą $f_n = 9,5 \text{ sek}^{-1}$ — zatem w granicach dopuszczalnych.

Sprawdzamy amplitudę drgań wymuszonych: $A_w = 0,5 \cdot R$. Wartość R odczytujemy z rysunku 2 dla $f_z/f_n = 30 : 9,5 = 3,12$ współczynnik $R = 0,18$ a zatem $A_w = 0,09 \text{ mm} < A_w \text{ dop}$.

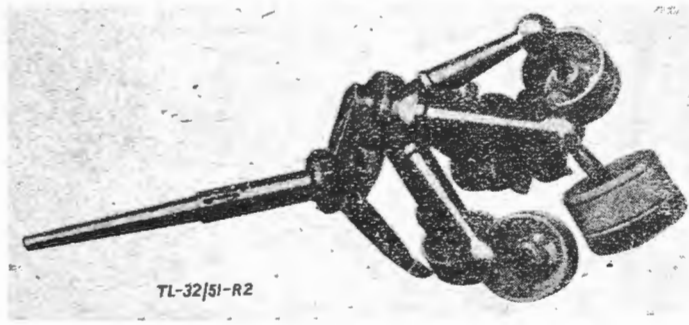
SKRZYŃKA TECHNICZNA

Do Skrzynki Technicznej „Techniki Lotniczej“ nadesłał list kol. Jan Szyja, zamieszkały w Pludrach, pow. Lubliniec, który poza szeregiem innych pytań na które odpowiedzieliśmy listownie, zadał pytanie następujące: „jak działa silnik birotacyjny konstrukcji polskiego konstruktora inż. Brzeskiego“. Ponieważ dla młodego pokolenia techników i inżynierów lotniczych przeważnie sprawa ta jest mało znana lub wcale nieznana — zdecydowaliśmy się na łamach Skrzynki Technicznej zgromadzić nieco danych o tym silniku.



Rys. 1. Silnik birotacyjny inż. H. Brzeskiego, zdjęcie z wystawy PWK w 1929 r.

Fotografie zamieszczone obok oraz dane liczbowe zaczerpnięte z rocznika czasopisma „Lotnik“ (str. 146 z r. 1929), jaki znaleźliśmy w Bibliotece Głównego Instytutu Lotnictwa w Warszawie. Z pisma tego cytujemy:



Rys. 3. Wał karbowy, pająk, wodziki i tłoki silnika.

„Silnik inż. Brzeskiego wystawiony na Powszechnej Wystawie Krajowej w Poznaniu (1929 r.) przez Polskie Zakłady Skody w Okęciu pod Warszawą całym swoim zewnętrznym wyglądem, układem wewnętrznym i konstrukcją odróżnia się od znanych typów. Silnik jest birotacyjny co znaczy, że układ cylindrów i wał jest obracalny. Ilość cylindrów — 5, umocowanych równolegle do osi wału korbowego. Średnica 100 mm. Skok 127 mm. Pojemność 5 litrów. Ilość obrotów karteru z cylindrami 1200. Ilość obrotów śmigła 1200 w odwrotnym kierunku. Moc 37 KM. Zużycie benzyny 220 G/KMgodz. Zużycie oleju 5 G/KMgodz. Smarowanie olejem samochodowym z domieszką 10% rycyny.

W obecności specjalnych komisji wojskowych i LOPP silnik ten odbył próby bez widocznych znaków zużycia jakichkolwiek części.

Przyrząd do utrzymania stałej mocy przy powiększaniu wysokości, a następnie wprost imponujące dane liczbowe (0,48 kG na KM jest rekordem światowym) otwiera przed silnikiem inż. Brzeskiego perspektywę nieocenionego znaczenia.“

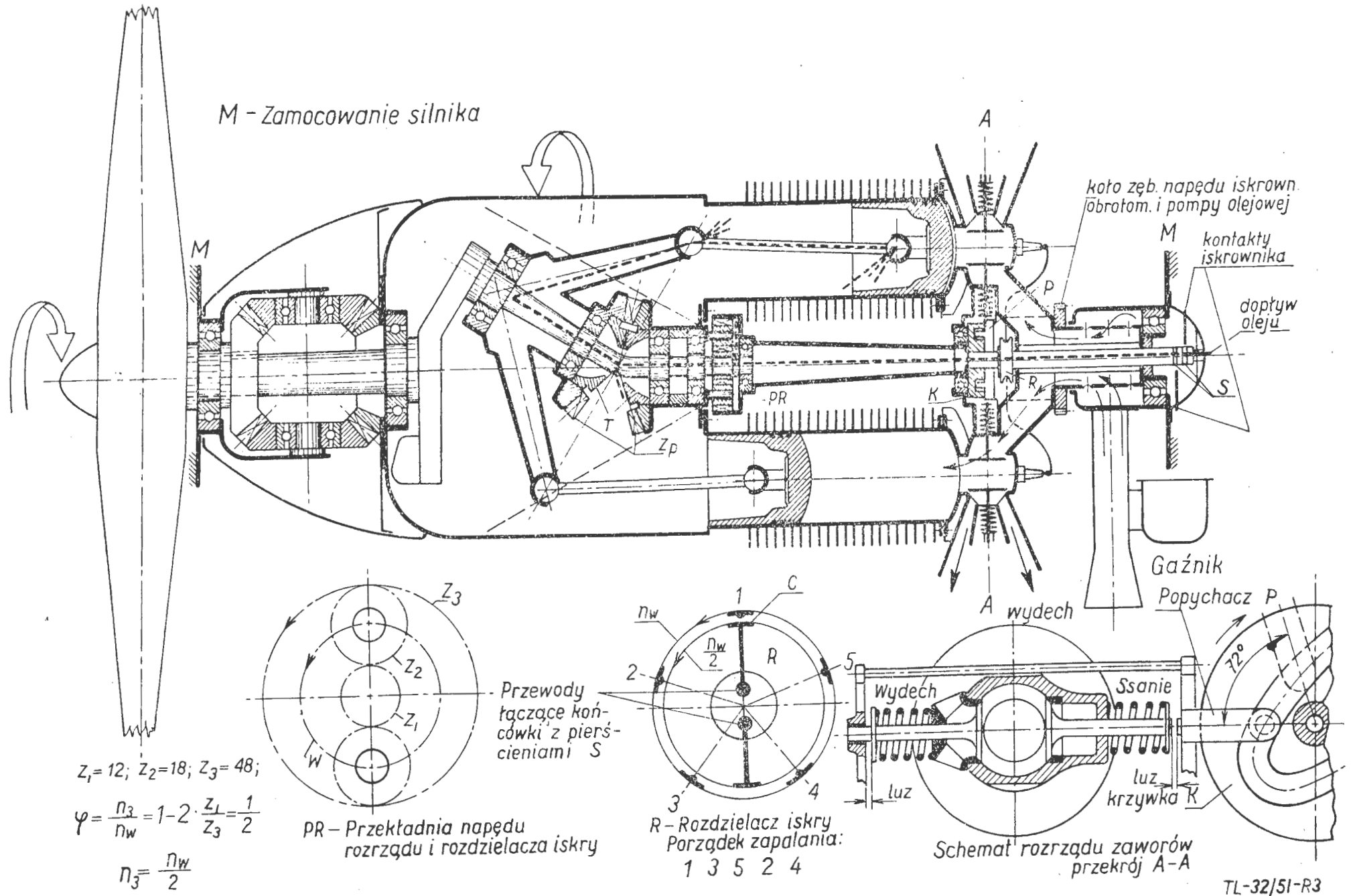
Tyle wspomniane pismo podało o tym ciekawym silniku. Ponieważ chcieliśmy dać Czytelnikom nieco więcej szczegółów, przeto zwróciliśmy się do prof. Włodzimierza Strzeszewskiego, który stykał się zarówno z samym konstruktorem jak i jego dziełem w okresie powstawania projektu oraz w czasie prób. Oto garść otrzymanych szczegółów: Utalentowany konstruktor lotniczy, inżynier Henryk Brzeski urodził się w roku 1875 w Kieleckim. Studiował w Hanowerze, gdzie na Politechnice ukończył dwa wydziały: mechaniczny i elektryczny. Tam też był przez szereg lat asystentem znanego fizyka niemieckiego, prof. Rudolfa Kohlrusch. Inżynier Brzeski posiadał wiele patentów odnoszących się do konstrukcji lotniczych silników rotacyjnych, które były wykorzystywane z licencji przez znane firmy Gnome Rhône i Siemens. Był on również w latach 1907—1908 konstruktorem wybudowanego w Wiener-Neustadt samolotu, który jednak w czasie próbnego lotu uległ uszkodzeniu. Samolot ten był wyposażony w siedmiocylindrowy gwiazdowy silnik birotacyjny skonstruowany również przez inżyniera Brzeskiego.

Pierwsza koncepcja omawianego silnika birotacyjnego sięga lat 1917—1918. Budowę jego rozpoczęto w roku 1924 w narzędziowni fabryki „Pocisk“. W roku 1928 odbyły się pierwsze próby, po czym dalsze próby, regulacja i hamowanie — finansowane przez LOPP — odbywały się w Polskich Zakładach Skoda na Okęciu, gdzie w roku 1930 prace te zakończono. Silnik po próbach przekazano do Muzeum Przemysłu i Techniki. Przy wykonywaniu silnika wraz z inżynierem Brzeskim współpracowali inż. Mieczysław Skwierczyński, tokarz Obodyński, ślusarz Credo oraz dwóch jeszcze rzemieślników, których nazwiska uległy zapomnieniu.

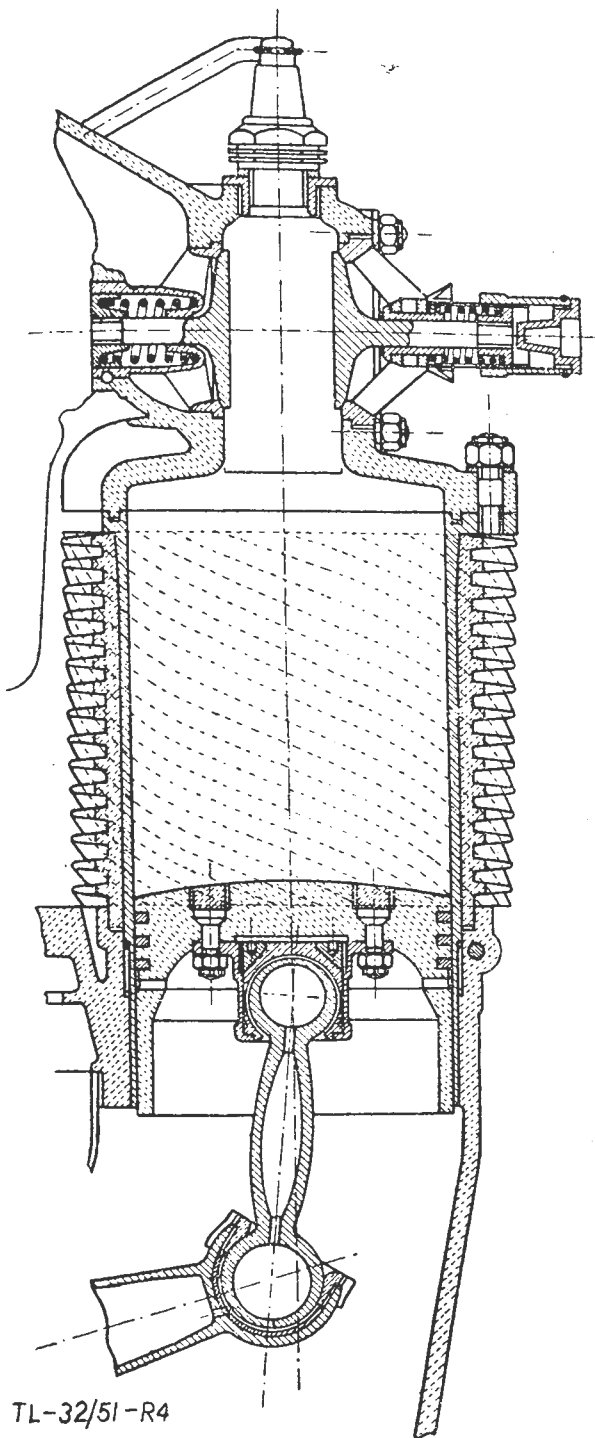
Sam silnik był ciekawą próbą rozwiązania nowego układu napędowego dla silników lotniczych, rozwiązaniem, które — zwłaszcza gdy się weźmie pod uwagę okres powstawania i przeprowadzania prac (1917—1939) — było pod wieloma względami bardzo udane. Niestety dla dalszych prób i prac rozwojowych zabrakło należytych warunków oraz atmosfery wśród tzw. miarodajnych czynników sancyjnych, przez co talent polskiego konstruktora nie miał możliwości zabłysnięcia i pełnego zrealizowania swych wartościowych pomysłów z dziedziny lotnictwa. Z innych prac lotniczych inżyniera Brzeskiego wymienić można nadzwyczaj udane rozwiązanie synchronizatora do napędu karabinów maszynowych strzelających poprzez śmigło Synchronizator — który wzbudził duże zainteresowanie zagranicą — był budowany przed ostatnią wojną przez firmę Motolux. W ostatnich latach, przed wybuchem wojny inżynier Brzeski zajmował się głównie radiotechniką. Zmarł w roku 1939 w pierwszych miesiącach wojny.

Dla sporządzenia zamieszczonego poniżej opisu silnika wykorzystaliśmy częściowo książkę inż. B. Zalewskiego p.t. „Silniki lotnicze“ z r. 1927, z którego zaczerpnięliśmy rysunek przedstawiający przekrój przez cylinder silnika. Schemat całego silnika oraz szereg informacji otrzymaliśmy od inż. M. Skwierczyńskiego.

W silniku inż. Brzeskiego śmigło osadzone jest na wale, na którego wykorbieniu, wykonanym pod kątem $27^{\circ}30'$ do osi silnika, umieszczony jest na łożyskach tocznych pająk posiadający pięć ramion z kulowymi obejmami. Pająk ten za pomocą stożkowej przekładni zębatej Zp oraz stożkowych talerzyków T (regulujących zażębienie kół zębatach Zp) związany jest z wirującym karterem, co zapewnia właściwy stosunek obrotów obydwu wirujących układów. W obejmach ramion pająka są osadzone przegubowo specjalnej konstrukcji wodziki połączone również przegubowo z tłokami. Wodziki w czasie pracy odchylają się od osi cylindra zaledwie o kąt 5° . Tłoki przesuwają się w cylindrach ułożonych równolegle do osi silnika. Tłoki w tym silniku pracują w bardzo szczęśliwych warunkach nie tylko ze względu na przenoszenie przez ich ścianki minimalnego docisku bocznego, lecz i z tego powodu, że mają możliwość obracania się podczas pracy dookoła swej osi, rozcierając olej po gładzi cylindra i własnej powierzchni bocznej; z powyższych danych wy-



Rys. 2. Schemat konstrukcyjny silnika inż. H. Brzeskiego



Rys. 4. Przekrój przez cylinder silnika.

nika, że brak jest podstaw do owalizacji tych części. Tuleje cylindrowe wykonane są ze stali, od wewnątrz nacementowane. Tuleje są wkręcone na gwint w karter, z drugiej zaś strony posiadają kołnierze dla mocowania do głowicy, wykonanej ze stopu aluminiowego jako jedna całość dla wszystkich cylindrów wspólnie z osadami zaworów i przewodami ssącymi. Zewnętrzny płaszcz cylindra z żebrami jest odlany ze stopu lekkiego wprost na gotowej tulei stalowej. Żebra te nie leżą w płaszczyznach prostopadłych do osi cylindra, lecz tworzą rodzaj powierzchni śrubowej, przez co otrzymuje się skuteczniejsze działanie prądu powietrznego opływającego cylindry, a pędzonego przez śmigło wzdłuż cylindrów. Kartier wraz z cylindrami wiruje napędzany przez układ kół zębatych umieszczonych w przodzie silnika. Zawory umieszczone są na wprost siebie, prostopadle do osi cylindra w wydłużonej części głowicy. Ze względu na ułożenie cylindrów zawory są ustawione promieniowo w stosunku do osi sil-

nika, przy czym zawory wlotowe znajdują się na wewnętrznym, zaś wylotowe — na zewnętrznym obwodzie cylindrów i zaopatrzone są w krótkie rury wydechowe. Przy takim układzie siła odśrodkowa współdziała przy napełnianiu cylindra mieszanką, przy usuwaniu gazów spalinowych oraz w dociskaniu zaworu wylotowego do gniazda. Jedyne zawór wlotowy ma tendencję — w czasie wrotowania silnika — do otwierania się, przy czym przeciwdziała się temu odpowiednio silną sprężyną. Na końcu wału silnika znajduje się przekładnia planetarna PR napędzająca wałek rozrządczy, osadzony współosiowo na przedłużeniu wału silnikowego. Napęd zaworów jest przymusowy, za pomocą tarczy krzywkowej V osadzonej na wałku rozrządczym, w której wycięciu przesuwają się rolki popychaczy P, stanowiących przedłużenie jarzem zaworów poszczególnych cylindrów. W tylnej, nieruchomej części silnika umocowany jest gaźnik, z którego mieszanka dochodzi poprzez otwory w tulei do wnętrza i stąd do zaworów wlotowych. W układzie zapłonowym od iskrownika umieszczonego z tyłu silnika, poprzez styki i pierścienie S prąd przechodzi przez przewody umieszczone w tulei wykonanej z ebonitu do rozdzielacza iskry R, skąd przez styki do świec poszczególnych cylindrów. Każdy cylinder posiada jedną świecę umieszczoną w czole komory spalania.

