

TECHNIKA LOTNICZA

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

TREŚĆ ZESZYTU

Po II Kogresie Inżynierów i Techników Polskich		151
Leonardo da Vinci (1452—1519)	ST. MADEYSKI	152
Oprządkowanie lotnicze i nielotnicze	T. SOŁTYK	154
Zagadnienia konstrukcji skrzydeł szybkich samolotów	W. N. BIELAJEW I W. I. JUCCHARIN	157
Przy rysownicy — Wyładowania elektryczne w szybowcowych lotach chmurowych	J. BOJANOWSKI	167
Skrzynka Techniczna — Polemika w sprawie skryptu p.t. „Mechanika Lotu“		171
Nowości techniczne		172
Przeglądamy usprawnienia	S. M.	173
Na półkach księgarskich		176
Nowe polskie normy lotnicze		179
Kronika		179

PRZEGLĄD BIBLIOGRAFICZNY LOTNICTWA

Doświadczenia i osiągnięcia ZSRR — przykładem i pomocą dla Polskiej Klasy Robotniczej w walce o Pokój i Plan 6-letni.

6

1952

LISTOPAD—GRUDZIEŃ

ROK VII

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

Człowiek z punktu widzenia konstruktora samolotu

Konstruktor musi zapewnić człowiekowi bezpieczeństwo i wygodę, w szczególności zaś załódze takie warunki by mogła wykonywać swe funkcje. Wymagania te dotyczą układu i geometrii pomieszczeń, rozmieszczenia sterownicy, wytrzymałości foteli itd.

Zamieszczony poniżej, oraz na IV stronie okładki materiał dotyczy zasadniczo załogi samolotu, w szczególności pilota. Podane są ciężary, oraz wymiary człowieka, ciężary ekwipunku lotniczego, wymiary i ciężary spadochronów i pasów bezpieczeństwa, dane odnoszące się do geometrii i wytrzymałości foteli. Wykres rys. 3 — przedstawia odporność organizmu ludzkiego na przyspieszenia. Tabela IV i VII zawiera wytyczne do projektowania sterownicy. Wreszcie rys. 4 przedstawia kabinę sportowego samolotu akrobacyjnego, jest to kabina dość mała jednakże zapewniająca jeszcze wystarczającą swobodę ruchów i wygodę.

Na stronie III okładki zamieszczamy przykład obliczeniowy, ilustrujący sposób przeliczania zmian osiągnięć samolotów wg metody podanej w „Pomocach konstruktorskich” w nr 5/52 „Techniki Lotniczej”.

About The II Congress of Polish Engineers and Technicians	151
ST. MADEYSKI: Leonardo da Vinci (1452 — 1519)	152
T. SOŁTYK: Tooling in aircraft and other industries	154
W. N. BIELAJEW i W. I. JUCCHARIN: Wing design problems in high speed aircraft	157
At the Drawing Board — J. BOJANOWSKI: Electric discharges during glider cloud flying	167
Technical Letter Box — Polemic about mimeographed edition of „Theory of Flight“	171
Technical News	172
Review of Rationalisation Projects	173
On Booksellers Shelves	176
New Standarts	179
Chronicle	179

Aviation Bibliography

TECHNIKA LOTNICZA

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

ROK VII

ZESZYT 6 (19)

LISTOPAD-GRUDZIEŃ 1952 R

Po II Kongresie Inżynierów i Techników Polskich

II Kongres Inżynierów i Techników Polskich, który obradował w dniach 28 i 29 września rb. w Warszawie, stał się wielkim „sejmem techników“, poruszył w niezwykle szerokiej skali szereg problemów związanych z życiem i pracą inteligencji technicznej, wykazał wielką aktywność i poświęcenie dwustutysięcznej rzeszy polskiej inteligencji technicznej i jej wspinałe zbratanie z klasą robotniczą i całym polskim ludem pracującym, jej zapał twórczy i przywiązanie do Polski Ludowej. Kongres jaskrawo wykazał olbrzymi wkład Związku Radzieckiego, jego literatury, nauki i techniki w odbudowę i przebudowę naszego Kraju.

Poniżej zamieszczamy w skrócie wypowiedź Kolegi inż. T. Chylińskiego, delegata na Kongres z ramienia Instytutu Lotnictwa.

Instytut Lotnictwa, powołany do życia w 1946 r. rozpoczął swe prace zdawaćby się mogło w najtrudniejszych, jakie są do myślenia warunkach: ogólne wyniszczenie Kraju przez wojnę i lata okupacji, ruina — w jakiej znajdował się nasz przemysł lotniczy, prawie kompletny brak sił fachowych w lotnictwie — spowodowany rozproszaniem i przetrzebieniem kadr lotniczych przez okupanta, kompletny brak wyposażenia warsztatowego dla zakładów, wreszcie zacofanie — jakie powstało w dziedzinie lotniczej wiedzy naukowo-technicznej w Polsce — wywołane okresem 6 lat okupacji, lat ogromnego przecież postępu techniki lotniczej na całym świecie. I niewątpliwie zdawało się nie jednemu, że w takim stanie rzeczy wydzwignięcie z ruin przemysłu lotniczego w Polsce jest kwestią dziesiątków lat. A jednak — wszyscy byliśmy i jesteśmy świadkami i uczestnikami szybkiej i wspaniałej odbudowy życia lotniczego naszego Kraju. Widzieliśmy i widzimy, jak dzięki troskliwej opiece i pomocy Rządu, dzięki ogromnej pomocy, jaką nam niesie Związek Radziecki, dzięki socjalistycznej świadomości i bohaterstwu Polskiej Klasy Robotniczej, postępowala i postępuje odbudowa i rozbudowa we wszystkich dziedzinach, a również i w dziedzinie lotnictwa. Obserwowaliśmy i obserwujemy znamienne zjawisko, że skala tempa tej odbudowy jest zawsze wielokrotnie większa od skali trudności.

Instytut Lotnictwa od samego początku swego istnienia bierze czynny udział w dziele odbudowy. W okresie realizacji 3-letniego planu odbudowy Instytut znacznie się rozrósł, powstały dość dobrze wyposażone i mogące służyć potrzebom przemysłu, jak również własnym badaniom naukowym laboratoria.

Tak, jak cały rozwój lotnictwa w Polsce, również prace Instytutu Lotnictwa służą celom pokoju, w odróżnieniu od charakteru prac podobnych instytutów w krajach obozu imperialistycznego, które służą celom wojny i zagłady.

Jednym z zagadnień, któremu poświęcono wiele uwagi od chwili powstania Instytutu, był problem śmigłowców, stanowiący do chwili obecnej jedno z najtrudniejszych pod względem teoretycznym zagadnień w lotnictwie.

Przewidując szerokie zastosowanie śmigłowców w życiu gospodarczym, przystąpiono do studiów teoretycznych, a następnie do projektu i budowy doświadczalnego, pierwszego w Polsce śmigłowca. Dotychczas uzyskane wyniki prób w locie są pozytywne i mogą upoważniać do podjęcia przez Instytut konstrukcji i budowy śmigłowca typu użytkowego.