Silnik wykazywał następujące zalety: mały ciężar jednostkowy (na KM), mały opór czołowy oraz całkowite zrównoważenie momentów żyroskopowych obydwu wirujących układów. Jako wady wymienić można: niewystarczające chłodzenie silnika, wysoki koszt produkcji prototypów, które wymagały przeprowadzania bardzo wszechstronnych prób i badań technologicznych, produkcyjnych itp., jakie w owym czasie nastręczały poważne trudności. Na przykład zagadnienie osadzenia zewnętrznego płaszcza ze stopu lekkiego na tulei cylindrowej wymagało wykonania całego szeregu prób nad wieloma wariantami, za nim nie uzyskało się wyniku pozytywnego. Zmagania się z tymi trudnościami stanowiły jednak dobrą praktykę dla współtwórców i konstruktora.

Wiemy, że informacje podane powyżej nie są kompletne, ale sądzimy, że i tym, tak skromnym przypomnieniem osiągnięć, uczymy pamięć konstruktora, dając możliwość polskiemu technikum lotniczemu zapoznania się z jego dziełem. Profesorowi Włodzimierzowi Strzeszewskiemu i inżynierowi Mieczysławowi Skierczyńskiemu serdecznie dziękujemy na tym miejscu za umożliwienie nam opracowania niniejszej wzmianki przez udostępnienie bądź posiadanych materiałów, bądź zachowanych w pamięci szczegółów zarówno o silniku jak i o jego twórcy, inżynierze Henryku Brzeskim.

Mgr inż. Stanisław Madeyski.

W artykule Jana Róściszewskiego pod tytułem: „Poddźwiękowa stateczność dynamiczna w locie z dużą prędkością (poddźwiękowa)“. Autor znalazł następujące omyłki drukarskie:

W zeszycie Nr 1 (12) z marca 1951 r., w Części I wspomnianego artykułu, na stronie 18, wzór (13) powinien mieć postać:

$$a_c = \left(\frac{\pi \Lambda + a_0}{\pi \Lambda \sqrt{1 - Ma^2} + a_0} \right) a$$

W zeszycie Nr 2 (13) z czerwca 1951 r., w Części II artykułu: strona 41, kolumna 1, wiersz 7 od góry powinien mieć brzmienie: „... gdyż stosunek tej pulsacji do pulsacji drgań własnych...“; strona 41, podpis przy rysunku 9, w wierszu drugim winno być: „... tj. miejsca geometrycznego punktów, dla którego...“; strona 42, podpis przy rysunku 10, w wierszu trzecim należy czytać zamiast słowa „ustawienia“ wyraz „usterzenia“; strona 43, kolumna 1, wiersze 22 i 21 od dołu wyrażenia w nawiasach powinny mieć postać: „(dla usterzenia)“, natomiast wiersz 20 od dołu zawierający wyrażenie „dla usterzenia“ należy skreślić.

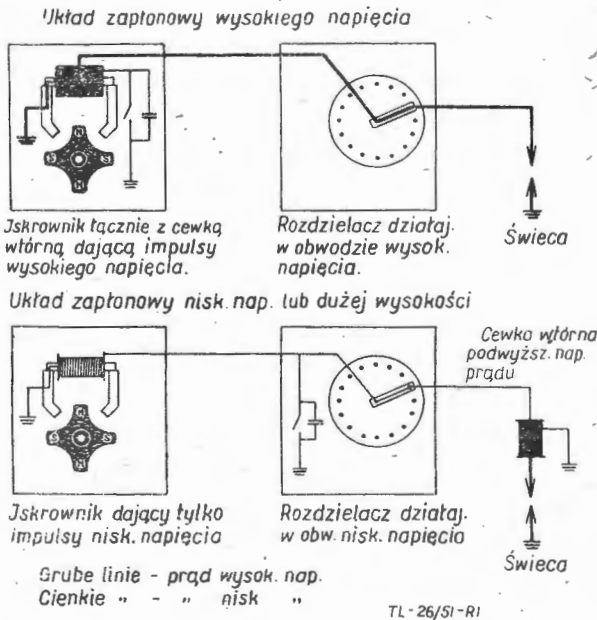
S. M.

NOWOŚCI TECHNICZNE

UKŁAD ZAPŁONOWY NISKIEGO NAPIĘCIA

W 1942 r. f. Scintilla opracowała dla potrzeb lotnictwa układ zapłonowy, dający duże korzyści w porównaniu do układu zapłonowego wysokiego napięcia, powszechnie stosowanego dotychczas.

Zasadnicza różnica polega na tym, że na iskrowniku niskiego napięcia jest tylko jedno uzwojenie, w którym indukuje się, po zadziałaniu przerywacza, napięcie ok. 300 V. Napięcie to poprzez rozdzielacz doprowadzone jest do cewki, podwyższającej napięcie, zabudowanej na głowicy cylindra obok świecy.



Rys. 1. Różnica elektryczna pomiędzy układem zapłonowym wysokiego napięcia a układem zapłonowym niskiego napięcia, czyli dużej wysokości.

Na rys. 1 podane są różnice pomiędzy obu układami zapłonowymi. Głównymi zaletami układu niskiego napięcia są:

1. zwiększenie trwałości świec przez zmniejszenie zużycia elektrod o około 65%,
2. zwiększenie wysokości pracy silników lotniczych. Ponadto zwiększenie możliwości zapłonu przy świecach zanieczyszczonych, oraz zmniejszenie ciężaru instalacji zapłonowych o około 5 kG na silnik.

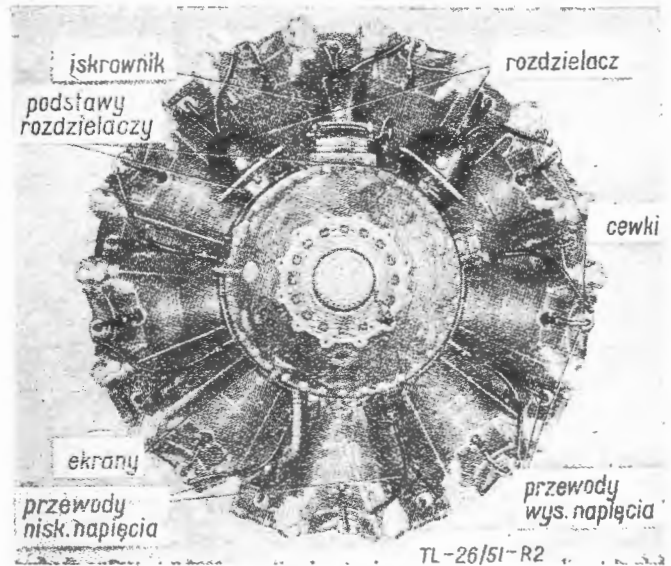
Badania przeprowadzone w 1949 r. nad trwałością świec zasilanych z układu zapłonowego niskiego napięcia dały następujące wyniki.

Linie lotn.	Typ świecy	Czas pracy świecy w godz.
A A	Champion R 37 S-1	864
Panagra	Champion R 37 S-1	984
Panagra	BG RB - 19 R - 2	878
EAL	Champion R 37 S-1	811

Podczas tych prób żadna ze świec nie została wymieniona z powodu złego działania, a średni stopień zużycia elektrod wynosił od 0,0355 do 0,038 mm na 100 g. pracy.

Małe zużycie elektrod świec przy układzie niskiego napięcia jest spowodowane małą pojemnością wtórnego obwodu (krótkie przewody wysokiego napięcia około 30 cm), a zatem i energia iskry na świecę jest mała.

Dla porównania należy dodać, że na tym samym silniku (R-2800) wyposażonym w układ zapłonowy wysokiego napięcia, świece wymieniano co około 300 godz., a stopień zużycia elektrod wynosił od 0,0762 do 0,1275 mm na 100 godz. pracy.



Rys. 2. Silnik B-2800 z zabudowanym układem niskiego napięcia. Widok z przodu.

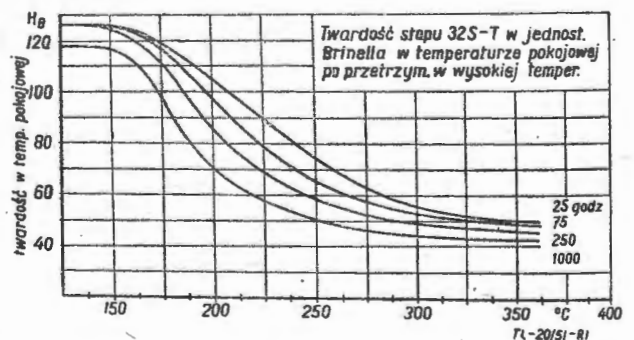
Silniki lotnicze, zaopatrzone w układ zapłonowy wysokiego napięcia mogą pracować bez stosowania specjalnych zabiegów, do wysokości około 9000 mtr., lecz powyżej zaczynają przerywać z powodu niewłaściwych przeskoków iskrowych w rozdzielaczu iskrownika.

Ten sam silnik wyposażony w układ zapłonowy niskiego napięcia może pracować bez zarzutu do około 18000 mtr.

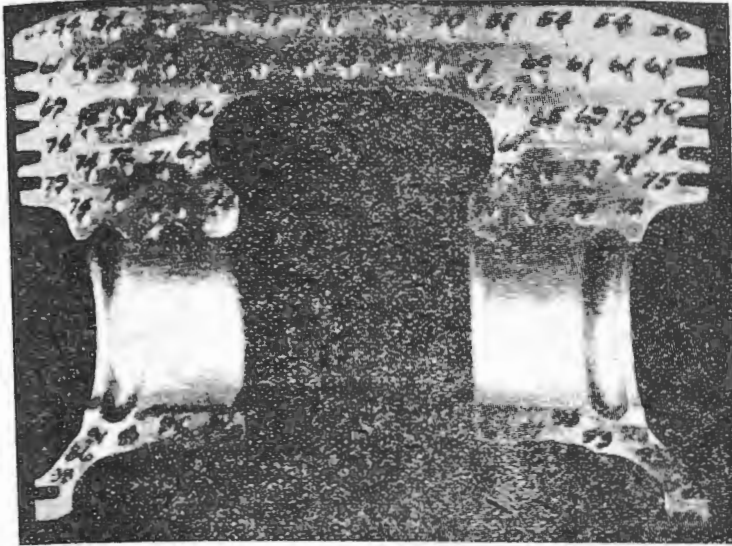
K. Z.

POMIAR TEMPERATUR ELEMENTÓW SILNIKA

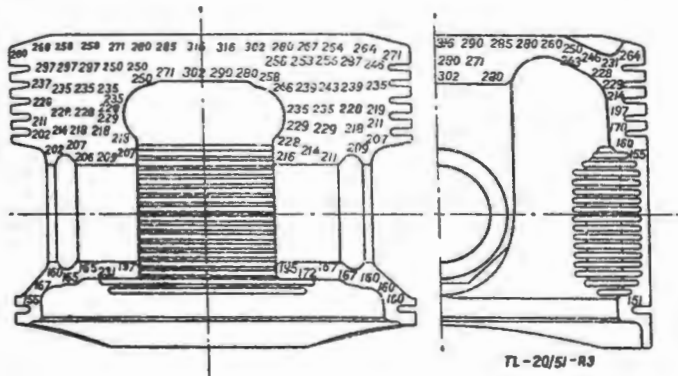
Ciekawa metoda została zastosowana do pomiaru rozkładu temperatur na powierzchni i wewnątrz tłoków silników spalinowych, wykonanych ze stopów lekkich.



Rys. 1.



Rys. 2.



Rys. 3.

Tłoki są poddane starannej obróbce cieplnej a następnie zamontowane na silniku. W czasie pracy są one wystawione na działanie podwyższonych temperatur wskutek czego twardość materiału obniża się. Ze spadku twardości można wnosić jaka temperatura występowała w danym miejscu w czasie pracy. Dla przeliczenia twardości mierzonej według metody Brinella na temperaturę służy wykres, rys. 1. Podaje on spadek twardości w zależności od czasu działania różnych temperatur na dany materiał i uzyskany jest na drodze doświadczalnej. Rys. 2 przedstawia przekrój tłoka ze śladami odcisków prasy Brinella, zaś rys. 3 lokalne temperatury występujące w czasie pracy w stopniach Celsjusza.

R. L.

ŚMIGŁOWCE DO KOMUNIKACJI LOTNICZEJ

Jesteśmy w przededniu nowej ery w rozwoju komunikacji lotniczej. W najbliższych mianowicie latach wieloosobowe śmigłowce staną się zasadniczym środkiem przewozu powietrznego na mniejszych odległościach.

Z rozważań nad szybkością transportu i jego rentownością wynika, że na odcinkach 100 do 450 km (optimum 250 km) śmigłowiec będzie przewyższał samolot konwencjonalny. Jakkolwiek prędkość przelotowa będzie się zawierała w granicach 180 do 250 km/h to jednak ruch będzie się odbywał pomiędzy centralnymi punktami miast, a nie przynależnymi do nich lotniskami, częstokroć dość odległymi od śródmieścia. To co nowoczesny samolot szybki, komunikacyjny zyska na krótkiej trasie — pasażer traci na dojeździe ze śródmieścia do lotniska i odwrotnie.

Odnosnie rentowności, to śmigłowce obecnie nie są korzystne pod względem stosunku ciężaru użytecznego do ciężaru całkowitego w locie jednakże wytrzymują konkurencję z samolotami na odcinkach tras wyżej podanych. Poza tym odpadają takie pozycje jak budowa i utrzymanie lotnisk z kosztownymi betonowymi pasami startowymi. Długość pola wzlotów dla śmigłowców może być nie większa niż 100 m. Wygodny jest kształt pola wzlotów w formie litery T lub L przy czym ramiona mogą mieć wymiary 100×50 m. Przeszkody w otoczeniu pola wzlotów nie powinny przekraczać powierzchni stożkowej o nachyleniu 1:2. (Licząc w pionie od krawędzi pola wzlotów).