Instytut Lotnictwa, obok wielu innych prac, jako pierwszy w Polsce, rozpoczął w tym okresie również badania nad zagadnieniami analizy naprężeń za pomocą metod analogii oraz opracował metodę produkcji tensometrów oporowych, oddając ją na potrzeby nie tylko lotnictwa, lecz również innych gałęzi przemysłu.

Plan 6-letni zakreślił dla lotnictwa nowe i wielkie zadania. Zapewnił on dalszy, wspaniały rozwój prze-

mysłu lotniczego w tempie dotychczas w Polsce nieznanym. Śmiałe i ambitne założenia Planu 6-letniego postawiły przed polską techniką lotniczą poważne problemy, które muszą być rozwiązane dla spełnienia tych programowych zadań.

Te założenia podyktowały Instytutowi Lotnictwa drogę ściślejszego powiązania z bieżącymi problemami przemysłu i zacieśnienia współpracy przy rozwiązywaniu różnorodnych problemów związanych bezpośrednio z produkcją.

Na drodze przygotowań do wykonania zamierzonych zadań, wśród innych problemów wysuwa się na czoło jeden: problem kadr. Instytut Lotnictwa, walcząc z bardzo poważnymi trudnościami na tym odcinku wstąpił już dwa lata temu na drogę szkolenia i doszkalania swoich pracowników, umożliwiając robotnikom osiągnięcie wyższych kwalifikacji aż do stopnia inżynierskiego włącznie. Metoda ta dała już widoczne pozytywne rezultaty: szereg robotników i techników zostało wysuniętych na kierownicze i odpowiedzialne stanowiska do kierownika działu włącznie.

Na polu szkolenia kadr fachowych mamy jeszcze bardzo dużo do zrobienia. Musimy szkolić konstruktorów lotniczych, płatowcowych i silnikowych, osprzętowców i technologów lotniczych, naukowców forsujących postęp w lotnictwie, specjalistów w wielu dziedzinach związanych z produkcją lotniczą. Jest to kwestia czasu. Wystarczy, że nadmienię, że wychowanie pełnowartościowego konstruktora lotniczego wymaga około 4 do 5 lat od chwili ukończenia studiów, wymaga przetrenowania konstruktora na kilku co najmniej konstrukcjach lotniczych, celem poznania i opanowania bardzo trudnych problemów, związanych nieodłącznie z konstrukcją lotniczą — płatowców, silników i osprzętu. Konstrukcja i budowa nowych typów samolotów, dla zaspokojenia potrzeb lotnictwa, jest zatem również najlepszą szkołą przyszłych kadr konstruktorów lotniczych, technologów lotniczych i warsztatowców.

Mamy mocne i niezawodne oparcie we wzorach przodującej radzieckiej techniki lotniczej, mamy opiekę Rządu i potężnej organizacji młodzieżowej ZMP, która objęła patronat nad lotnictwem w Polsce. Te czynniki oraz entuzjazm i zapał pracowników lotnictwa i szerokich rzeszy młodzieży, która się do niego garnie, są gwarancją, że na odcinku kadr w lotnictwie trudności będą przezwyciężone.

Z ulgą i uczuciem dumy stwierdzić możemy, że wspomniane na wstępie, ciężkie, przerażające warunki i trudności należą już do historii, że dzisiaj możemy już zajmować się zwalczaniem trudności innego rodzaju — takich codziennych, związanych z problemami naukowymi, związanych z bieżącą produkcją, z jej unowocześnieniem, jej usprawnieniem i postępem w dziedzinie lotnictwa.

Podjęte ostatnio przez załogę Instytutu zobowiązania dla uczczenia Frontu Narodowego, przyspieszają wykonanie zadań, jakie stoją przed Instytutem i wpływają pośrednio na przyspieszenie procesów produkcyjnych w przemyśle. Stanowią one dowód, że pracownicy lotnictwa stoją z wiarą w szeregi Narodowego Frontu walki o Pokój i Socjalizm.



Leonardo da Vinci (1452 – 1519)

na wśród skał“ w zbiorach Louvre'u w Paryżu, jedyny w Polsce „Dama z łasiczką“ w zbiorach Muzeum Czartoryskich w Krakowie — to najbardziej u nas znane dzieła Leonarda. Zebrane i przełożone przez Leopolda Staffa „Bajki“, wydane ostatnio dla zrealizowania znacznej uchwały Światowej Rady Pokoju z listopada 1951 r. przez Państwowy Instytut Wydawniczy, zapoznały polskich czytelników z poetycką częścią prac pisarskich Leonarda, przy czym trafność spostrzeżeń o cnotach i przywarach ludzkich jest zdumiewająca i jest jeszcze jednym dowodem genialności Leonarda da Vinci.