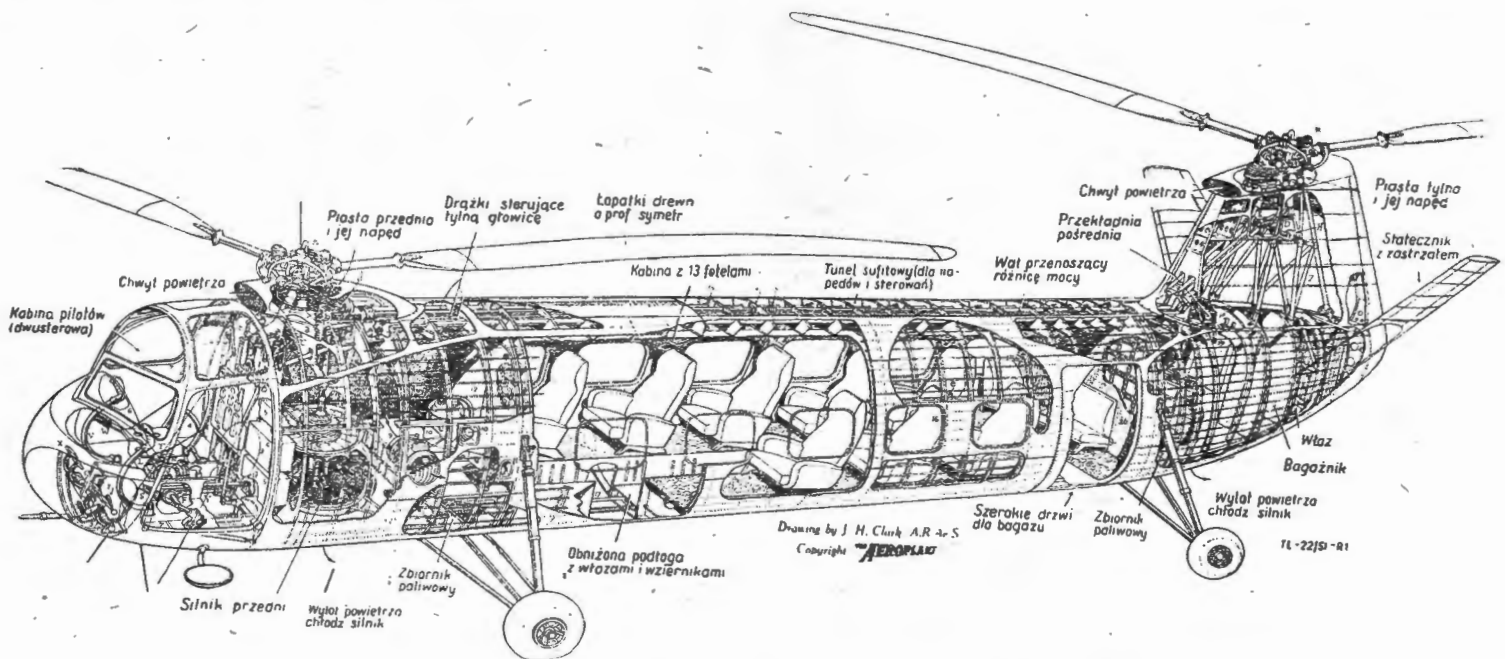


Rys. 1. Najnowsze śmigłowce radzieckiej konstrukcji Michała Miła na pokazie radzieckiego Święta Lotnictwa, Tuszino 1951 r.

Rentowność komunikacji powietrznej będzie zapewniowana gdy do ruchu będą użyte śmigłowce o pojemności minimum 10 osób, optymalna wartość — jak teraz można to ocenić — to około 20 do 25 osób.

By standart bezpieczeństwa był tego rzędu co przy współczesnych samolotach komunikacyjnych to rotory winny być napędzane 2-ma (lub więcej) silnikami a wyposażenie przyrządowe pilotażowe i nawigacyjne powinno być takie, by loty mogły się odbywać nawet w najgorszych warunkach atmosferycznych.

Jakkolwiek obecnie istnieje już cały szereg udanych konstrukcji mniejszych śmigłowców (paroosobowych) to na polu maszyn większych jest nie wiele pozycji do zanotowania.

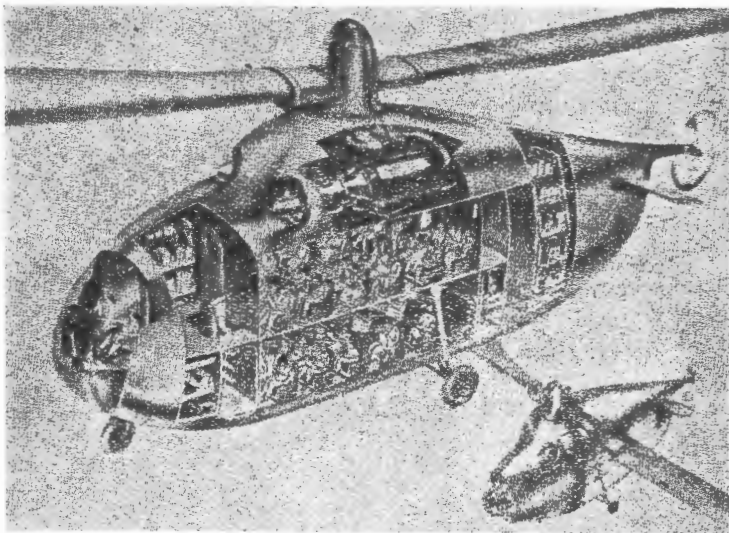


Rys. 2. Jeden z największych obecnie latających śmigłowców pasażerskich — Bristol 173.

Oznaczenia na rysunku: 1 — rurka Pitot, 2 — pompa nożna sprzęgieł wirników, 3 — fotel pierwszego pilota, 4 — fotel drugiego pilota, 5 — wyposażenie kabiny, 6 — tablica z przyrządami podkładowymi, 7 — drzwi (rezerwowe), 8 — napęd od silnika do przekładni (a — wspornik, b — łożo przekładni, c — przekładnia), 9 — chłodnica oleju, 10 — wlew oleju, 11 — zbiornik paliwa i wlew, 12 — przegroda z drzwiami prowadzącymi do kabiny, 12a — przegroda przednia z drzwiami do kabiny pilotów, 13 — łożyska dźwigni (co trzecia wręga), 14 — łożysko wału wyrównującego moce (co druga wręga), 15 — sprzęgło wału wyrówn. moce, 16 — okno (łatwo wymiowane), 17 — przewód wyrównawczy zbiorników paliwa (w kanale pod podłogą), 18 — przekładnia pośrednia z prądnicami na obu stronach, 19 — prądnicę, 20 — przegroda tylna.

A — pajak sterujący przedniego wirnika, B — pajak sterujący tylnego wirnika, C i D — dźwignie sterujące przedniego, wzgl. tylnego wirnika, E — różnicowy mechanizm sterowania okresowego, F — samohamowne ustawianie skoku ogólnego, H — tłumnik bezwładnościowy skoku ogólnego, I — sterowanie wyważania podłużnego, K — ustawianie pochylenia, L — sterowanie pochylenia, M — ustawianie przechylenia, N — sterowanie przechylenia, O — sterowanie silnika przedniego, P — sterowanie silnika tylnego, Q — mechanizm różnicowy silników, S — rączka sterowania silników, S — rączka sterowania silników, T — sterowanie silnika przy pracy na ziemi, U — krążek zwrotny sterowania kierunku, V — dźwignie sterowe, W — dźwignia zmiany skoku.

Reprodukcja za zgodą „the Aeroplane”.



Rys. 3. Najbardziej opanowanym konstrukcyjnie układem śmigłowca jest śmigłowiec jednowirnikowy z ogonowym śmigielkiem równoważącym moment — oto projekt pasażerskiego śmigłowca tego typu na 70 pasażerów.

Zagadnienia konstrukcyjne nie są jeszcze opanowane całkowicie, tak na przykład w Anglii zaledwie jeden typ śmigłowca (Sikorsky S. 51 — zresztą budowany z licencji

amerykańskiej) posiada pełne świadectwo zdolności do lotu. Wszystkie inne typy budowane w Anglii wykazują pewne wady jeżeli chodzi o system piasty rotorów.

Przewiduje się jednak, że w ciągu najbliższych 3-4 do 7-miu lat będą do dyspozycji konstrukcje śmigłowców całkowicie przydatne do komunikacji lotniczej.

Przykładem śmigłowca obliczonego na 10 do 12 osób może być nowy prototyp Bristol 173 przedstawiony na załączonym rysunku.

Kadłub długości 16,8 m, mieści w części przedniej dwuosobową kabinę załogi, następnie przedział z zespołem napędowym, dalej jest położona kabina pasażerska zawierająca 5 rzędów po dwa fotele i — z tyłu — kanapkę na trzy osoby. Za odpowiednią przegrodą mieści się tylny zespół napędowy. Rotory są trójramienne o średnicy 14,8 m, rotor tylny jest umieszczony wyżej niż przedni dla zapewnienia mu swobody wirowania. Do napędu są użyte silniki gwiazdowe 9-cylindrowe typu Alvis Leonides 23 HMV o mocy 550 KM umieszczone w pozycji leżącej. Rotory są tak sprzężone między sobą, że w razie uszkodzenia jednego z silników — pozostały automatycznie napędza obydwa rotory. Możliwy jest również lot na autorotacji przy czym obliczeniowa prędkość opadania wynosi około 3 m/sek. Ciężar całkowity śmigłowca w locie wynosi 4800 kg. Prędkość przelotowa 182 km/h.

Przykładem śmigłowca większego może być Cierva W. 11 T posiadający trzy rotory napędzane dwoma silnikami o ładowności 30 do 36 pasażerów, względnie 5 ton ładunku użytecznego, przewidywana prędkość podróżna około 185 km/h.

Czy jesteś członkiem Ligi Lotniczej?

Na półkach księgarskich

Teoria Sprężystości, Maksymilian T. Huber, Tom II, Polska Akademia Umiejętności, Kraków 1950 r., stron 360.

Dzieło powyższe stanowi drugą i ostatnią część wydanej w roku 1948 „Teorii Sprężystości”. Książka zawiera następujące rozdziały: Zagadnienie równowagi i ruchu w ciele sprężystym nieograniczonym (Zależności ogólne, drgania strun i cięgien, ruch falowy oraz fale podłużne, poprzeczne oraz powierzchniowe); Stany równowagi osiowo-symetrycznych ciał obrotowych). Zagadnienie H. Neubera (Omówienie funkcji Neubera i jej zastosowań); Teoria prętów smukłych i strun; Teoria płyt (Teoria płyt cienkich i grubych, zagadnienia wybrane); Teoria powłok (największy objętościowo rozdział książki, w którym Autor podaje ogólne zależności oraz omawia szczegółowiej niektóre zagadnienia); Płyty anizotropowe; Podstawy teorii plastyczności. W zakończeniu Autor podaje uzupełnienia tomu pierwszego. Książkę zamyka skorowidz ułatwiający odzyskanie w tekście danego zagadnienia oraz obejmujący nazwiska cytowanych autorów. Szczególnie cennym dla czytelnika polskiego jest opracowanie i usystematyzowanie przez Autora terminologii, z podaniem nazw terminów w językach angielskim, francuskim, niemieckim, rosyjskim oraz włoskim. Książka omawiana, stanowiąca szczytowe dzieło nieodżałowanej pamięci prof. M. T. Hubera powinna znaleźć się w rękach wszystkich inżynierów — konstruktów i inżynierów — badaczy.

J. P.

Ustoicziwost uprugich sistem, A. N. Dinnik, Akademiya Nauk SSSR, 1950 r., stron 133.

Autor po podaniu ogólnych zależności omawia stateczność prostych prętów pryzmatycznych, układów złożonych oraz prętów o zmiennym przekroju, pod obciążeniem skupionym na końcach prętów oraz — krótko — pod obciążeniem rozłożonym. W dalszym ciągu rozważa autor stateczność łuków rozmaicie utwierdzonych, stateczność belek zginanych oraz pierścieni, wreszcie stateczność płyt, powłok i ram. Książka zawiera liczne przykłady obliczeń zagadnień praktycznych, uzupełnione wykresami i tabelami współczynników.

J. P.

Strukturnyje priznaki ustalosti mietalłow kak sredstwo ustanowlenia pricin awarii maszin, I. A. Odin, Akademiya Nauk SSSR, 1949 r., stron 79.

Książka znanego radzieckiego badacza w dziedzinie zmęczenia materiałów, napisana w sposób przystępny i poglądowy, zaznajamia czytelnika z podstawowymi zjawiskami zmęczenia metali na tle przykładów z praktyki. Autor podaje i analizuje konkretne wypadki pęknięć zmęczeniowych elementów maszyn.

J. P.

Szubkościowe skrawanie metali. Referaty z Konferencji Szybkościowego Skrawania Metali, Poznań 11—12 maja 1950 r., Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1950 r., stron 204.

Książka zawiera tekst referatów wygłoszonych oraz streszczenie dyskusji z Konferencji Szybkościowego Skrawania Metali, urządzonej przez SIMP w maju 1950 roku w Poznaniu, o której wzmiankę zamieściliśmy w Nr 2 (9) „Techniki Lotniczej” z czerwca 1950 r. Z książki tej mogą korzystać w pracy zawodowej inżynierowie, technicy, racjonalizatorzy oraz wysoko wykwalifikowani rzemieślnicy, pracujący w warsztatach obróbki skrawaniem.

S. M.

Gospodarka narzędziami mierniczymi w zakładach przemysłu metalowego, inż. Tadeusz Sawicki, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1950 r., stron 140.

Książka zawiera wytyczne organizacji izb pomiarowych w przemyśle metalowym oraz omawia sposoby racjonalnego wykorzystania sprzętu mierniczego. W treści książki zawiera: Zakres pracy i organizację izb pomiarowych,

nadzór nad stanem wymiarowym i stanem użyteczności środków mierniczych, instrukcje i przepisy, pomieszczenie i wyposażenie izb pomiarowych wraz z zestawieniem środków mierniczych i pomocniczych stosowanych w laboratorium pomiarowym i punktach kontrolnych izb pomiarowych. Praca omawiana przeznaczona jest zwłaszcza dla techników pomiarowych i kontrolerów produkcji.

S. M.

Zasady konstrukcji przyrządów, uchwytów i sprawdzianów specjalnych, mgr inż. Włodzimierz Mermon, Tom I, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1950 r., stron 208.

Książka stanowi tom pierwszy dwutomowej pracy obejmującej teoretyczne podstawy konstrukcji uchwytów, przyrządów i sprawdzianów specjalnych do mechanicznej i ręcznej obróbki metali skrawaniem oraz do zabiegów bezwiórowych jak obróbka cieplna, montaż itp. Zawiera zasady konstrukcji elementów przyrządów i uchwytów oraz uchwytów, przyrządów i sprawdzianów dla robót tokarskich, szlifierskich, wiertarskich i wytaczarskich. Książka zawiera szereg cennych informacji potrzebnych pracownikom biur fabrykacyjnych oraz przygotowawczych produkcji. Przeznaczona jest dla inżynierów, techników oraz studentów wyższych szkół technicznych typu mechanicznego.

S. M.

Projektirowanije predpriyatij stolarno-mechaniceskich proizvodstw, N. O. Niechamkin, Goslesbumizdat, 1950 r., stron 374.

Książka rozpatruje zagadnienia projektowania zakładów wyrobów drewnianych, przy czym główny nacisk został położony na zagadnienia dotyczące projektowania procesów technologicznych. Inne zagadnienia projektowe poruszone są jedynie o ile wiążą się bezpośrednio z omawianym projektem technologicznym. Książka zawiera dużą ilość ciekawego materiału liczbowego opartego na danych radzieckich instytucji projektujących podobne zakłady oraz na doświadczeniach Akademii Techniki Leśnej im. Kirowa.

R. S.

Kucie i tłoczenie w zarysie, inż. Józef Weber, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1950 r., stron 200.

Książka omawia zagadnienia związane z obróbką plastyczną stali ze szczególnym uwzględnieniem obróbki na gorąco, obróbkę na zimno podaje tylko encyklopedycznie. Zawiera w treści: Przeróbka i operacje kowalskie, ogniska i piece kuźnicze, narzędzia kowalskie, młoty, prasory oraz maszyny kuźnicze, ponadto szereg wiadomości podstawowych: spalanie i paliwo, własności stali, zasadnicze metody badania materiałów. Książka jest przeznaczona dla techników.

S. M.

Rysunek techniczny. Tadeusz Dobrzański. Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1950 r., stron 176.

Książka zawiera podstawowe wiadomości z dziedziny kreślenia technicznego w oparciu o polskie normy maszynowego rysunku technicznego — opracowane w sposób przystępny z omówieniem zasad rysowania figur płaskich i brył, perspektywy równoległej oraz rzutów prostokątnych. Objasnia sposób wymiarowania przedmiotów na rysunkach, oznaczania gładkości, tolerancji i pasowań. Książka jest przeznaczona w zasadzie dla rzemieślników przemysłu metalowego, stanowić jednak może użyteczną pomoc dla kreślarzy i techników. Ukazanie się trzeciego już wydania świadczy korzystnie o pracy.

S. M.

Litje, kowka, tiermiczeskaja obrabotka, N. W. Okromieszko, Oborongiz, 1947 r., stron 432.

Omawiana książka stanowi dzieło z cyklu: „Proizvodstvo awiacyjnych dwigatielej” — ukazała się ostatnio w naszych księgarniach. Przeznaczona jest ona przede wszystkim dla słuchaczy wyższych szkół lotniczych, dając

jednak również obszerny materiał dla inżynierów i techników praktyków. W jedenastu obszerne rozdziałach są opisane: wykonywanie modeli dla odlewów części silników lotniczych, odlewanie detali, produkcja odlewnicza, stal aluminiowa i magnezowa, żeliwo, stopy miedzi i babbity, lanie w kokilach i pod ciśnieniem, kucie i prasowanie części oraz obróbka cieplna. Rozdziały te dają opis technologii produkcji podstawowych, przygotowawczych i pomocniczych oddziałów wytwórni silników lotniczych. Całość daje ciekawy i cenny materiał potrzebny przy projektowaniu i produkcji silników lotniczych.