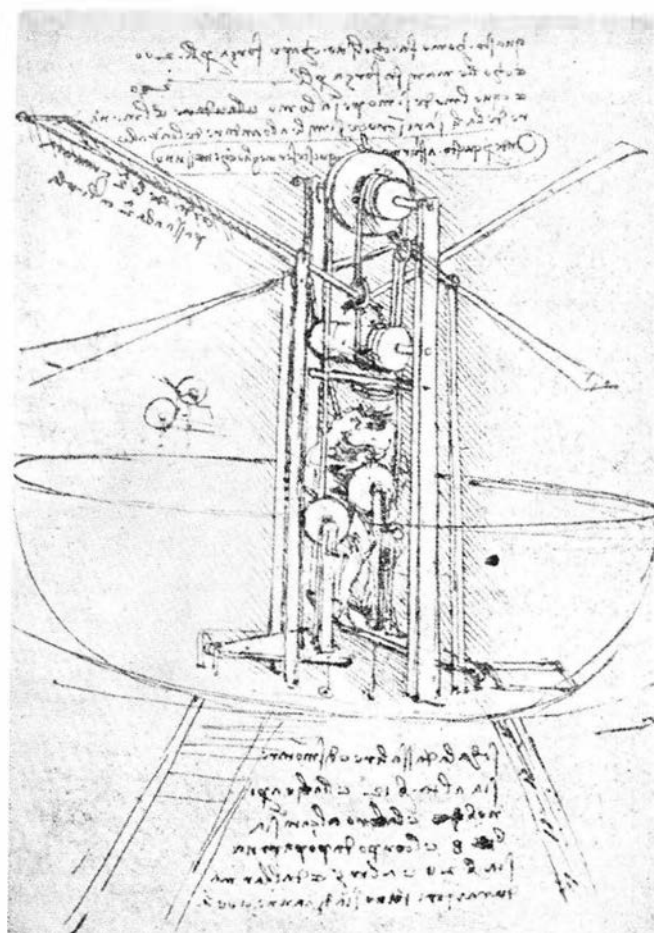
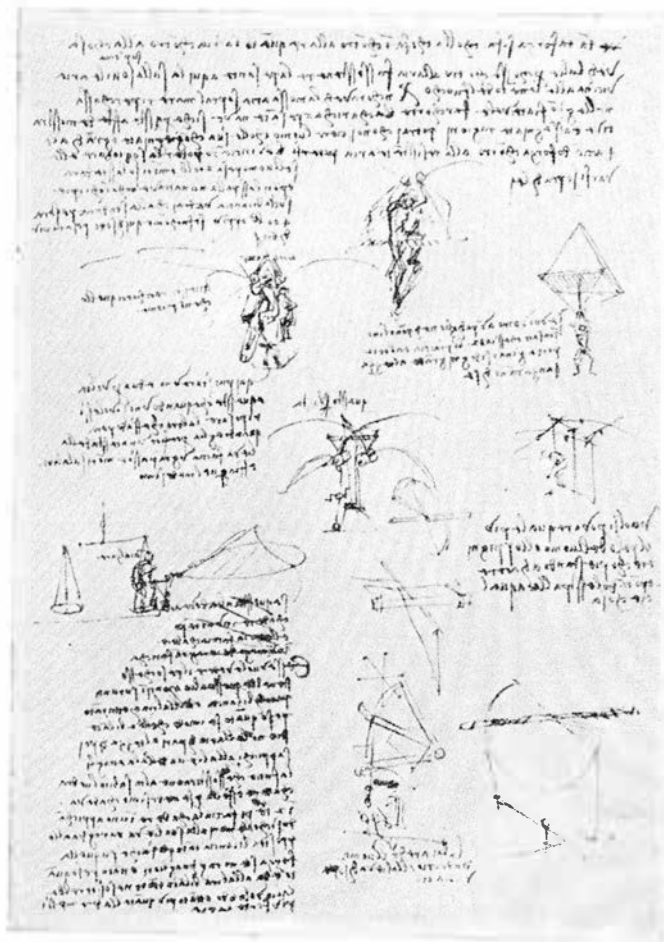
Cały świat kulturalny w roku 1952 oddaje hołd wielkiemu geniuszowi Leonarda da Vinci w pięćsetną rocznicę jego urodzin.

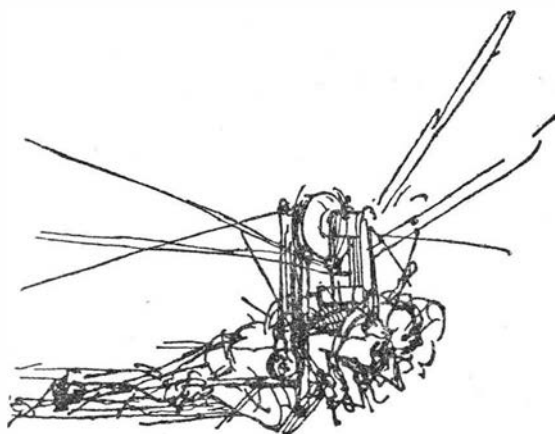
W pamięci szerokiego ogółu pozostają przede wszystkim wspaniałe twory pędzla i dłuta Leonarda. „Wieczerza Pańska“ w refektarzu kościoła Santa Maria della Grazia w Mediolanie, portret „Giocondy“ („Mona Liza“) oraz „Madon-

Mniej znana ogółowi jest ogromna spuścizna pozostawiona w rękopisie, obficie wypełnionym znakomitymi, ilustrującymi poruszany temat szkicami, wykonywanymi bezpośrednio w tekście i na marginesach. Spuścizna ta obejmuje, częściowo tylko zachowany, dorobek twórczego umysłu Leonarda da Vinci. Zawiera ona jego myśli i refleksje naukowe i filozoficzne,

wyniki badań i doświadczeń przyrodniczych oraz opisy jego pomysłów i wynalazków z wielu dziedzin życia i techniki.

Zainteresowania techniczne Leonarda da Vinci obejmowały tak szeroki zakres, wyniki zaś prac stały na poziomie wyprzedzającym o stulecia istniejącą rzeczywistość, że — pomijając zupełnie działalność artystyczną — na tej już podstawie zasługuje Leonardo da Vinci na miano geniusza. Leonardo zajmował się matematyką, mechaniką, astronomią, kartografią, architekturą, urbanistyką, meteorologią, geologią, mineralogią, optyką, akustyką; wykonywał i w większości zrealizował projekty mostów, tuneli, dróg i kanałów, kościołów, pałaców i fortec, systemów nawadniających wraz ze słuzami; konstruował maszyny tkackie i przędzalnicze, młyny, armaty, walcownie i obrabiarki, urządzenia dźwigowe, przyrządy muzyczne, zabawki samoczynne, instrumenty muzyczne i wiele innych maszyn i urządzeń.

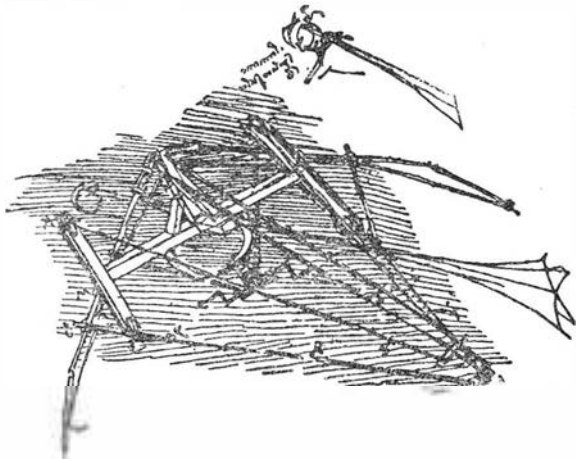




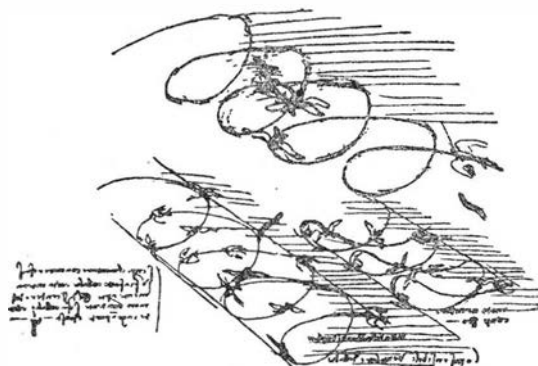
Szkic maszyny latającej z bijącymi skrzydłami: pilot znajduje się w pozycji leżącej

Postać Leonarda da Vinci jest szczególnie bliska zwłaszcza dla nas — technicznych pracowników lotnictwa. Człowiek ten bowiem wiele uwagi poświęcił rozważaniom problemów latania i maszyn latających. Wśród notatek w jego pracach odnajdujemy śmiałe, rzucone w postaci konstrukcyjnych szkiców, systematycznie poprawianych i ulepszanych, rozwiązania zagadnień, które właściwie dopiero dzisiejsza technika XX wieku potrafiła rozwiązać i nadać właściwą postać. Leonardo da Vinci — genialny samouk i wielki samotnik — w swych ścisłych pod względem technicznym i koncepcyjnie wizjach rysunkowych wykazał ogromną intuicję w wskazywaniu rozwiązań problemów technicznych lotnictwa, których jednak dla braku zrozumienia, poparcia i pomocy wśród współczesnych oraz nie wystarczających, w stosunku do stawianych sobie zadań, podstaw naukowych i możliwości realizacji — nie udało mu się w pełni urzeczywistnić.