L. S.

Kalkulacja obróbki cieplnej, mgr inż. Stanisław Jabłoński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1950 r., strona 214.

Książka podaje omówienie szeregu wytycznych, na których powinna być oparta kalkulacja kosztów własnych obróbki cieplnej i stanowi ona cenną pomoc przy ustalaniu norm czasowych obróbki cieplnej, poza tym zaś ułatwia planowanie i zarządzanie warształem obróbki cieplnej. W treści książki zawiera: zasadnicze wiadomości o obróbce cieplnej, obliczanie czasów podstawowych rodzajów obróbki cieplnej, obliczanie wydajności pieców, wtórne zagadnienia przy obróbce cieplnej (piaskowanie, trawienie, ochrona powierzchni), ustalanie norm czasu, planowanie pracy warsztatu, metody obliczania kosztów obróbki cieplnej. Książka jest przeznaczona dla kalkulatorów oraz kierownictwa warsztatów obróbki cieplnej.

S. M.

Poristoje chromirowanije dietalej maszin, K. S. Gonczarenko, Maszgiz, 1950 r., strona 76.

Książka podaje sposoby elektrolitycznego otrzymywania powłoki chromu porowatego na częściach stalowych i żeliwnych to jest chromu posiadającego siatkę pęknięć, które przy pomocy dodatkowych zabiegów rozszerza się. Pęknięcia te służą dla utrzymywania smaru trących się powierzchni, co łącznie z innymi własnościami podnosi trwałość części w porównaniu z częściami twardego chromowanymi. Różnica w trwałości jest czynnikiem decydującym o stosowaniu chromowania porowatego. Książka podaje zestawy elektrolitów, nieprawidłowości w pracy i sposoby walki z nimi. Podane są sposoby analizy elektrolitów w warunkach fabrycznych oraz szereg danych dotyczących wyposażenia, przewietrzania i bezpieczeństwa pracy. Książka przeznaczona jest dla pracowników i majstrów oddziałów galwanicznych.

R. S.

Prognozy pogody małej zabłagowriemiennosti, A. Ł. Kac, Gidrometeoizdat, 1950 r., strona 76.

Omawiana książeczka wchodzi w skład serii „Biblioteka sinoptika” przeznaczonej dla meteorologów praktyków. W dwunastu ustępach opisane są najnowsze metody przewidywania pogody, wpływ cyklonów i antycyklonów na pogodę, typy procesów synoptycznych, typy cyklonów i antycyklonów oraz przykłady analizy i przepowiadania. Całość daje cenne wiadomości dla każdego meteorologa i czytelnika, chcącego się zaznajomić ze stanem i najnowszymi osiągnięciami w dziedzinie analizy i przewidywania pogody.

L. S.

Koła zębate w przystępnym zarysie, Tom II Wykonanie i montaż, mgr inż. Kazimierz Ochęduszek, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1950 r., strona 472.

Książka zawiera wiadomości o wykonaniu, planowaniu, obróbce i montażu kół zębatach walcowych i stożkowych oraz przekładni ślimakowych. Autor omawia w części pierwszej metody obwodniowe, walcową oraz wykończającą obróbki kół zębatach. W części drugiej — obróbkę przekładni ślimakowych; w części trzeciej — obróbkę stożkowych kół zębatach. W części czwartej porusza autor planowanie obróbki cieplnej, organizację obróbki i montaż kół zębatach. Na zakończenie książki

zawiera zadania oparte na wzorach wyprowadzonych w tekście. Książka przeznaczona jest dla mistrzów i techników, może z niej z pożytkiem korzystać również wykwalifikowany rzemieślnik.

S. M.

Dopuski i tiechniczieskije izmierienija, G. A. Aparin i I. E. Gorodeckij, Maszgiz, 1950 r., strona 564.

W omawianej książce podane są zasady zamienności, luzu i pasowania dla różnych rodzajów połączeń części maszyn (połączenia cylindryczne, połączenia gwintowe — walcowe i stożkowe, przekładnie zębata i ślimakowe oraz połączenia klinowe), zasady pomiarów technicznych, zasady przyrządów pomiarowych i technika ich stosowania, opisy najbardziej rozpowszechnionych przyrządów i dane są wskazówki metodyczne dla obliczeń. Książka stanowi pomoc dla studentów wyższych zakładów budowy maszyn i może być wykorzystana przez konstruktorów, technologów i pracowników kontroli technicznej w ich codziennej pracy zawodowej.

R. S.

Mietałłokieramika w maszynostrojenii, W. S. Rakowski, Maszgiz, 1948 r., strona 125.

W książce niniejszej rozpatrzone są zasadnicze teoretyczne problemy ceramiki metali, otrzymanie proszków i ich własności, procesy prasowania i spiekania. W dziełach rozdziałach opisane są technologia wykonania i własności ważniejszych rodzajów metaloceramicznej produkcji i wyposażenie używane w takich zakładach. W treści rozdziałów zawarte są też: kontrola techniczna prasowanych przedmiotów, technologia łożysk ślizgowych z węglików spiekanych, pseudostopy, technologia materiałów elektrotechnicznych oraz opis produkcji „nowego typu”. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników warsztatowców.

L. S.

Dieformacija stali pri chimiko-tiermiczeskoj obrabotkie (ciemientacija i azotirowanije), S. F. Juriew, Maszgiz, 1950 r., strona 311.

W książce omawianej rozpatrywane są zasady różnorodnych zmian objętościowych powstających w stali przy obróbce chemiczno-cieplnej i ustalenie zależności mechanicznego oddziaływania między warstwą nasyconą i materiałem zasadniczym. Podana jest ogólna teoria odkształceń stali przy różnych rodzajach obróbki chemiczno-cieplnej. Treść zawarta jest w trzech częściach: izotermiczne nasycenie warstwy, teoria odkształceń stali przy azotowaniu i eksperymentalne podstawy teorii odkształceń stali cementowanej. Książka przeznaczona jest dla pracowników naukowych i inżynierów oraz techników pracujących w dziedzinie wytwarzania metali i cieplnej obróbki stali, mogą też z niej korzystać studenci tej specjalności.

L. S.

Tworzywa sztuczne, Podstawy budowy, produkcji i stosowania, inż. Tadeusz Rabek, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1950 r., strona 188.

Książka stanowi wprowadzenie w rozwijającą się w ostatnich czasach z niebywałą szybkością dziedzinę sztucznych tworzyw. Książka zawiera w treści: definicje i określenia sztucznych tworzyw, rys historyczny i znaczenie przemysłu sztucznych tworzyw oraz podstawy surowcowe dla niego, budowa chemiczna żywic, chemia tworzyw sztucznych, kształtowanie (formowanie) tworzyw konstruktywnych, ogólna technika przygotowania mieszanek do kształtowania tworzyw konstruktywnych, kształtowanie tworzyw powłokowych, tworzywa impregnacyjne i adhezyjne, badanie właściwości tworzyw, technologia tworzyw polikondensacyjnych, polimeryzacyjnych oraz innych typów. Książka zawiera szereg tablic zastosowań sztucznych tworzyw dla różnych dziedzin oraz ich właściwości. Książka przeznaczona jest dla techników.

S. M.

Miery i izmieritelnyje pribory, Wyp. I — VIII: Proszedszyje gospodarstwiennyye ispytaniya; IX — XI: Dopuszczennyje k primienieniju w SSSR, Komitet po dielam mier i izmieritelnykh priborow pri Sowietie Ministrow SSSR, 1949 — 1950 r., stron 60 + 88 + 68 + 56 + 72 + 56 + 52 + 52 + 102 + 96 + 80.

Wydawnictwo omawiane, ukazujące się w broszurowanych zeszytach zawiera szereg tablic z charaktery-

styką poszczególnych przyrządów i miar. Tablice te zawierają w szczególności: krótki opis budowy i zasady działania miary lub przyrządu, główne dane techniczne oraz wskazania norm Komitetu, według których dokonuje się sprawdzenia miary lub przyrządu wychodzącego z fabryki względnie już użytkowanego. Wydawnictwo zawiera szereg opisów pokładowych przyrządów lotniczych.

R. S.

Ogólnokrajowa konferencja wytrzymałościowa

W dniach 20 i 21 kwietnia b. r. odbyła się w Warszawie zorganizowana przez SIMP Ogólnokrajowa Konferencja Wytrzymałościowa.

Konferencja ta, prócz referentów zgromadziła około 250 uczestników reprezentujących instytuty naukowo-badawcze, uczelnie oraz biura konstrukcyjne i przemysł.

Wygłoszono następujące referaty:

prof. W. Olszak (Akademia Górnicza, Kraków).

„Aktualne zagadnienia w naukach wytrzymałościowych“.

prof. Z. Klębowski (Politechnika Warszawska)

„Teoria i hipotezy wytrzymałościowe w zastosowaniu praktycznym“.

prof. B. Bochenek (Politechnika Warszawska)

„Niektóre zagadnienia mechanizmu wytrzymałości metali“.

prof. W. Nowacki (Politechnika Gdańska)

„Stan i postęp w dziedzinie metod matematycznych stosowanych w naukach wytrzymałościowych“.

prof. H. Moszyński (Politechnika Warszawska)

„Zagadnienie zmęczenia materiałów w ujęciu wytrzymałościowych obliczeń części maszyn“.

mgr inż. T. Pełczyński (Główny Instytut Mechaniki Wrocław)

„Wpływ stanu napięcia na przejście materiałów w stan plastyczny“.

prof. H. Janusz (Politechnika Śląska)

„Badanie modelowe ustrojów prętowych statycznie niewyznaczalnych“.

mgr inż. J. Pindera (Główny Instytut Lotnictwa)

„Doświadczalne metody analizy naprężeń“.

inż. A. Latour (Główny Instytut Mechaniki)

„Zagadnienia metodyki badania metali“.

prof. B. Bochenek (Politechnika Warszawska)

„Wytrzymałość materiałów w temperaturach podwyższonych“.

prof. St. Zukowski (Szkoła Inżynierska — Warszawa)

„Stan obecny zagadnienia naprężeń dopuszczalnych“.

Celem konferencji było zapoznanie naszego świata technicznego z nowoczesnym podejściem do zagadnień wytrzymałościowych, metodami stosowanymi w obliczeniach wytrzymałościowych elementów konstrukcyjnych, podłożem teoretycznym tych metod oraz perspektywami na przyszłość.

Poza tym uczestnicy zostali zaznajomieni z pewnymi metodami badania stanów napięcia w materiałach poddanych działaniu sił zewnętrznych i to zarówno teoretycznymi jak i doświadczalnymi.

Przegląd hipotez wyteżenia materiałów elastoplastycznych podał w swym referacie prof. Z. Klębowski; wskazał on kolejne etapy zmiany stosunku nauki do tego zagadnienia, poczynając od hipotezy największego naprężenia, aż do najbardziej zgodnej z doświadczeniem hipotezy energii odkształcenia postaciowego dr. M. T. Hubera.

Ostatnia z cytowanych hipotez, hipoteza niezmienników W. Burzyńskiego znajdująca przede wszystkim zastosowanie w stosunku do materiałów kruchych pokrywa się w przypadku materiałów elastoplastycznych z hipotezą dr. M. T. Hubera.

Zagadnienie wytrzymałości materiału w wypadku przyłożenia do niego zmiennych sił zewnętrznych, czyli t. zw. wytrzymałością zmęczeniową rozwinął w swym referacie prof. W. Moszyński. Poczynając od omówienia starszych poglądów na to zagadnienie, odróżniających w zasadzie tylko sposób obciążenia, prelegent przechodzi do aktualnej obecnie w tej dziedzinie me-

tody analizy uwzględniającej poza tym własności przedmiotu poddanego działaniu zmiennych sił oddziaływające na wielkość dopuszczalnych obciążeń.

Prelegent obejmuje również konkretne metody obliczania elementów maszynowych oparte na wykresach, które pozwalają na uwzględnienie wspomnianych wpływów przy obliczaniu elementów maszynowych narażonych na pracę zmęczeniową.

Zagadnienie obróbki plastycznej materiałów pod kątem widzenia wytrzymałości materiałów omówił też w swym referacie mgr. inż. T. Pełczyński. Prelegent poddał analizie i wskazał warunki, jakim odpowiadać musi stan napiecia, aby możliwe było przejście danego materiału w stan plastyczny. Pogląd na pojęcie naprężeń dopuszczalnych z analizą czynników wpływających na współczynnik bezpieczeństwa podał w swym referacie prof. St. Zukowski.

Doświadczalne badanie rozkładu naprężeń w materiałach poddanych działaniu sił zewnętrznych ze szczególnym uwzględnieniem metody elastooptycznej omówił w swym referacie mgr. inż. J. Pindera.

Wszystkie te zagadnienia dotyczą wypadków spotykanych w ogólnej budowie maszyn. Jeżeli chodzi o problemy dotyczące dziedziny lotnictwa, to konferencja nie zadowolila w pełni inżynierów lotniczych.

Jedynie dwa referaty poruszyły problemy związane z tą dziedziną. Prof. B. Bochenek omówił w swym referacie zachowanie się metali w temperaturach podwyższonych, analizując szczegółowo zjawisko pełzania metalu poddanego działaniu sił zewnętrznych, oraz wpływ wielkości naprężeń na czas pracy elementu. Ze zagadnienie to dotyczy elementów turbin spaliniowych, przede wszystkim lotniczych, nie trzeba specjalnie podkreślać.

Prof. H. Janusz omówił w swym referacie metodę doświadczalnego wyznaczania sił w pretach kratownic statycznie niewyznaczalnych opartą na zasadzie wzajemności przesunięć. Przy tej metodzie badaniu poddaje się modele kratownic w skali zmniejszonej odpowiadające szczególnym warunkom podobieństwa. Innych zagadnień wytrzymałości, z jakimi inżynier spotyka się w dziedzinie lotnictwa, żaden z prelegentów nie poruszył.

Ze względu na specyficzny charakter konstrukcji lotniczych charakterystycznych dużą smukłością w wypadku prętów, a cienkościennością profili i blach oraz układów złożonych z tych elementów, spotykamy się tutaj najczęściej z zagadnieniem stateczności w granicach sprężystości materiału z którego dane elementy są wykonane. Dziedzina ta nie była reprezentowana na konferencji.

Zainteresowanie uczestników przedmiotem konferencji było duże. Znalazło ono swój wyraz w niestabnej frekwencji w czasie trwania konferencji, mimo że materiał obejmujący szeroki wachlarz zagadnień podany w ciągu dwóch dni wymagał dużego i w konsekwencji męczącego skupienia uwagi.

Zainteresowanie to wyraziło się również udziałem w dyskusji, a w związku z tym szczerym życzeniem w stosunku do Organizatorów, aby przed następną konferencją ułatwić i umożliwić uczestnikom zapoznanie się z treścią referatów celem umożliwienia przygotowania materiału do treściwej dyskusji.

Tylko w ten sposób konferencja taka usprawiedliwił swoją nazwę, a inicjatywa SIMP znalazła taki oddźwięk w polskim świecie technicznym, na jaki zasługuje. W przeciwnym wypadku stanie się ona cyklem wykładów umożliwiająca tylko w skromnym zakresie wymiane zdań pomiędzy prelegentami a niewątpliwie zainteresowanymi słuchaczami.

Rezolucja uchwalona przez uczestników w zakończeniu konferencji podkreśliła znaczenie jej w realizacji Planu 6-letniego.

W teście rezolucji uchwalono podjęcie starań o jak najszybsze wydanie spuścizny naukowej profesora M. T. Hubera celem uprząstąpienia jej szerokim masom techników polskich.

Jak to w przemówieniu inauguracyjnym oświadczył prezes SIMP, mgr. inż. Zb. Muszyński — Konferencja Wytrzymałościowa stanowiła hołd złożony zmarłemu profesorowi M. T. Huberowi, który żywo interesował się pracami wstępnymi poprzedzającymi konferencje. Nam inżynierom lotnikom pamięć profesora H. T. Hubera jest tym droższą, że w ciągu swej pracy naukowej najwięcej wysiłku poświęcił zagadnieniom związanym z rozwojem konstrukcji lotniczej w Polsce.

Mgr inż. Leon Kołodziejczyk

Kronika

Komisja Główna NOT do spraw Stopnia Inżyniera

Realizacja ustawy o stopniu inżyniera stawia przed NOT konieczność rozwiązywania całego szeregu zasadniczych zagadnień związanych z ustawą.