Wiele różnorodnych szkiców konstrukcyjnych rozwiązań pomysłu maszyny latającej wskazuje, jak drobiazgowo przygotowywał się Leonardo da Vinci do tej pracy. Rozwiązania bijących płatów nośnych naśladujące skrzydła ptaków, niezliczone szkice poszczególnych faz lotu ptaków, żeberka układu nośnego z pokryciem z tkaniny wzorowane na skrzydłach nietoperzy, wirniki w układach przypominających dzisiejsze śmigłowce lub czasy pierwowzorów spadochronu oparte na obserwowanych w przyrodzie, unoszących się w powietrzu nasionach roślin i drzew, lot ślizgowy wielkich ptaków nie poruszających skrzydłami jako podniecia do rozwiązania maszyny latającej będącej prototypem obecnych szybowców — oto kilka tylko przykładów z lotniczej twórczości Leonarda. Opierając się na ówczesnych możliwościach, z braku innych silników, które umożliwiłyby lot maszyny cięższej od powietrza — Leonardo rozwijał w swych pracach pomysł samolotu napędzanego mięśniami człowieka.



Szkic maszyny latającej z roku 1490 sterowanej głową, ponieważ ręce i nogi wykorzystane są do napędu bijących skrzydeł



Studia lotu ptaków

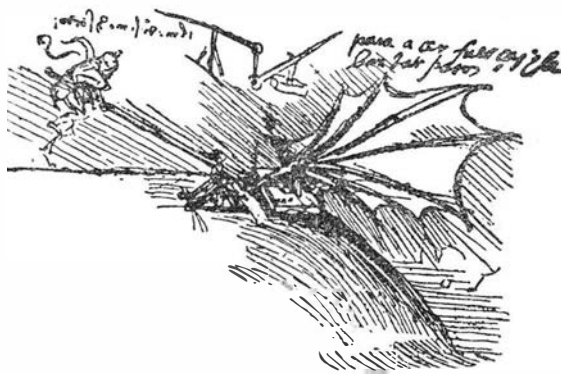
Dzisiaj — w połowie naszego stulecia, a w pięćset lat po narodzeniu Leonarda da Vinci — obserwując wspaniały rozwój lotnictwa na świecie stwierdzamy, że jednak niektóre z problemów, jakimi pasjonował się Leonardo, do chwili obecnej zaprzatają uwagę techników w lotnictwie. Jednym z tych problemów jest sprawa lotu mięśniowego. Najnowsze, dzisiejszymi metodami i nowoczesnymi przyrządami stwierdzone badania wykazują, że dobrze zbudowany i wysportowany mężczyzna, posługując się nogami i rękami może dać jedynie największą moc około 1,3 KM w przeciągu 20 sekund, zaś tylko 0,56 KM na czas dłuższy. Od czasu do czasu słyszy się tylko o pewnych, ciągle jeszcze pionierskich próbach. Innym zagadnieniem są samoloty z bijącymi skrzydłami (ornitoptery), które również nie wyszły dotychczas ze stadium doświadczeń, przeważnie na modelach latających. Napęd mięśniowy śmigłowca, próbowany kilkadziesiąt lat temu przez Polaka Tańskiego również nie doprowadził do pozytywnych wyników. Natomiast zastosowany przez Leonarda kwadratowy kształt czaszy spadochronu, leżąca pozycja pilota w samolocie, badania lotu ptaków, badanie przepływów i inne zagadnienia, które pociągały uwagę Leonarda — odnalazły po wiekach, obecnie w zmodyfikowanej postaci swoje urzeczywistnienie.

Leonardo da Vinci może być więc słusznie uważany za obdarzonego ogromną intuicją i wyobraźnią, wnikliwością i trafnością przewidywania prekursora nowoczesnych badań aerohydrodynamicznych oraz rozwiązań szeregu problemów konstrukcyjnych lotnictwa.

Dlatego na łamach naszego naukowo-technicznego pisma lotniczego zamieszczamy tych kilka słów hołdu dla wielkiego wszechstronnego geniusza, dla Leonarda da Vinci.

Mgr inż. STANISŁAW MADEYSKI

Wszystkie ilustracje zamieszczone w niniejszym artykule są reprodukcjami oryginalnych prac Leonarda da Vinci.



Próba skrzydła w strumieniu wiatru zbocznego

Mgr Inż. TADEUSZ SOŁTYK

Oprzrzędowanie lotnicze i nielotnicze

Autor przedstawia trudności, z jakimi spotykają się w lotnictwie pracownicy innych przemysłów wskutek różnic jakie znajdują przy fabrykacji części lotniczych w porównaniu z wyrobem części mechanicznych, do których byli przyzwyczajeni. Autor wskazuje na inne zadanie, jakie w dużym stopniu ma do spełnienia oprzrzędowanie lotnicze, inne kryteria sztywności, inny sposób ujęcia wymiarowego i inne odniesienie do tolerancji. W dalszym ciągu przedstawia trzy sposoby ustalania kształtów przyrządów: przez rozwijanie się ich z podstawowych szablonów głównych przekrojów, przez roztrasowanie wszystkiego w naturalnej skali na płycie traserskiej i wreszcie przez dopasowanie do części rozebranego pierwowzoru, zrobionego bez przyrządów.

Artykuł poniższy jest treścią odczytu wygłoszonego w kole lotniczym SIMP w dniu 16.V.1952 r. We wstępie zastrzegam się, że jako konstruktor a nie technolog, nie jestem specjalistą od oprzrzędowania i pragnę jedynie odczytem swym zwrócić uwagę na szczególne cechy, jakimi odznacza się oprzrzędowanie lotnicze, o czym na ogół nie wiedzą ludzie napływający do lotnictwa z innych zawodów. Z tego względu liczę wraz z Redakcją „Techniki Lotniczej” na to, że artykuł wywoła ożywioną dyskusję i odzew ze strony Kolegów wyspecjalizowanych w dziedzinie zagadnień technologicznych lotnictwa.

Napływając do lotnictwa pracownicy innych przemysłów metalowych, po przyjrzeniu się produkcji, są zdumieni i przerażeni. Uderza ich to, co nazywają niejednoznacznością rysunku, z którego mają produkować. Rysunki części, które mają ze sobą współpracować są tylko wyjątkowo stolerowane, a w wielu przypadkach nawet niezwymlarowanie albo prawie niezwymlarowane, jak np. rysunki owiewek, krzywych rur, przewodów paliwowych itp.

Produkcja lotnicza ma swoje właściwości, których dostrzeżenie, zrozumienie i wczucie się w nie pozwala dopiero na skuteczną pracę.

Pragnę swoimi spostrzeżeniami na ten temat ułatwić proces przyswajania tych odrębności.

Seryjna produkcja samolotu wymaga bardzo dużego i starannie obmyślanego oprzrzędowania. Koszt jego liczyć trzeba za równy mniej więcej kosztowi prototypu łącznie z próbami, przeróbkami itp., to jest kilkakrotnie więcej niż koszt samolotu seryjnego.

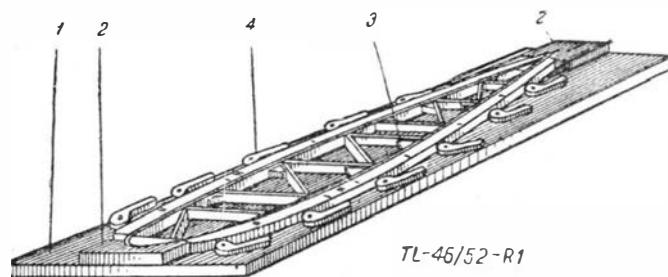
Oprzrzędowanie lotnicze jest w dużej części analogiczne do tego, jakie jest znane powszechnie w przemyśle metalowym. Są to różnego rodzaju uchwyty, płyty wiertnicze itp. do obróbki mechanicznej bardzo licznych w samolocie tzw. „części obrabianych”. Ale specjalne piętno oprzrzędowaniu fabryki lotniczej nadają przyrządy dla produkcji dużych a delikatnych części blaszanych, spawanych z cienkościennych rur, czy klejonych z delikatnych prętów drewnianych, czy wreszcie służące do montażu dużych zespołów lub całych samolotów. Mają one za zadanie: po pierwsze — umożliwić wykonanie ściśle jednakowych części składowych, a po drugie — służyć do takiego zamocowania tych części do montażu, aby znalazły się w tym położeniu względem siebie, w jakim mają występować w gotowym produkcie. Wówczas następuje połączenie ich: nitowanie, klejenie czy spawanie.

Inne zadanie mają przyrządy przy wyrobie części obrabianych mechanicznie. Przyrząd potrzebny jest głównie dla właściwego ustawienia przedmiotu obrabianego względem narzędzia. Przy montażu tych części właściwe ułożenie wzajemne zapewnia sam ich kształt, przyrządy montażowe naogół nie są potrzebne, jeśli występują — to chyba jako specjalne narzędzia lub podstawki umożliwiające łatwiejszy dostęp i manewrowanie wyrobem.

Przyrządy — nazwijmy je dla odróżnienia lotniczymi — dość daleko odbiegają swoją konstrukcją od przyrządów dla obróbki mechanicznej. Przyrządy obróbkowe w porównaniu z lotniczymi odznaczają się ciężką i masywną budową. Pod obciążeniem rzędu kilku setek kilogramów, jakie wywiera narzędzie obrabiające, nie mogą odkształcać się więcej niż o setne a nawet tysięczne części milimetra. Przyrządy lotnicze poddane stosunkowo małym obciążeniom, przeważnie statycznym, pod własnym ciężarem i ciężarem produkowanej części, mogą wykazywać ugięcia kilkakrotnie większe.

O ile przyrządy dla obróbki mechanicznej są nawet małe, o wymiarach kilku do kilkudziesięciu centymetrów, o tyle przyrządy lotnicze mierzą się często na metry, a nawet na dziesiątki metrów.

Stąd przyrządy obróbkowe są budowane zwykle jako masywne bloki stalowe. Tak zbudowane przyrządy lotnicze byłyby ciężkie, a nie koniecznie sztywniejsze, jeśli weźmiemy pod uwagę, że głównym obciążeniem jest ich ciężar własny. Buduje się je najczęściej jako ramownice czy kratownice z rur o dużej średnicy i stosunkowo cienkiej ściance. Czasem używa się profilów otwartych, ale te są mniej sztywne. Czasem przyrządy takie zabetonowuje się w podłodze dla usztywnienia. Umocowane na tych szkieletach uchwyty, szablony czy zderzaki mają stosunkowo cienkie ścianki rzędu 3—4 do 6 mm, podczas gdy w praktyce obróbkowej stosuje się wymiary kilkakrotnie większe.

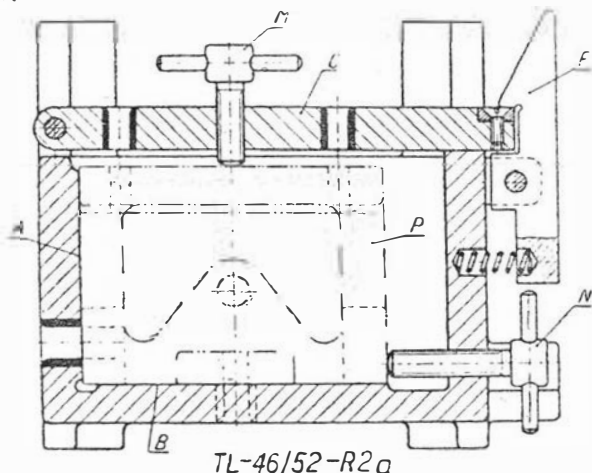


Rys. 1. — Montaż żebra drewnianego (odpowiednika porównawczego brak)

Dalszym charakterystycznym szczegółem konstrukcji lotniczych jest sposób ujęcia wymiarów. Kształty części mechanicznych są dosyć prosto zdefiniowane. W ogromnej większości przypadków podanie kilku średnic i kilku odległości wraz z ich tolerancjami wystarcza, aby znaczny zespół dał się złożyć z części tak zwymiarowanych. Rzadko do tego celu trzeba używać jakichś dodatkowych przyrządów, jednak tolerancje muszą być zazwyczaj zachowane w bardzo ciasnych granicach. To jest główną czynnością, jaką trzeba pokonać przy ustawianiu przedmiotu obrabianego w stosunku do narzędzia, a następnie przy obróbce i jej kontroli. W produkcji lotniczej wzajemne związki wymiarowe między częściami składowymi są nadzwyczaj zawiślane. Części mają kształty skomplikowane, krzywoliniowe i przestrzenne.