W celu skoordynowania poczynań na tym odcinku została z dniem 9 maja 1951 r. powołana przez władze NOT Komisja Główna NOT do spraw Stopnia Inżyniera jako organ NOT planujący, kordynujący i opiniujący ważniejsze kwestie związane z realizacją ustawy.

Do składu Komisji weszli przedstawiciele Stowarzyszeń branżowych NOT.

Zważywszy na społeczny aspekt spraw związanych z ustawą — Komisja NOT utrzymuje stałą współpracę z Centralną Radą Związków Zawodowych i Departamentem Studiów Technicznych Ministerstwa Szkół Wyższych i Nauki delegaci tych instytucji biorą stały udział w obradach Komisji, co zapewnia stały, jednolity i zgodny kierunek poczynań w sprawach Ustawy.

W myśl regulaminu działalność Komisji rozciąga się na następujące zagadnienia:

a) sprawy dotyczące Szkolenia Kadr inżynierskich (Korespondencyjne Kursy Przygotowawcze do egzaminu na stopień inżyniera przed Komisjami Weryf.-Egzaminacyjnymi)

b) sprawy związane z Komisjami Weryf.-Egzaminacyjnymi

c) załatwianie odwoływań od decyzji Komisji Stowarzyszeń NOT kwalifikujących kandydatów do stopnia inżyniera

d) opiniowanie wniosków dot. uznania niektórych uczelni lub wydziałów za równorzędne z wymienionymi w art. 6 „Ustawy“.

Komisja Główna wyłoniła 2 Podkomisje:

a) „Podkomisję Kursów Przygotowawczych“ oraz

b) „Podkomisję Odwoławczą“.

Do zadań **Podkomisji Kursów Przygotowawczych** do egzaminu na stopień inżyniera należy opiniowanie programów tych kursów, koordynowanie akcji wydawniczej skryptów oraz stała współpraca z Wydziałem Studiów Inżynierskich przy pomocy kursów.

Podkomisja Odwoławcza Komisji Głównej do spraw Stopnia Inżyniera została powołana na I-szym zebraniu Komisji Głównej w dniu 7 czerwca rb.

Zadaniem tej Podkomisji jest rozpatrywanie odwołań kandydatów do stopnia inżyniera od decyzji wydawanych przez Komisję Kwalifikacyjną Stowarzyszeń branżowych NOT w sprawie potwierdzania praktyk zawodowych tych kandydatów.

Komisje Kwalifikacyjne Stowarzyszeń branżowych w przypadkach wydawania negatywnych opinii powinny podać motywy odmowy potwierdzenia praktyki zawodowej kandydata, a następnie zaznaczyć, że zgodnie z niniejszym okólnikiem — kandydatowi przysługuje prawo odwołania się od tej decyzji do Podkomisji Odwoławczej Komisji Głównej NOT do spraw Stopnia Inżyniera.

Przy powtórным opiniowaniu praktyki kandydata Komisja Kwalifikacyjna winna je rozpatrywać wyłącznie pod kątem zaleceń i wytycznych Podkomisji Odwoławczej.

Podkomisja Odwoławcza albo potwierdza opinię Komisji Kwalifikacyjnej danego Stowarzyszenia, albo też ją

uchyla, przesyłając Komisji Kwalifikacyjnej sprawę do ponownego rozpatrzenia, z jednoczesnym podaniem swych wytycznych i uwagi na podstawie Ustawy o stopniu inżyniera.

Powtórna decyzja Komisji Kwalifikacyjnej Stowarzyszenia branżowego jest ostateczną.

Podkomisja Odwoławcza może zaprosić przedstawiciela Komisji Kwalifikacyjnej danego Stowarzyszenia do wzięcia udziału z głosem doradczym w zebraniu, na którym rozpatrywane są odwołania kandydatów do stopnia inżyniera.

Kursy przygotowawcze do egzaminu na stopień inżyniera.

Jak wykazały obserwacje członków Komisji Weryfikacyjno-Egzaminacyjnych większość kandydatów ubiegających się o tytuł inżyniera, pomimo dobrego opanowania zagadnień technicznych od strony praktyki, posiada znaczne braki w swych wiadomościach z zakresu przedmiotów teoretycznych i podstawowych, jak matematyka, fizyka, mechanika, chemia, wytrzymałość materiałów itd. Z szeregu przyczyn powodujących wstrzymywanie się techników-praktyków od ubiegania się, drogą zdawania egzaminu, o uzyskanie stopnia inżyniera — te właśnie braki i niedociągnięcia w wiadomościach z zakresu podstawowych przedmiotów teoretycznych były przyczyną główną. Powyższy stan rzeczy skłonił Naczelną Organizację Techniczną oraz zrzeszone w niej Stowarzyszenia branżowe do podjęcia już w końcu 1949 roku w myśl wytycznych V Plenum KC PZPR szeroko zakrojonej akcji doszkalania drogą uruchomienia 6-cio miesięcznych Kursów Przygotowawczych do egzaminu na stopień inżyniera dla osób uprawnionych w myśl „Ustawy o stopniu inżyniera“ do ubiegania się o tytuł inżyniera na podstawie egzaminu przed właściwymi Komisjami Weryfikacyjno-Egzaminacyjnymi. Celem i zadaniem tak pomyślanych kursów jest zarówno ułatwienie kandydatom pomyślnego złożenia egzaminu jak i podniesienie poziomu ich wiadomości ogólnych i teoretycznych.

Za udział w kursie uczestnicy nie wnoszą żadnych opłat ani nie opłacają wpisowego, a jedynie pokrywają (ratami) bezpośrednie koszty opracowania, druku i dostarczenia skryptów oraz opłacają do zł 60.— miesięcznie w razie korzystania z wykładów bezpośrednich.

W roku 1950—1951 uruchomionych zostało 7 kursów przygotowawczych do egzaminu na stopień inżyniera przez następujące Stowarzyszenia branżowe:

- 1) SIMP,
- 2) Związek Mierniczych R. P.,
- 3) SITPrzem. Chemicznego, (Sekcja Ceramików),
- 4) SITPrzem. węglowego,
- 5) SITPrzem. włókienniczego,
- 6) SITPrzem.-Spoż.,
- 7) Stow. Elektryków Polskich.

Informacji w sprawie powyższych Kursów Przygotowawczych udziela Naczelna Organizacja Techniczna, Warszawa, ul. Czaskiego 3/5.

Z działalności koła lotniczego.

W dniu 22 czerwca odbył się pierwszy odczyt w 1951 r., wygłoszony przez prof. W. Fiszdoną na temat: „Wpływ suchego tarcia typu Coutomba na stateczność boczną samolotu ze sterem wolno puszczonego“. (w skrócie: „Myszkowanie samolotu“).

W dniu 17 sierpnia odbył się drugi z kolei odczyt wygłoszony przez inż. F. Janikę na temat: „Rozwój przepisów budowy samolotów“.

Oba odczyty cieszyły się znaczną ilością słuchaczy, zarówno członków ZPIL, jak i studentów kursu magisterskiego i inżynierskiego Wydziału Lotniczego P. W.

Licznie zebrani wyrazili w toku dyskusji, jaka nastąpiła po odczycie inż. Janiki, opinię, że byłoby pożądane dla dobra prak-

tykujących inżynierów oraz studentów, ustalić przepisy budowy samolotów, które możnaby uważać za miarodajne. Dotychczas stosowane różne przepisy zagraniczne, oraz przepisy ITL z roku 1936 które nie są jednakże formalnie zatwierdzone, a używane przez konstruktorów w braku innych. Przyjęte przepisy należałoby uzupełnić przez uwzględnienie obciążeń zmiennych oraz specjalnych danych dla szybowców. Sprawą tą Zarząd ZPIL ma zamiar zainteresować odpowiednie czynniki (przemysł, uczelnie i instytuty lotnicze).

Na osobnym miejscu zostaną ogłoszone wymienione referaty wraz z dyskusjami.

BIBLIOTEKA TECHNICZNA NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

posiada:

Czytelnię czasopism

obejmującą 800 tytułów technicznych

Bibliotekę podręczną z działami:

encyklopedii w 450 voluminach, słowników w 150 voluminach, podręczników podstawowych w 500 voluminach.

Księgozbiór:

w ilości 800 voluminów, obejmujący wydawnictwa techniczne, techniczno-gospodarcze i literaturę marksistowską.

Biblioteka uzupełnia stale swój księgozbiór wszelkimi nowymi publikacjami technicznymi polskimi i zagranicznymi, jak również wydawnictwami antykwarycznymi.

Biblioteka i czytelnia czynne są codziennie w dni powszednie, w godzinach 9—19.

BIBLIOTEKI ODDZIAŁOWE NOT

Białymstoku	Gdańsku	Katowicach	Krakowie	Łodzi	Płocku	Szczecinie
Bydgoszczy	Gliwicach	Kielcach	Lublinie	Olsztynie	Poznaniu	Wrocławiu

są zaopatrzone

w najnowszą literaturę techniczną polską i zagraniczną, posiadają księgozbiory, obejmujące wydawnictwa techniczno-gospodarcze, ogólnotechniczne i branżowe, oraz literaturę marksistowską, są dobrze zaopatrzone w techniczne czasopisma polskie i zagraniczne w szczególności radzieckie;

TECHNIKA LOTNICZA — Kwartalnik Związku Polskich Inżynierów i Techników Lotniczych (Koło Lotnicze SIMP) Wydawnictwo NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor Naczelny — inż. Jan Paczoski, Redaktorzy Działowi — inż. Stanisław Madeyski, inż. Jerzy Pindera, inż. Jan Staszek, Redaktor Techniczny — Czesław Piekarski.

Adres Redakcji: Warszawa 1, Nowowiejska 24.

Redaktor Naczelny przyjmuje we wtorki i czwartki godz. 17.30—18.30.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 8-95-10 do 16.

Kolportaż: PPK „Ruch“. Konto PKO I-19890/110

Cena pojedynczego zeszytu 6.— zł.

Prenumerata roczna 24.— zł.

półroczna 12.— zł.

Członkom Stowarzyszeń NOT przysługuje prenumerata ulgowa indywidualna; członkom Zw. Zaw., studentom wyższych uczelni, uczniom szkół zawodowych i członkom klubu racjonalizatorów przysługuje prenumerata ulgowa zbiorowa przy abonowaniu min. 5 egz. za pośredn. odpow. organizacji.

W „Biuletynie GILot” drukuje się publikacje o charakterze opisowo-sprawozdawczym z ciekawszych prac wykonywanych w GILot.

TREŚĆ ZESZYTU 2 — 1951

Dr M. Łunc i mgr inż. F. Janik — „Logoplan”

Dr MICHAŁ ŁUNC
Mgr inż. FRANCISZEK JANIK

Logoplan

„Logoplan” jest udoskonaleniem suwaka logarytmicznego — i jak sama nazwa wskazuje, istotę pomysłu stanowi rozmieszczenie skali logarytmicznej na płaszczyźnie. Źródłem pomysłu była potrzeba uzyskania dużej dokładności przy szybkich obliczeniach, bez użycia maszyn do liczenia — które są bardzo drogie, ciężkie, skomplikowane i łatwo ulegają zepsuciu. *Logoplan*, którego celem jest zastąpienie maszyn do liczenia przy wszelkich obliczeniach technicznych, jest przyrządem prostym, tanim, lekkim, nie posiada żadnych mechanizmów ulegających łatwemu zepsuciu — a wykazuje dokładność liczenia aż rzędu 10^{-5} . Został on opracowany przez pracowników G. I. Lot — Dr. Łunca Michała i mgr inż. Janika Franciszka.

Oto najważniejsze cechy *logoplanu*:

1) Rozmieszczenie skali logarytmicznej od 1 do 10 na długości 10 m. Ponieważ tak znaczna długość byłaby w jednym odcinku bardzo niewygodna, podzielono całą

skalę na szereg równych odcinków i odcinki te rozmieszczono równoległe pod sobą na płaszczyźnie.

2) Łączna długość skali logarytmicznej została zatem wielokrotnie powiększona w stosunku do zwykłego suwaka, co daje możliwość uzyskania dokładności odczytu ponad pięć miejsc dziesiętnych znaczących — np. 1,27583.

3) Błędy wynikające z rozszerzalności suwaka zostały skutecznie zmniejszone przez podział skali na krótkie odcinki.

4) Algebraiczne sumowanie lub odejmowanie odcinków skali na zwykłym suwaku zostało zastąpione przez geometryczne składanie wektorów na płaszczyźnie.

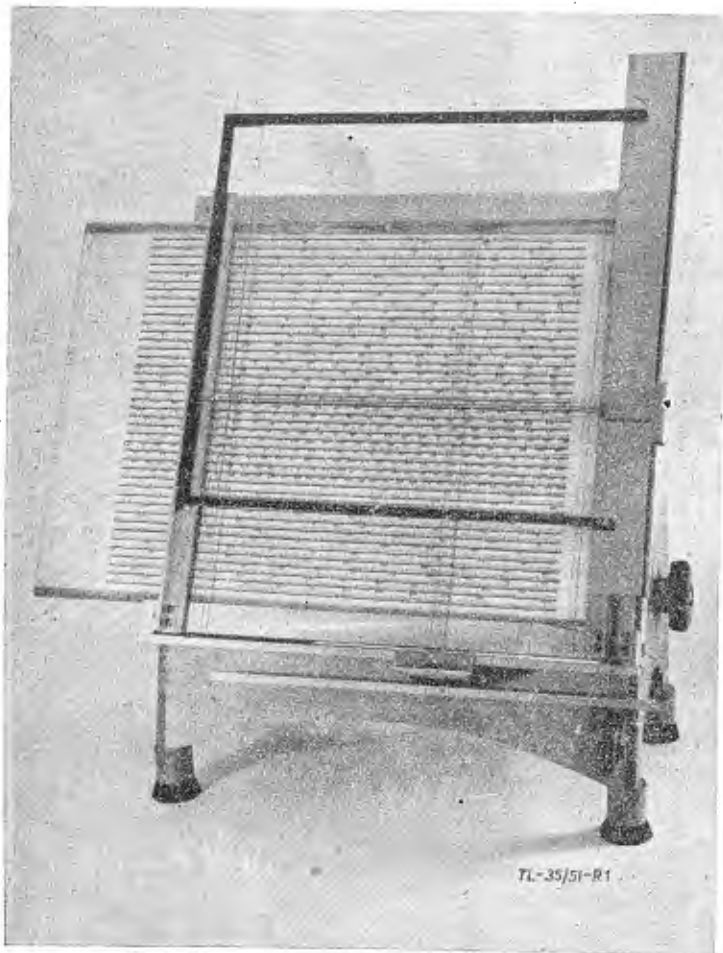
5) Wyższość *logoplanu* nad zwykłym suwakiem polega również na wyrugowaniu jednej z dwu identycznych skal, jakie mamy na zwykłym suwaku.

6) W porównaniu ze skomplikowanymi i bardzo kosztownymi maszynami do liczenia — posiada *logoplan* bardzo prostą budowę, pozbawioną wszelkich mechanizmów łatwo ulegających popsuciu i jest nieużywalny.

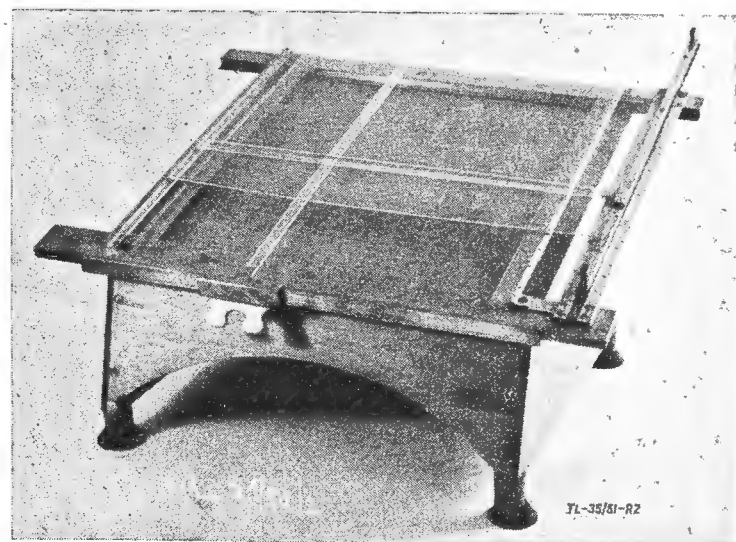
7) Konstrukcja *logoplanu* nie wymaga żadnych trudnodostępnych i specjalnych materiałów. *Logoplan* jest tedy łatwy do produkcji.