Błąd wykonania jednej części wpływa pośrednio na wiele innych współpracujących, a często objawia się tym, że nie pasuje jakaś odległa część — tak, że trudno

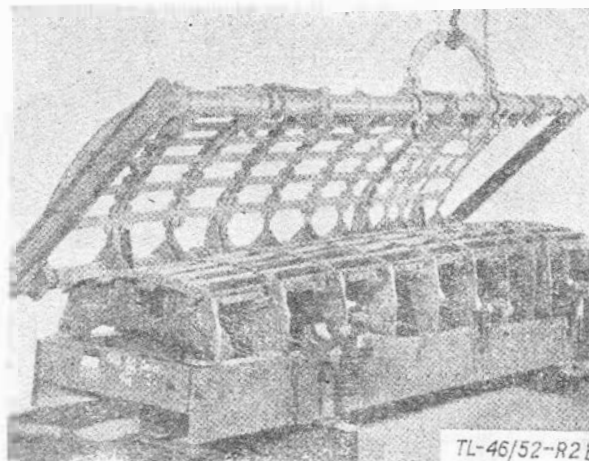
dojść, co jest tego przyczyną. Wysuwają się nieprawidłowe wnioski, poprawia się te wymiary, które potrzeba, by po wykonaniu kilku sztuk powrócić do wymiarów poprzednich, bo okazuje się, że były one dobre, tylko któraś dalsza część była błędnie wykonana czy zamocowana. Części lotnicze z zasady robi się raczej według przyrządu, a nie według wymiarów. Wymiary są tylko punktem wyjścia dla zrobienia pierwszy raz przyrządów.



Rys. 2a. — Skrzynka wiertnicza

wana wszędzie tam, gdzie zależy na pośpiechu. A samolot szybko się starzeje, często może być już stary, zanim zacznie latać.

Wiąże się to w specjalny sposób ze sprawą tolerancji wykonania części lotniczych. Jeśli wykonuje jakąś część toczoną i ma ona pasować w otwór — to prosto podam jej średnicę i tolerancję, które są dokładnie rozpracowane i znane zależnie od żadanego rodzaju pasowania. Części samolotu często nie muszą być wykonane dokładnie. Np. rozstawienie okuć z dokładnością zacho-



Rys. 2b. — Płyta wiertnicza

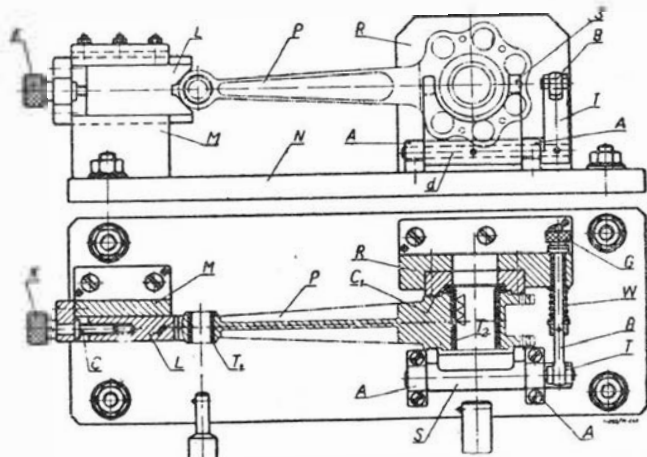
wania wymiaru od ± 1 do ± 4 mm często jest dopuszczalne. Aby zachować jednak zamienność, wymiar ten, obarczony znacznym błędem, musi być zachowany ściśle na wszystkich egzemplarzach. Rozrzut może być w granicach rzędu kilku setnych milimetra. Tego nie da się osiągnąć bez specjalnego sztywnego przyrządu i sprawdzianu, który uzgadnia ściśle okucia obu części łączonych, nie wchodząc w bezwzględną wartość wymiaru.

Z tego względu przy wymiarach decydujących o zamienności zwykle nie pisze się tolerancji, a tylko uwagę „według przyrządu”.

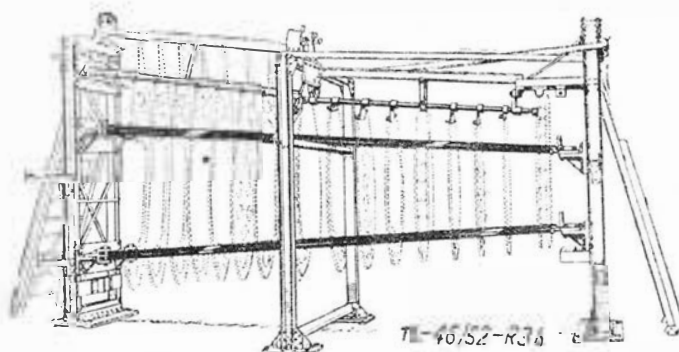
Gdyby chcieć zachować zamienność skrzydła zwykłą metodą tolerancji, przy rozstawie okuć rzędu 1 m i dopuszczalnym błędzie rzędu 0,05 mm, należałoby użyć pasowania bardzo wysokiej klasy — a zupełnie niepotrzebnie. Wykonanie i pomiar takiego przyrządu byłby bardzo trudny i kosztowny, szczególnie jeśli wziąć pod uwagę, że chodzi tu często o przestrzenne umieszczenie okuć, a koszt ten byłby poniesiony niepotrzebnie.

Przy wykonywaniu należy używać wymiarów jak najmniej. Zasadą jest, że według wymiarów robi się pierwszy szablon, a inne z nim związane robi się według niego, uzupełniając tylko brakujące wymiary. Dla jaśniejszego przedstawienia przytoczę przykład.

Według wymiarów wykonano szablon na profil skrzydła i z niego przyrząd na żebra. Następnie żądano wymiarów dla wykonania szablonów na przekroje dźwigarów i żebier lotki. Dla znalezienia ich należałoby jeszcze dwukrotnie wykreślić profil skrzydła, wykreślić



Rys. 3a. — Uchwyt na obrabiarce

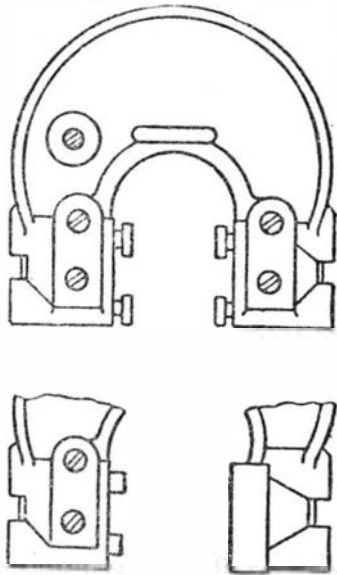


Rys. 3b. — Przyrząd montażowy z uchwytem dla poszczególnych detali

dźwigary, lotkę, pomierzyć je i podać do wykonania szablonów. Przy tym sumować by się mogły błędy wykreślenia szablonu, profilów, wykreślenia w nim dźwigara, pomierzenia go, wytrasowania według tych pomiarów szablonu i wykonania przedmiotu według szablonu. W rezultacie dźwigar tak opracowany mógłby się różnić od żeberka do 1,5 mm przy starannym wykonaniu. Prawdopodobnie należało postąpić w następujący sposób: wykonać szablon profilu skrzydła. Na rysunku dla wykonania szablonów na przekrój dźwigara powołać się na ten szablon i podać tylko położenie na nim dźwigarów, ich szerokość itp. wymiary niezależne od profilu. Te wskazać na szablon i z niego skopiować szablon na dźwigar. Ten sposób wyklucza możliwość większości pomyłek wymiarowych, a zgodność podnosi się do drobnej części milimetra.

Podobnie z lotką. Profil jej żeberka należy otrzymać z szablonu na profil skrzydła przez dorysowanie zarysu noska i skopiowanie. Podobnie jest nonsensem chcieć robić według wymiarów detali rozpórki i kłocki, z których składa się żeberko. Szabloniki na nie należy kopiować z szablonów na zespół.

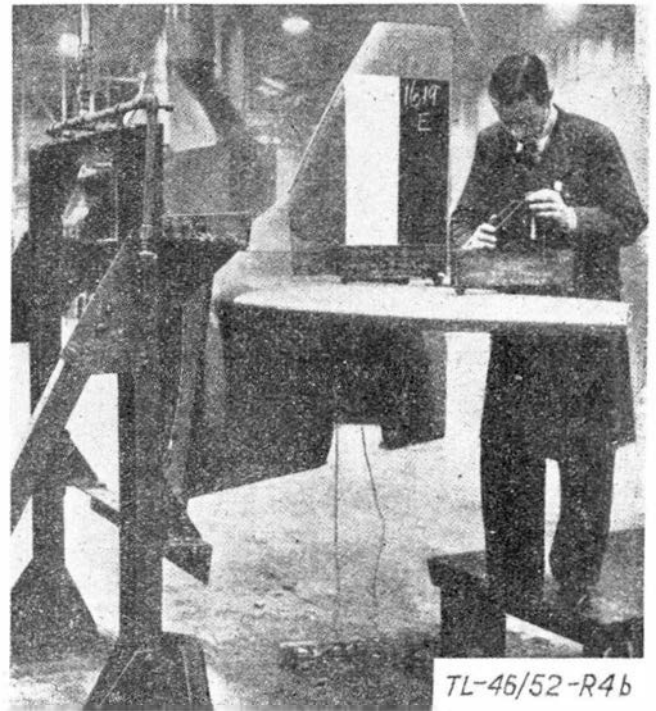
To jest jedna typowa droga, droga rozwijania szablonów na części składowe z szablonów na zespół przez skopiowanie i uzupełnienie brakującymi wymiarami. Metoda ta jest najdokładniejsza, prosta, eliminująca przypadkowe błędy. Wymaga jednak dobrego rozpracowania kolejności rozwoju „ciągu” szablonów. Druga metoda polega na wykreśleniu całego samolotu w skali



TL-46/52-R4a

Rys. 4a. — Sprawdzian szczękowy

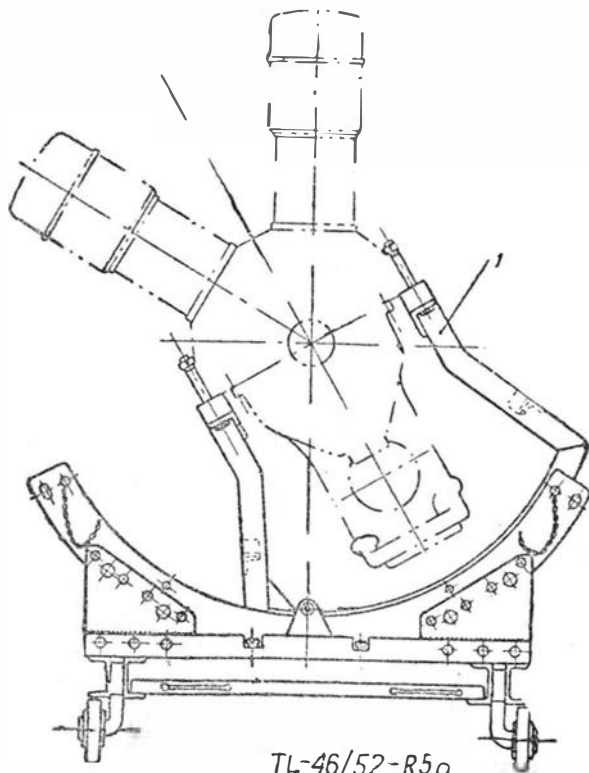
1 : 1 na płycie traserskiej według wymiarów, wykonania dużej ilości przekrojów kontrolnych i uzgodnienia całości tym sposobem. Wymaga to dobrej znajomości rysunku i skrupulatności rysownika. Sporą trudność po-



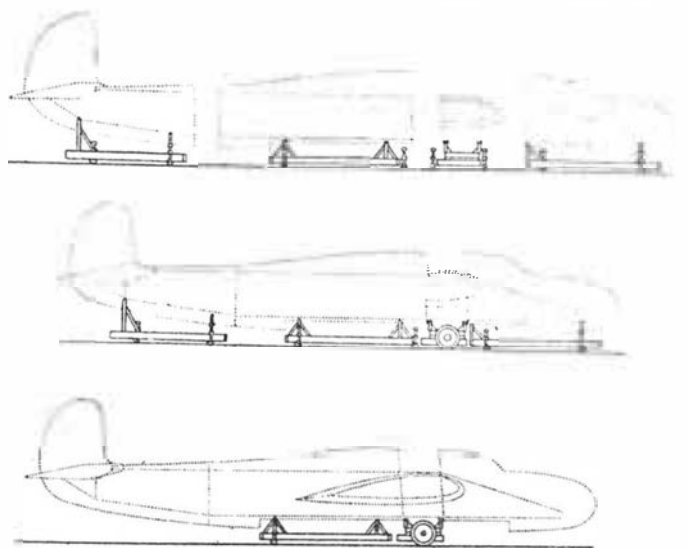
Rys. 4b. — Sprawdzian rozstawu okuć i kątów natarcia

woduje przenoszenie rysunku z płyty traserskiej na blachy szablonów. Gdy blachę położymy na rysunku to nie widzimy go. Trzeba się posługiwać kopiowaniem albo za pośrednictwem kalki, albo specjalnego urządzenia przenośnikowego. Potem, po zgrubnym wycięciu następuje wykończenie szablonu przez dopasowanie do trasy.

O trzeciej metodzie już wspomniałem. Polega na tym, że wykonuje się części albo nawet cały szablon bez przyrządów, albo na przyrządach bardzo prymitywnych



Rys. 5a. — Wózek transportowy silnikowy



TL-46/52-R5b

Rys. 5b. — Wózek transportowo-montażowy

w dużym stopniu według wskazówek konstruktora i doświadczenia rzemieślników, a następnie rozbiera się go i używa części jako przeciwszablony i przeciwsprawdziany, robi się z niego szablon i przyrządy montażowe. Metoda ta wydaje się najprostsza i najtańsza. Szczególnie nadaje się do części o trudnych do ujęcia kształtach,

jak to już pisałem. Ma tylko tę wadę, że wykonany tą metodą samolot seryjny może wykazywać dość znaczne odchyłki od wymiarów rysunkowych.