8) Czas potrzebny do wykonania operacji na *logoplanie* jest krótszy od czasu potrzebnego do wykonania tej samej operacji na arytmetrze ręcznym.

9) Przy pomocy *logoplanu* można wykonać daleko więcej operacji matematycznych, niż na maszynie do liczenia. Poza zwykłym mnożeniem i dzieleniem na *logoplanie* wykonuje się w sposób bardzo prosty potęgowanie, pierwiastkowanie, wyznaczanie funkcji $\sin x$, $\operatorname{tg} x$, $\log x$, e^x itp. — i właśnie tu przede wszystkim góruje *logoplan* nad maszynami do liczenia. Można również wykonywać przy pomocy *logoplanu* różne specjalne obliczenia z dziedziny elektrotechniki, termodynamiki itp. *Logoplan* nie nadaje się jedynie do dodawania i odejmowania.



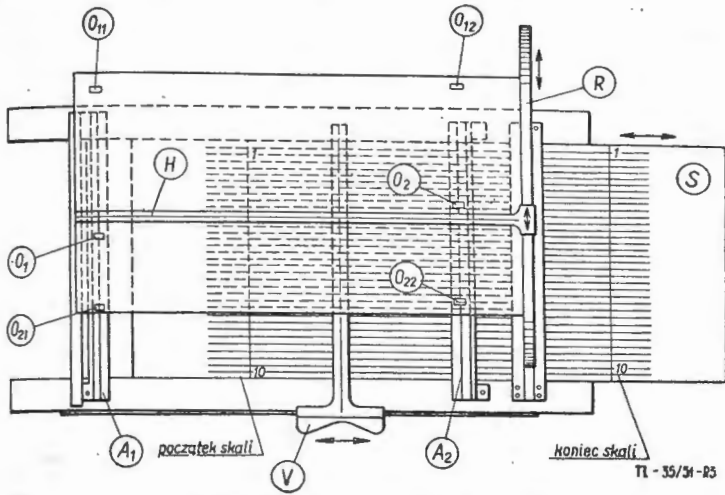
Rys. 1.
Logoplan — wersja „stojąca”.



Rys. 2.
Ramka *logoplanu* po wyjęciu skali — wersja „leżąca”.

10) Płyta przesuwna posiada po obu stronach skalę — jedną podstawową S do mnożenia i dzielenia, zaś na odwrocie skalę F do potęgowania, pierwiastkowania, logarytmowania i wyznaczania podstawowych funkcji.

11) *Logoplan* może mieć zastosowanie przede wszystkim we wszystkich biurach konstrukcyjnych — biurach projektów — instytutach naukowych, gdyż nadaje się znakomicie do wszelkich pospiesznych obliczeń naukowo-technicznych. Przez łatwą wymianę skal może być szybko dostosowany do obliczeń specjalnych.



RYS. 3. Schemat logoplanu.

12) Przy powyższych zaletach *logoplan* może znaleźć szerokie zastosowanie w kraju i zagranicą. Jego niska

cena w porównaniu z cenami zastąpionych przez niego maszyn do liczenia może przynieść duże oszczędności.

SPOSÓB UŻYCIA

I. Użycie skali S (mnożenie i dzielenie)

M/Mnożenie $a \times b = c$

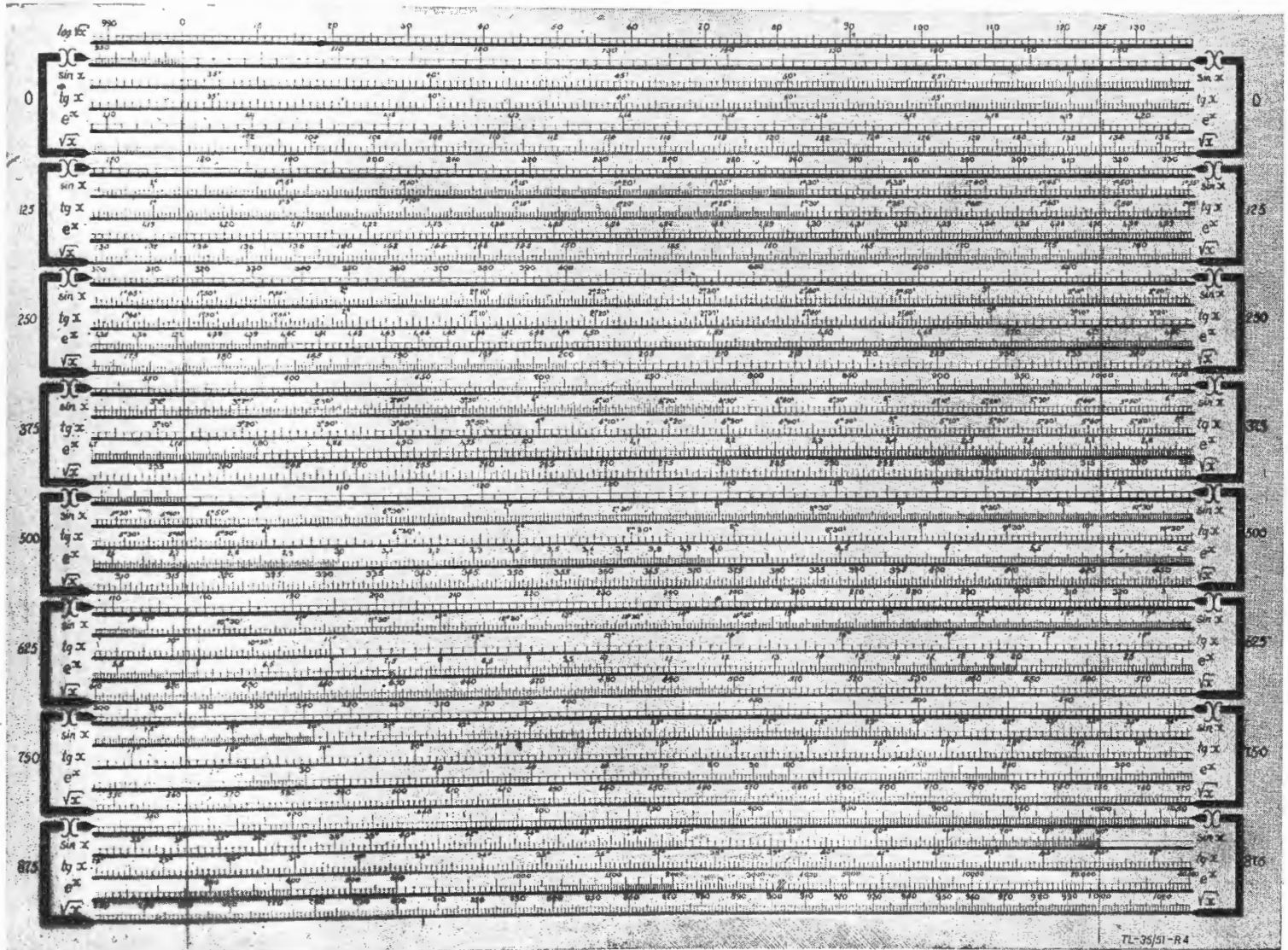
1. Przesuwając skalę S ustawić liczbę „ a ” pod jedną z pionowych kresiek A_1 lub A_2 .
2. Przesunąć ramkę R tak, aby liczba „ a ” znalazła się pod jednym z czarnych okienek (O_{11} O_{12} O_{21} O_{22}).
3. Ustawić język pionowy V nad jedną osiągalną lewą, lub prawą kreską pionową na skali, stanowiącą początek, lub koniec skali.
4. Nie ruszając skali S , ani ramki R — przesunąć język poziomy H tak, aby liczba 1 (lub 10) znalazła się między dwiema poziomymi kreskami języka poziomego.
5. Przesunąć skalę S tak, aby liczba b znalazła się pod językiem V .
6. Przesunąć ramkę R (razem z językiem H) aż kreski języka H pokryją liczbę b .

Iloczyn $a \cdot b = c$ odczytujemy pod jednym z czarnych okienek znajdujących się nad skalą.

Przy dalszym mnożeniu przez liczbę d wykonać operacje 3, 4, 5 i 6, zastępując w operacjach 5 i 6 liczbę b przez liczbę d .

D/Dzielenie $\frac{m}{n} = k$

1. Wykonać ustawienie jak pod $M1(M2)$ zastępując liczbę „ a ” przez liczbę „ m ”.
2. Ustawić język V nad liczbą n .
3. Nasunąć H nad n .
4. Przesuwając skalę S ustawić liczbę 1 (lub 10) na skali pod językiem V .



Rys. 4. Widok skali „funkcyjnej” logoplanu.

5. Przesunąć ramkę R (razem z językiem H) aż język V pokryje 1 (początek) lub 10 (koniec skali).

Iloraz $k = \frac{m}{n}$ odczytujemy pod jednym z czarnych

okienek, znajdujących się nad skalą.

U w a g a! Przy wielokrotnym mnożeniu i dzieleniu operacje D_2, D_3 mogą być uniemożliwione przez wyjście liczby b poza obręb możliwych ustawień języków V i H — podobnie jak na zwykłym suwaku, gdy liczba na linijce suwaka wychodzi poza obręb skali stałej. Wówczas przed operacją D_2 należy wykonać operację D_2' i D_3' .

2') Ustawić zespół języków V i H nad jedynką (lub 10 -tką).

3') Ustawić skalę S i ramkę R tak, by przeciwna 1 -ka lub 10 -ka skali znalazła się pod skrzyżowaniem języków V i H .

Następnie postępować wg 2—5.

Opis skali F.

Skala funkcyjna F znajduje się zwykle na odwrocie płyty ze skalą arytmetyczną S — służącą do mnożenia i dzielenia.

- a) Górny wiersz skali czarnej służy do odczytywania logarytmów
- b) Każda piątka następnych wierszy stanowi zespół skal:
- | | |
|--------------|------------------------------------|
| skala czarna | = skala liczby x od 1 do 100 |
| „ zielona | „ $\sin x$ „ $0,01$ „ $1,0$ |
| „ niebieska | „ $\lg x$ „ $0,01$ „ $1,0$ |
| „ żółta | „ \sqrt{x} „ 1 „ 10 |
| „ czerwona | „ e^x „ $0,1$ „ 10 |
- c) Każdy zespół jest ujęty w klamrę obok której figurują liczby $0, 125, 250$ itd. Liczby te muszą być dodane do odczytanych logarytmów na skali górnej — jeśli logarytmowana liczba znajduje się w zespole należącym do danej klamry.

II. Użycie skali F.

Możliwe działania.

Przy pomocy skali F można wykonać szereg różnych operacji, z których najważniejsze są:

A) Operacje proste.

- a) Mnożenie i dzielenie (mniej dokładne o 1 miejsce dziesiętne niż na skali S).
- b) Pierwiastkowanie i podnoszenie do kwadratu.
- c) Logarytmowanie.
- d) Wyznaczenie funkcji trygonometrycznych $\sin x, \cos x, \operatorname{arc} \sin x, \operatorname{arc} \cos x$.
- e) Potęgowanie o dowolnym wykładniku potęgowym.

B) Operacje złożone.

Do nich należy określenie następujących funkcji:
 $a \cdot \sin b, a \cdot \lg b, \operatorname{arc} (a \sin b), e (a \sin b + \operatorname{ctg} d)$

i wielu innych, które składają się z mnożenia, dzielenia, potęgowania i funkcji trygonometrycznych.

a) Mnożenie i dzielenie

Wykonuje się je tak samo jak na skali S , z tą tylko różnicą, że posługujemy się dwoma czerwonymi okienkami 0_1 i 0_2 zamiast czarnymi $0_{11}, 0_{12}, 0_{21}, 0_{22}$.

b) Pierwiastkowanie i podnoszenie do kwadratu.

Pierwiastek względnie kwadrat odczytuje się bezpośrednio w jednym z zespołów klamry przez ustawienie x , względnie xx pod jakąkolwiek z linii pionowych A_1, V lub A_2 .

c) Logarytmowanie.

$\log x$ odczytuje się na górnej skali — przez ustawienie xx pod jakąkolwiek kreską pionową (A_1, V, A_2) i przez dodanie do odczytanej liczby — liczby podanej na marginesie skali obok klamry gdzie znajduje się xx .

Np. $\log 2,14$ — odczyt na górnej skali wynosi $0,804$, na marginesie mamy 250 — zatem $\log 2,14 = 0,250 + 0,0804 = 0,3304$.

d) Funkcje trygonometryczne.

Funkcje $\sin x, \cos x, \operatorname{arc} \sin x, \operatorname{arc} \cos x$ odczytuje się bezpośrednio, jak przy pierwiastkowaniu.

U w a g a! Dla $\sin x$ i $\cos x$ skala x rozumie się od $0,01$ do $1,00$, wobec czego średnia linia x odpowiada wartości $0,1$.

e) Podnoszenie do dowolnej potęgi.

e1) Funkcję e^x odczytuje się bezpośrednio na skali czerwonej przez ustawienie jakiegokolwiek kreski pionowej nad x .

e2) Funkcję a^b znajdujemy ustawiając skalę F tak, żeby liczba „ a ” wyrażona w skali e^x znalazła się pod kreską pionową A_1 lub A_2 . Przesuwamy ramkę R , aż do czerwone okienko 0_1 lub 0_2 znajdzie nad wierszem czarnej skali „ x ”, należącym do tej samej klamry, w której liczbę „ a ” odczytujemy w wierszu skali e^x .

Następnie ustawiamy języki V i H na liczbę 1 skali x -ów, przy czym dla operacji e^x , skalę x -ów rozumie się od $0,1$ do 10 , wobec czego 1 powtarza się w dwu wierszach środkowych.

Wreszcie przesuwamy skalę F i ramkę R tak, by liczba „ b ” odczytywana na wierszu skali x -ów znalazła się na skrzyżowaniu języków V i H .

Wynik potęgowania a^b odczytać należy pod kreską pionową A_1 lub A_2 na skali czerwonej e^x w tej klamrze, nad którą znajduje się czerwone okienko 0_1 lub 0_2 . Okienko to znajduje się nad czarną skalą x -ów.

Operacje złożone są kombinacją operacji prostych, które możemy sobie w każdym specjalnym przypadku logicznie ułożyć.

Redakcja nasza pragnąc skompletować swą bibliotekę, chętnie zakupi wszelkie czasopisma w języku polskim z dziedziny lotnictwa sprzed roku 1939, w szczególności „TECHNIKĘ LOTNICZĄ”
 Oferty z podaniem tytułów i ceny, prosimy kierować na adres redakcji: Warszawa 1, Nowowiejska 24
 Redakcja „TECHNIKI LOTNICZEJ”

Skład Komitetu Redakcyjnego Wydawnictw GILOT:

Redaktor naczelny mgr inż. Witkowski Stanisław; członkowie mgr inż. Kucharski Jerzy, mgr inż. Lewandowski Ryszard, mgr inż. Roth Wiktor

Adres Redakcji: Główny Instytut Lotnictwa, Warszawa-Okęcie, Al. Krakowska 145.

PRZEGLĄD BIBLIOGRAFICZNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ DZIAŁ DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW GŁÓWNEGO INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO KWARTALNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK I

WARSZAWA, WRZESIEŃ 1951

ZESZYT 3

W Przeglądzie Bibliograficznym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna

Gwiazdkami obok liczb porządkowych oznaczone są publikacje znajdujące się w bibliotece Głównego Instytutu Lotnictwa.

- 93* 533.6 C4 — 3.51
Lauer J.: **Nowe pomiary w dwuwymiarowym burzliwym tunelu.** „Some recent measurements in a two-dimensional turbulent channel.” J. aero. Scien., t. 17, Nr 5, maj 50, s. 277; A4, 10 str., 1 rys., 13 wyk., 14 poz. bibl. Szczegółowy opis badań warstwy powierzchniowej, obejmujący rozkład i fluktuacje prędkości w dwuwymiarowym polu prędkości. Z pomiaru spektrów wahań prędkości i sił stycznych wyciągnięto pewne wnioski dotyczące miejscowej izotropowości przepływu. Stwierdzono laminarny przepływ w subwarstwie i określono współczynniki korelacji. Stwierdzono zgodność doświadczeń w pewnym zakresie z założeniami Heisenberga.
- 94* 533.6 C4 — 3.51
Barry F. W., Shapiro A. H., Neumann E. P.: **Pewne doświadczenia nad wzajemnym oddziaływaniem fal uderzeniowych na płaskiej płycie.** „Some experiments on the interaction of shock waves with boundary layer on a flat plate.” J. appl. Mech., t. 17, Nr 2, czerw. 50, s. 126; A4, 5,1 str., 8 fot., 14 rys., 10 poz. bibl. Przystudowano efekt zgrubienia warstwy powierzchniowej w zależności od „amplitudy” fali uderzeniowej oraz jej kąta padania w zakresie liczb Macha 2—2,5. Podano zasadnicze schematy zjawisk i uczyniono próbę ich ilościowego ujęcia. Stwierdzono znacznie większą wrażliwość na fale uderzeniowe warstwy laminarnej, niż burzliwej oraz konieczność zbadania zjawisk na drodze doświadczalnej wobec znacznych trudności ich rachunkowego ujęcia.
- 95* 533.6 C4 — 3.51
Pewne doświadczenia nad wzajemnym oddziaływaniem fal uderzeniowych i warstwy powierzchniowej na płaskiej płycie (uwagi dyskusyjne). „Some experiments on the interaction of shock waves with boundary layers on a flat plate (discussion).” J. appl. Mech., t. 17, Nr 4, grud. 50, s. 461; A4, 2 str. Uzupełnienie artykułu z czerwca 1950 r. uwagami dyskusyjnymi specjalistów badań przepływów naddźwiękowych L. Leesa, H. W. Liepmanna, S. Dhawana i A. W. Loeba, wykazującymi pewne rozbieżności w interpretacji zjawisk zachodzących oraz podającymi charakter zmian przy mniejszych liczbach Macha.
- 96* 533.6 C4 — 3.51
Staszek J. (GILot): **Ogólne rozważania o przepływie z wielką prędkością.** Techn. lotn., t. 4, Nr 1 (4), marz. 49, s. 1; A4, 13 str., 3 fot., 16 rys., 6 poz. bibl. Podano ogólne wzory naddźwiękowego przepływu cieczy nielepkiej oraz omówiono jego charakter i różnice w porównaniu z przepływem poddźwiękowym. Podano jakościowy przebieg zjawisk wg liniowanej teorii Prandtla-Busemanna oraz krótką historię badań i opisy urządzeń badawczych.
- 97* 533.6 : 629.13.014 C4 — 3.51
Staszek J. (GILot): **Optyw profilu przy nadkrytycznych liczbach Macha.** Techn. lotn., t. 4, Nr 4 (7), grud. 49, s. 114; A4, 16 str., 4 fot., 7 rys., 28 wyk., 16 poz. bibl. Omówiono szeroko zjawiska zachodzące w przepływie po przekroczeniu prędkości dźwięku w dowolnym punkcie na powierzchni poruszającego się ciała oraz wzajemny wpływ fal uderzeniowych i warstwy powierzchniowej. Scharakteryzowano wpływ zjawisk zachodzących przy opływie na współczynniki aerodynamiczne oraz na własności samolotu. Podano również ostatnio stosowane sposoby służące do zmniejszenia ujemnych skutków ściśliwości powietrza przy nadkrytycznych liczbach Macha.
- 98* 533.6 : 629.13.014 C4 — 3.51
Mirels H., Haefeli R. C.: **Obliczanie naddźwiękowej strefy odrzutu powietrza ku dołowi za skrzydłem przy użyciu teorii włókien wirowych.** „The calculation of supersonic downwash using line vortex theory.” J. aero. Scien., t. 17, Nr 1, stycz. 50, s. 13; A4, 9 str., 14 wyk., 10 poz. bibl. Zbadano pole wirowe związane z powierzchnią nośną w przepływie naddźwiękowym przy pomocy teorii włókien wirowych w założeniu cieczy nielepkiej i niewielkich prędkości założeń. Uzyskano wygodne do dyskusji wyrażenia na pole pionowych prędkości w swobodnym strumieniu naddźwiękowym. Metodę zastosowano do obliczeń skrzydła trójkątnego i prostokątnego uzyskując zgodność z teorią liniowaną przepływu naddźwiękowego.
- 99* 533.6 : 629.13.014 C4 — 3.51
Pindzola M.: **Naddźwiękowe badania zwykłych powierzchni sterujących o profilu dwuklinowym.** „Supersonic tests of conventional control surfaces on a double-wedge airfoil.” J. aero. Scien., t. 17, Nr 4, kw. 50, s. 204; A4, 7 str., 8 fot., 12 wyk., 1 tab., 3 poz. bibl. Zbadano rozkłady ciśnień na 7% profilu dwuklinowym z klapą 15% i 30% szerokości płata i określono z nich współczynniki Cz, Cx i Cm. Stwierdzono dobrą zgodność otrzymanych wyników z liniowaną teorią Prandtla-Busemanna oraz teorią „rozprężenowo-uderzeniową” z wyjątkiem przypadków, w których zachodzą zjawiska nieprzewidziane, jak oddzielenie fali uderzeniowej od krawędzi natarcia, oderwanie lub przesunięcie fal uderzeniowych przed klapę.
- 100* 533.6 C4 — 3.51
Vavra M. H.: **Ciągły przepływ nielepkiej cieczy ściśliwej w kanale osiowosymetrycznym.** „Steady flow of nonviscous elastic fluids in axially symmetric channels.” J. aero. Scien., t. 17, Nr 3, marz. 50, s. 149; A4, 8,2 str., 6 rys., 4 wyk., 7 poz. bibl. Przy pomocy przekształcenia równań ruchu Eulera uzyskano we współrzędnych prostokątnych krzywoliniowych określenie rozkładu prędkości w płaszczyźnie przecinającej oś dla dowolnego rozkładu składowych stycznych prędkości. Opierając się na tych zależnościach opisano metodę interacyjną pozwalającą obliczyć dowolne trójwymiarowe pole prądu. Metoda może być użyta do obliczeń sprężarek odśrodkowych, jednak ze względu na długi, żmudny rachunek zastosowanie jej wydaje się wątpliwe.
- 101* 533.6.07 C4 — 3.51
Castagna A.: **Porównanie charakterystyk — naddźwiękowych tunelów aerodynamicznych o działaniu ciągłym i przerywanym.** „Confronto tra le caratteristiche delle gallerie aerodinamiche ipersoniche a funzionamento continuo e quelle delle gallerie ad azione intermittente.” Aerotecnica, t. 31, Nr 1, 15 luty 51, s. 41; A4, 3,7 str. Wyprowadzone są wyrażenia na zależność między mocami poszczególnych tunelów w funkcji spadku ciśnienia oraz na iloraz „okresu badawczego” i „okresu operacyjnego” w tunelach o działaniu przerywanym.

- 102* 534 C4 — 3.51
Noltingk B. E. i Neppiras E. A.: **Kawitacja ultradźwiękowa.** „Cavitation produced by ultrasonics.“ Proc. Phys. Soc., t. 63, część 9, Nr 369 B, 1 wrześ. 50, s. 674; 26×18 cm., 11 str., 8 wyk., 14 poz. bibl. Artykuł podaje próbę matematycznego ujęcia nagłych zmian ciśnienia i prędkości rozchodzenia się fal ultradźwiękowych. Rozpatrywania jest kawitacja w cieczach. Zmiany ciśnienia jąder kawitacyjnych rozpatrywane są w funkcji częstości i intensywności ultradźwięku. (W porównaniu z ujęciem Rayleigh podanym w Bergmann „Ultraschall“ teoria ta stanowi duży krok naprzód).
- 103* 539.3 : 534 C4 — 3.51
Wyznaczenie stałych sprężystości przy pomocy ultradźwięku. „Determination of elastic constants by ultrasonics.“ Engineering, t. 171, Nr 4440, 2 marz. 51, s. 264; 36×26 cm., 0,3 str. Artykuł jest streszczeniem referatu. Referent przedstawił metody opracowane przez Instytut Fizyczny. Polegają one na pośrednim wyznaczeniu stałych sprężystości metali przez pomiar szybkości rozchodzenia się fal ultradźwiękowych w metalach. Pomiary szybkości dokonywano z dokładnością do 5×10^{-4} mikrosekundy. Powołano się na znane z tej dziedziny prace Debye'a.
- 104* 551.57 : 629.13.07 C4 — 3.51
Kappil L. C.: **Praktyczne możliwości przebijania chmur burzowych przez samolot.** „Operational feasibility of aircraft through thunderstorms.“ Aero. Engng. Rev., t. 9, Nr 10, paźdz. 50, s. 18; A4, 9,3 str., 1 tabl. W artykule podano ogólny zarys dwuletnich badań przeprowadzonych wspólnie przez kilka amerykańskich instytucji lotniczych dla zapobieżenia wypadkom lotniczym w chmurach burzowych. Opisano: rejony badań, rozmieszczenie sieci badawczych stacji meteorologicznych i radarowych, typ i wyposażenie samolotu, technikę lotów badawczo-pomiarowych, interpretację otrzymanych wartości, istotę i poszczególne fazy chmury burzowej, niebezpieczeństwa grożące lotnikowi i sposoby przeciwdziałania oraz występujące w chmurze zjawiska meteorologiczne (turbulencja, grad, oblodzenie, pioruny) i ich oddziaływanie na samolot. W zakończeniu, na podstawie materiału doświadczalnego podano, jakie warunki muszą być spełnione, aby samolot mógł bezpiecznie przebijać chmurę burzową.
- 105* 621.398 : 629.13.014.69 C4 — 3.51
Miles G. T.: **Czterokanałowe radiowe urządzenie sterujące dla modelu latającego.** „A four channel radio control for model aircraft.“ Proc. Inst. Radio Engrs. Australia, t. 11, Nr 6, czerw. 50, s. 153; 28×21 cm., 6 str., 9 fot., 5 rys., 2 wyk., 1 poz. bibl. Opis urządzenia sterowania zdalnego dla modeli o napędzie pulsacyjnym. 4 sygnały akustyczne modułują falę nośną 140 Mc/s. Superreakcyjny odbiornik modelu wyposażony jest w 4 filtry wydzielające po demodulacji sygnały kontrolne, które w układzie: lampa, przekaźnik, serwowotorek umożliwiają kontrolę płaszczyzn sterujących.
- 106* 621.43.04 C4 — 3.51
Silne współzawodnictwo w produkcji świec zapłonowych. „Spark plug competition keen.“ Aviat. Week, t. 53, Nr 14, 2 paźdz. 50, s. 33; 28×21 cm., 1 str. Firma B. G. wyspecjalizowała się w produkcji świec z elektrodami cienkimi, firma Champion — w produkcji świec z elektrodami masywnymi. Z braku ostatecznej decyzji, które są lepsze, obie firmy rozpoczęły produkcję świec swego konkurenta. Przedstawiciel T.C.A.L. twierdzi, że ciekłe elektrody są lepsze podczas pracy na ubogiej mieszance i dają lepszy rozruch podczas zimy. Poruszone są również: powód przedwczesnego samozapłonu, wpływ wielkości szczelin międzyelektrodowych, uszczelek przewodu oraz osadów w komorze spalania — na układ zapłonowy.
- 107* 621.43.05 C4 — 3.51
Casci C.: **O granicach doładowywania spalinowych silników tłokowych.** „Sui limiti della sovralimentazione dei motori alimentati a combustione interna“. Aerotecnica, t. 31, Nr 1, 15 luty 51, s. 34; A4, 6,1 str., 8 wyk. Wpływ ciśnienia ładowania na sprawność cykli Otto, Diesela i Sabathé dla sprężarki napędzanej przez przekładnię lub turbinę na gazy wydechowe. Wykresy średniego ciśnienia indykowanego w funkcji ciśnienia ładowania wykazują maximum, powyżej którego krzywe spadają. Dalej następują rozważania nad kwestią najbardziej dogodnego cyklu z punktu widzenia średniego ciśnienia indykowanego.
- 108* 621.43.05 C4 — 3.51
Ricardo H. R.: **Doładowanie tłokowych silników spalinowych.** „The supercharging of internal-combustion engines.“ Engineering, t. 170, Nr 4427, 1 grud. 50, s. 433 i Nr 4428, 8 grud. 50, s. 481; 36×26 cm., 4 str., 7 wyk., 2 tab. Problemy doładowania różnymi metodami silników wybuchowych i Diesela. M. in. dla lotniczych: podwyższanie sprężenia w cylindrze, czy w sprężarce? Dla samochodowych uzasadniono doładowania Diesela pod warunkiem stworzenia sprężarki o odpowiedniej charakterystyce.
- 109* 621.431.75 C4 — 3.51
Angstadt I. F.: **Turbinowo-śmigłowy zespół napędowy Pratt & Whitney.** „Pratt & Whitney turboprop“. Aero Dig., t. 61, Nr 4, paźdz. 50, s. 28; A4, 1,3 str., 2 fot., 1 tab. Podano ogólny opis i charakterystykę największego z dotychczas zbudowanych lotniczego silnika turbinowego o mocy 5700 KM. Opisano jego dotychczasowy rozwój, rozważano dalsze możliwości podwyższenia osiągnięć oraz zestawiono krótkie charakterystyki istniejących silników turbinowych.
- 110* 621.431.75 C4 — 3.51
Sharp F. H.: **Obecnie stosowane sposoby zamontowania silnika turbo-śmigłowego.** „Current turboprop powerplant installations“. Aero. Engng. rev., t. 9, Nr 1, list. 50, s. 41; A4, 4 str., 17 fot. Podano rysunki poglądowe i kilka zdjęć ilustrujących zamontowanie silników turbo-śmigłowych w wodnopłatowcu Consolidated Vultee XP5Y-1 i Convair Turboliner XT-38.
- 111* 621.431.75 C4 — 3.51
Rozwój silników turbośmigłowych. „Development of the turboprop“. Flight, t. 58, Nr 2184, 30 list. 50, s. 489; A4, 7 str., 40 fot. Przegląd brytyjskich i amerykańskich silników turbo-śmigłowych i samolotów w nie wyposażonych — o charakterze raczej informacyjnym bez głębszej analizy kierunków rozwojowych. Wartość publikacji leży w pełnym zestawieniu typów silników z podaniem zasadniczych liczbowych danych charakterystycznych i znamienych cech konstrukcyjnych. W zakończeniu krótka wzmianka o silnikach francuskich.
- 112* 621.564 C4 — 3.51
Hundley R. A.: **Nowa ciecz chłodząca dla silników spalinowych.** „A new engine coolant“. SAE J., t. 58, Nr 11, s. 33; A4, 6,5 str., 1 rys., 8 wyk., 4 tab., list. 50. Właściwości chłodzące Orsilu i ich wpływ na rozkład temperatur w silniku. Analizując wyniki badań stwierdza autor, iż zastosowanie Orsilu umożliwia stosowanie paliw o niższej L.O., a nadto powoduje wzrost wydajności i trwałości silnika.
- 113* 621.892 : 629.13.035.5 C4 — 3.51
Smith A. E.: **Środki smarne dla lotniczych silników turbinowych.** „Aviation gas-turbine engine lubricants“. Aero. Dig., t. 61, Nr 4, paźdz. 50, s. 46; A4, 4,6 str., 1 fot., 1 rys., 2 wyk., 1 tab. Analizując specyficzne wymagania jakie stawiane są środkom smarnym silników turbo-strumieniowych autor stwierdza, że idealny olej powinien posiadać m. in. następujące właściwości: 1. zachowywać smarność w temperaturze -75°F , 2. bardzo niska lepkość, 3. stałość cech smarnych przy znacznych wahaniami temperatury, 4. odporność na utlenianie. Tabela charakteryzująca amerykańskie i angielskie oleje do silników turbo-strumieniowych.
- 114* 629.13 : 623.74 C4 — 3.51
Luskin H.: **Przewidywania na najbliższe dziesięciolecie w rozwoju lotnictwa.** „Some Speculations on the Next Decade in Airplane Development. Aeronaut. Engin. Review, t. 9, Nr 9, wrześ. 50, s. 30; 28×21 cm., 6 str., 2 rys., 7 wyk., 2 tab. Kontrastowe zestawienie przypuszczeń i osiągnięć lotnictwa w latach 1900—1910. Krótkie zestawienie z osiągnięć do 1940 r. Dalej przewidywania odnoś-

nie napędu samolotów odrzutowych oraz zastosowania energii atomowej. Podane są wykresy charakterystyki przypuszczalnych osiągnięć samolotów do r. 1970.

- 115* 629.13.012.5 C4 — 3.51
Brice D. A.: **Piloci interesują się urządzeniem do naziemnego szkolenia w pilotażu — konstrukcji dr. Dehmela.** „A pilot looks at the Dehmel“. *Aeroplane*, t. 80, Nr 2061, 19 styczn. 51 r., s. 73; A4, 4 str., 4 fot. Opis bardzo pomysłowego urządzenia, które pozwala na szkolenie i doskonalenie w pilotażu w warunkach naziemnych. Naśladuje ono kabinę załogi dużego samolotu transportowego (czterosilnikowego) i zawiera kompletne urządzenia sterowe itd. Skomplikowana aparatura elektroniczna pozwala na imitowanie sytuacji z jakimi załoga samolotu może się spotkać w czasie lotu. Taki sposób szkolenia jest znacznie tańszy niż w przypadku wykonywania lotów na rzeczywistym samolocie. Szkolenie naziemne nie eliminuje oczywiście lotów zupełnie, skraca jedynie ilość godzin treningu w powietrzu.
- 116* 629.13.014 : 533.6 C4 — 3.51
Pistolesi E.: **Uwagi o „metodzie składowych“ w naddźwiękowej aerodynamice skrzydeł.** „Presiazioni sul metodo delle singlarita nell' aerodynamica supersonica delle ali“. *Aerotecnica*, t. 31, Nr 1, 15 luty 51, s. 86; A4, 4 str. Autor bada metodę obliczeń skrzydła naddźwiękowego przy pomocy „składowych“ rozłożonych na powierzchni, stosując odpowiednie założenia.
- 117* 629.13.014.3 C4 — 3.51
Weber R. i Ruppel W.: **Drgania skrętno-giętne skrzydeł w opływie naddźwiękowym.** „Le flutter flexion-torsion en régime plan supersonique“. *Recher. aéro.*, dwum., Nr 18, 50, s. 65; 27×21 cm., 1 str., 2 wykr. Krótka wzmianka o wpływie położenia osi skrętnej na pobudliwość skrzydła do drgań skrętno-giętych w opływie naddźwiękowym. Podano zależność pomiędzy drganiami skrętnymi w powietrzu i drganiami giętymi na ziemi. Jednocześnie wzmianka, że ma wyjść duża praca tych samych autorów p.t. „Etude du flutter flexion-torsion en regime supersonique“ O. N. E. R. A.
- 118* 629.13.035.5 C4 X 3.51
Kroon R. P.: **Silnik odrzutowy dojrzewa.** „The jet engine comes of age“. *Aero Dig.*, t. 61, Nr 4, paźdz. 50, s. 40; A4, 5,2 str., 5 fot., 3 wykr. Ogólne podstawowe zagadnienia konstrukcyjne, technologiczne i eksploatacyjne związane z rozwojem silników turbinowo-strumieniowych, zwykłych lub posiadających urządzenia do chwilowego zwiększania ciągu. Niektóre możliwości ulepszeń, w szczególności tych, które prowadzą do zmniejszenia jednostkowego zużycia paliwa.
- 119* 629.13.035.5 C4 — 3.51
Atomowy napęd samolotów. „Atomic-powered aircraft propulsion“. *Aeroplane*, t. 80, Nr 2064, 9 luty 51, s. 172; A4, 4 str., 5 rys., 1 wykr. Materiały do reakcji jądrowych, budowa stosu atomowego i zagadnienia związane z jego sterowaniem. Możliwości zastosowań w lotnictwie, z podkreśleniem doniosłości napędu atomowego dla samolotów dalekiego zasięgu. Zastosowanie energii atomowej dla turbin o obiegu zamkniętym, dla silników odrzutowych, bezsprężarkowych (ramjets) i rakietowych. Dyskusja zagadnień konstrukcyjnych.
- 120* 629.13.035.5 C4 — 3.51
Pomyślnie próby silnika wentylatorowego. Ogólny opis interesującego francuskiego silnika o podwójnym przepływie powietrza. „Successful trials of a ducted fan. A general description of an interesting French gas turbine unit with the dual flow air system“. *Aeroplane*, t. 80, Nr 2064, 9 luty 51, s. 170; A4, 2 str., 2 fot., 1 rys. Opis silnika francuskiego Aspin I należącego do mało zbadanej kategorii silników turbo-odrzutowych wentylatorowych. Opisany silnik posiada tzw. podwójny przepływ: część powietrza dostarczonego przez wentylator idzie wprost „na odrzut“, reszta dostaje się do sprężarki obsługującej turbine, która służy do napędu wentylatora. Dyskusja zalet tego układu.
- 121* 629.13.035.5 : 621.45 C4 — 3.51
Clever A. V.: **Rakiety i start przy pomocy rakiet.** „Rockets and R. A. T. O.“. *Flight*, t. 58, Nr 2184, 30 list. 50, s. 482; A4, 2,3 str., 2 fot., 1 wykr. Artykuł jest zwięzłym streszczeniem odczytu pod podobnym tytułem o problemach silników rakietowych. Najważniejszą częścią streszczenia jest omówienie materiałów pędnych. Na uwagę zasługuje również krótki przegląd zasadniczych trudności konstrukcyjnych. W zakończeniu omówiono zalety lotniczych rakiet startowych.
- 122* 629.13.035.5 C4 — 3.51
Lovesey A. C.: **Współczesne metody badania silników lotniczych i jednostek napędowych.** „Modern methods of testing aero-engines and power plants“. *J. Royal aero. Soc.*, t. 54, Nr 474, czerw. 50, s. 327; B5, 32 str., 15 fot., 11 rys., 18 wykr. Stwierdzając, iż dokładne badania poszczególnych elementów silnika turbinowo-strumieniowego prowadzą do znacznego zmniejszenia jego kosztów rozwojowych i skracają okres studiów nad nową jednostką, autor podaje przegląd i analizę współczesnych metod badawczych. Omawia również badania kompletnego silnika w locie i na ziemi, podkreślając zgodność danych obliczeniowych z wielkościami zmierzonymi.
- 123* 629.13.035.5 C4 — 3.51
Wilkinson P. H.: **Silnik turbinowo-strumieniowy Armstrong Siddeley Adder.** „Armstrong siddeley's Adder turbojet“. *Aero Dig.*, t. 61, Nr 4, paźdz. 50, s. 43; A4, 1,3 str., 1 fot. Jednostka napędowa o średnim ciągu, która powstała ze znanego silnika turbinowo-strumieniowego A. S. Mamba po odjęciu reduktora dla napędu śmigła oraz niewielkich przeróbkach dotyczących przede wszystkim części wlotowej.
- 124* 629.13.035.5 C4 X 3.51
Rosyjsko-niemiecki silnik odrzutowy M-12. „Le turbo-reacteur russo-allemand M-12.“ *Interavia*, t. 5, Nr 11, 50, s. 586; 33×25 cm., 2,5 str., 5 rys., 1 wykr. Opis silnika, obejmujący: tło historyczne, konstrukcję, wykaz wymiarów i ciężarów, osiągi, opis instalacji paliwowej, olejowej oraz zagadnienia chłodzenia i regulacji.
- 125* 629.13.035.5 C4 — 3.51
Wahl W. i Sulkin M. A.: **Ciąg silnika odrzutowego — mierzony w locie.** „Jet engine thrust — measured in flight“. *SAE J.*, t. 58, Nr 9, wrześ. 50, s. 46; A4, 3 str., 1 fot., 1 rys., 4 wykr. Postępowanie polega na równoczesnym pomiarze całkowitego ciśnienia gazów w rurze wylotowej, całkowitej temperatury tych gazów, ich ciśnienia statycznego oraz przekroju dyszy pędnej. Oprócz tych pomiarów, dokonywanych przy pomocy specjalnej wstawki w rurze wylotowej tuż przed dyszą pędną i służących do określenia ciągu brutto, mierzony jest również opór spiętrzenia powietrza wlotowego, który następnie jest odejmowany od ciągu brutto. Jak widzimy jest to pomiar pośredni. Omówione są również spódczynniki kalibrowania, korekcja itp.
- 126* 629.13.035.5 C4 — 3.51
Smith G. G.: **Brytyjskie poglądy na konstrukcję silników odrzutowych.** „British views on jet engine design. SAE J.“, t. 58, Nr 9, wrześ. 50, s. 49; A4, 2 str. Dyskusja współczesnych tendencji w budowie silników odrzutowych w W. Brytanii. Obejmuje ona zagadnienie sprężarki osiowej i odśrodkowej, nowoczesny zapłon oraz kwestię wtrysku wody z metanolem i spalania wtórnego.
- 127* 629.13.035.5 : 621.438 C4 — 3.51
Turbo-startery naboje dla lotniczych turbin gazowych. „Cartridge turbo-starters for aeronautical gas turbines“, *Engineer*, t. 90, Nr 4952, 22 grud. 50, s. 635; 35×25 cm., 1,2 str., 3 fot., 1 rys., 1 wykr. Podany jest spis dwóch typów turbo-startersów nabojoych firmy Rotax i Plessey. W obydwu typach użyte są naboje kordytowe, które spalając się napędzają turbinki starteru. Moce tych turbo-startersów wynoszą odpowiednio 155 KM i 125 KM.
- 128* 629.13.04 C4 — 3.51
Urządzenia do opuszczenia samolotu przy dużych szybkościach. „Escape equipment on high speed aircraft.“ *Engineer*, t. 190, Nr 4951, 15 grud. 50, s. 599; 35×25 cm., 1,7 str., 4 fot., 1 rys., 2 wykr. Historia pierwszych badań

firmy Martin-Baker w latach 1944/45. Opis zasady działania wyrzucanego fotela. Charakterystyka dynamiczna urządzenia a odporność organizmu pilota. Udoskonalenia techniczne wyrzucanych foteli w rozwoju od typu Mark I do Mark III.

- 129* 629.13.054 C4 — 3.51
Wskaźnik przecignięcia. „Stalling and the indicator“. Aeroplane, t. 80, Nr 2061, 19 stycz. 51, s. 82; A4, 2 str., 1 fot., 1 rys. Jakkolwiek zjawisko „przecignięcia“ jest szeroko znane i całkowicie wyjaśnione zdarzają się nadal wypadki lotnicze spowodowane mimowolnym „przecignięciem“ samolotu. W celu ostrzeżenia pilota przed zbliżającym się przecignięciem zbudowany został odpowiedni przyrząd, oparty na zasadzie aerodynamicznej. Sygnalizuje on (czerwonym światłem i dźwiękiem) zbliżanie się krytycznych kątów natarcia skrzydła. Opisane urządzenie jest bardzo proste, lekkie, wymaga jednak źródła prądu. Należy ubolewać, że tego rodzaju urządzenia są tak mało rozpowszechnione w lotnictwie.
- 130* 629.13.054 : 538.74 C4 — 3.51
 Radłowski J.: **Na marginesie artykułu pt. „Dewiacja i kompensacja magnetycznych busoii lotniczych“.** Wojsk. Prz. Lotn., t. 3, Nr 5. list.—grud. 50, s. 435; A5, 3,5 str. Krytyka wstępu artykułu kpt. Wilkosza pt. „Dewiacja i kompensacja magnetycznych busoii lotniczych“ zamieszczonego w Nr 3/1950 Wojsk. Prz. Lotn. Zawiera krótki wykaz literatury, na podstawie której autor przytacza szereg faktów historycznych, wykazujących pierwszeństwo uczonych rosyjskich w odkryciu i opracowaniu zjawiska dewiacji.
- 131* 629.13.06 : 621-5 C4 — 3.51
Rozwój zaworu redukcyjnego. „A reducing valve development“. Aeroplane, t. 80, Nr 2060, 12 stycz. 51, s. 59; A4, 1 str., 1 fot. Opisano jednostopniowy zawór redukcyjny z 1800 na 0,5 funta na cal kw., dla azotu, który wprowadza się do zbiorników paliwa w locie, aby zapobiec tworzeniu się tam mieszanki wybuchowej. Brak opisu rozwiązania szczegółów konstrukcyjnych.
- 132* 629.13.06 C4 — 3.51
 Pean M.: **Wytwarzanie i użytkowanie różnych rodzajów energii dla uruchomienia napędów pomocniczych na samolotach.** „Génération et utilisation des différentes énergies pour actionner un auxiliaire sur les avions“. Techn. et Scien. Aeronaut., Nr 6, 50, s. 313; 27×21 cm, 14 str., 1 rys., 5 wykr., 1 tab. Podana jest charakterystyka różnych typów instalacji płatowcowych zasilanych elektrycznie (prądem stałym i zmiennym), hydraulicznie i pneumatycznie, oraz szczegółowa analiza pod względem ciężaru, niezawodności działania i łatwości obsługi.
- 133* 629.13.06 C4 X 3.51
 Clark B.: **Zaopatrywanie w paliwo podczas transportu.** „Transport refueling“. Aero Dig., t. 62, Nr 1, stycz. 51, s. 56; A4, 2,5 str., 1 fot. Pierwsze loty odrzutowych samolotów naokoło świata i przez Atlantyk oraz badania w locie B. O. A. C. i Flight Refueling Ltd., jako dowód korzyści tankowania w locie. Omówienie dalekich przelotów i ich niedogodności w ruchu pasażerskim. Wymagania stawiane systemowi zasilania paliwem w locie. Opłacalność tego systemu w świetle kilku przykładów liczbowych.

Zapowiedź rozwoju tankowania w locie przy użytkowaniu odrzutowych samolotów transportowych.

- 134* 629.13.07 C4 — 3.51
 Campbell G., Bull G.: **Postęp w dziedzinie badania przecignięcia samolotów.** „Progress in stall research“. Aero Engng. Rev., t. 9, Nr 11, list. 50, s. 24! A4, 8,6 str., 14 wykr., 7 poz. bibl. Badania miały na celu stwierdzenie zachowania się samolotu w stanie lotu „przecigniętego“, zwracano uwagę na stateczność i sterowność podłużną i boczną oraz bezpieczeństwo lotu. Podane są wyniki pomiaru dla lotu przy nadkrytycznych kątach natarcia. Badania były przeprowadzone w tunelu aerodynamicznym i w locie. Nagromadzony materiał pozwala na ustalenie kryteriów oceny samolotu w tych warunkach.
- 135* 629.13.07 C4 — 3.51
 Flatt J.: **Pięć problemów lotu z dużą prędkością.** „Five High-Speed Flight Problems“. SAE Journal, paźdz. 50, s. 35; 29×22 cm, 3 str., 4 wykr., 1 poz. bibl. W bardzo przystępnej formie omówiono drgania całego samolotu i sterów, zmiany stateczności podłużnej i bocznej oraz zmiany sił na usterzeniu w zależności od liczby Macha.
- 136* 629.13.07 C4 — 3.51
 Liddell R. B.: **Dlaczego prędkości przydźwiękowe powodują zmiany wyważenia samolotn.** „Thy Transonic Speeds Bring Airplane Trim Changes“. SAE Journal, paźdz. 50, s. 62; 29×22 cm, 4 str., 1 rys., 4 wykr., 1 poz. bibl. Omówiono zmiany opływu i efektywności sterów spowodowane oddziaływaniem warstwy powierzchniowej oraz wpływ zjawisk aeroelastycznych i zmian kąta odchylenia strug na stateczność w zakresie przydźwiękowych prędkości lotu.
- 137* 629.13.07 C4 — 3.51
 Davies H.: **Badania w locie.** „Flight research“. Flight, t. 59, Nr 2197, 2 marz. 51, s. 262; A4, 2,8 str., 2 fot., 4 rys. Streszczenie odczytu — części drugiej — na temat badania stateczności i sterowania przy wielkich prędkościach i zagadnień pokrewnych. Autor omawia wymagania stawiane własnościom lotnym samolotów, przeznaczonych do lotów przy dużej liczbie Macha. Podane są również metody fotografowania przepływu w warstwie powierzchniowej. Na zakończenie podkreślona jest rola pilotów doświadczalnych w tych odpowiedzialnych i trudnych badaniach.
- 138* 629.13.07 C4 — 3.51
 Murphy J. E., Morkovin M. V.: **Badania w locie — na małą skalę, w celach szkoleniowych.** „Aircraft flight testing in miniature“. Aero Engng. Rev., t. 9, Nr 10, paźdz. 50, s. 31; A4, 2 str., 1 fot., 1 wykr. Omówienie kursu uniwersyteckiego dla studentów, mającego za zadanie zapoznanie z techniką badania samolotów w locie. Słuchacze są najpierw zapoznawani teoretycznie z metodami badań, po czym następuje część praktyczna, polegająca na wykonywaniu pomiarów w locie. Do tego celu został użyty samolot typu „Navion“, zabierający instruktora i trzech studentów, wyposażony w odpowiednie przyrządy i urządzenia pomiarowe.

Niniejszy Przegląd Bibliograficzny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Główny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, ul. Ligocka 8). — GIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 10 groszy.

GIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno przeglądem bibliograficznym jak i kartami dokumentacyjnymi.