Którąkolwiek z metod użylibyśmy dla wykonania oprzyrządowania na samolot, trzeba sobie dobrze uświadomić to, że poza częściami „obrabianymi“, dla których często wystarczającym przyrządem jest sprawdzian na stolerowany wymiar „przechodni, nieprzechodni“, na pozostałe części z reguły musimy mieć przyrządy specjalne. Przyrząd na każdą część nie często spotykany jest w innych przemysłach. A bez takiego obfitego oprzyrządowania seryjna produkcja samolotu jest niewykonalna.

Istnieje zapewne wiele innych cech różnych i cech podobnych między przemysłem lotniczym i innymi przemysłami metalowymi. Wskazałem na kilka z nich, które — jak praktyka wykazała — najdotkliwiej dokucają „metalowcom“, którzy stali się „lotnikami“.

Przebieg dyskusji.

Kol. Kwasowski (Warszawa) zwraca uwagę na to, że konstruktor skłonny jest patrzeć na oprzyrządowanie pod kątem wykonania prototypu i do tego dostosowuje konstrukcję. Seria wymaga oprzyrządowania innego niż prototyp, większego — i to tym większego, im większa jest seria.

Tę konieczność trzeba brać pod uwagę i konstrukcję tak dostosowywać, aby dobrze się dała oprzyrządować. Zwraca przy tym uwagę na dający się odczuć brak technologów. Powoduje to w konsekwencji konieczność lepszego opracowania rysunków przez konstruktora. O ile możliwe było przed rokiem 1939 wykonanie samolotu częściowo z rysunków zestawieniowych, co przyspieszało pracę konstruktora, o tyle obecnie konieczne jest staranne rozbicie na elementy. Kol. Kwasowski zgadza się z wywodami prelegenta odnośnie wymiarowania i tolerancji. Uważa, że tolerowanie rysunków części nieobrabianych wiórowo zwykle nie jest konieczne, wystarcza uwaga obok nietolerowanego a ważnego wymiaru: „wymiar według przyrządu uzgodnionego z częścią nr. ...“.

Zwraca uwagę na możliwość dużych strat na skutek niewielkich nawet błędów wykonania części drobnych, ale występujących masowo.

Kol. Czerbak (Bielsko) zwraca uwagę na korzyści normalizacji uchwytów szybkoocucujących itp. powtarzających się części oprzyrządowania. (Zagadnienie ważne zwłaszcza dla wytwórni szybowców).

Kol. Dulęba (Warszawa) uważa, że samolot ma charakter raczej „budowli“, a nie „maszyny“. „Maszyny“ montuje się ze sztywnych części, które po złożeniu same przybierają właściwe położenie ze względu na ich działanie. „Budowla“ lotnicza składa się z części bardzo wiotkich, które z tego względu muszą być nakładane na siebie kolejno, przy czym wymagają sztywnego rusztowania, zapewniającego prawidłowe wzajemne rozmieszczenie i kształt części. Dopiero po złączeniu ze sobą dzięki wzajemnemu wspieraniu się, całość staje się sztywna i rusztowanie staje się niepotrzebne i można je usunąć.

Swój pogląd na tolerowanie w lotnictwie kol. Dulęba precyzuje następująco: Tolerowanie ma na celu zapewnienie: 1) prawidłowości działania, 2) zamienności.

W „maszynach“ oba te cele zbiegają się i dają się załatwić jedną tolerancją. W konstrukcji lotniczej prawidłowość działania zostaje spełniona nawet przy dużej swobodzie wymiarowej, natomiast zamienność zmusza do tolerancji bardzo ciasnych i to rzeczywiście prowadzi do zjawiska, które można nazwać zjawiskiem „dwoistości tolerancji“. Objawia się ono często tym, że daje się użyć części, które wykonano z bardzo dużym błędem: kilku milimetrów czy kilku centymetrów, o ile błędnie wykonany wymiar nie decyduje o zamienności.

Kol. Małkiewicz (Warszawa) podkreśla, że praca technologa, obok pracy konstruktora ma wielkie znaczenie. Podkreśla konieczność szkolenia kadry technologów. Dodaje, że jego zdaniem, najbliższe czasy, obok konstruktora i technologa, stworzą ekonomistów, którzy poddawać będzie analizie koszt produkcji i dopomagać do obrania konstrukcji najtańszej.

Nie uważa za słuszne wyodrębnianie dwóch rodzajów tolerancji tak, jak to czynili przedmówcy. Zwraca uwagę na to, że konstrukcja samolotu objawia bardzo duże podobieństwo do konstrukcji okrętu.

Artykuł wpłynął w czerwcu 1952 r.

Dr W. N. BIELAJEW i W. I. JUCHARIN

Zagadnienia konstrukcji skrzydeł szybkich samolotów

Praca ta, tłumaczona z czasopisma „Technika Wozdusznowo Flota“ (nr. 12, 1946 r.) omawia podstawowe zagadnienia, z jakimi spotyka się konstruktor przy projektowaniu skrzydeł szybkich samolotów. Jako wprowadzenie zostały krótko omówione konstrukcje stosowane w latach 1944—1946. Kolejno omawiają autorytety wymagania stawiane tego rodzaju konstrukcjom, typowe rozwiązania konstrukcyjne, zagadnienia wytrzymałościowe i optymalne warunki rozwiązania konstrukcyjnego. W treści szczegółowo omówiona jest kwestia odkształceń i zachowania kształtu profilu. Mimo upływu czasu omawiane w artykule zagadnienia nie straciły na aktualności, jako podstawowe wymagania stawiane zawsze tego rodzaju konstrukcjom. Tłumaczył mgr inż. Stanisław Lassota.

W pracy konstruktora nad zwiększeniem prędkości samolotu znaczną rolę odgrywało polepszenie jakości zewnętrznego pokrycia i elementów samolotu. Zastosowanie płótna, blachy falistej, blachy gładkiej, duralu specjalnie pokrytego (platerowanego), nitów z łbami wpuszczanymi i innych — są kolejnymi etapami prac nad ulepszeniem powierzchni skrzydła i innych części samolotu, zastosowanych dla zwiększenia maksymalnej prędkości. W pracach tych uwaga konstruktora była przede wszystkim skierowana na udoskonalenie zewnętrznej powierzchni skrzydła, sprawa zaś wewnętrz-

nej budowy skrzydła prawie nie była brana pod uwagę. W chwili obecnej przy rozwiązywaniu zadań udoskonalenia powierzchni skrzydła konstruktor rozpatruje pokrycie łączące ze szkieletem wewnętrznym. Konstrukcja skrzydła nowoczesnego samolotu często zależna jest od sprawy polepszenia jego powierzchni.

Wraz z przejściem na szybkościowe profile laminarne powstały przed konstruktorem zadania dalszego udoskonalenia zewnętrznej powierzchni skrzydła, których rozwiązanie ściśle związane jest z układem skrzydła przejmującym obciążenia i jego obliczeniem wytrzy-

małościowym. Przy rozwiązywaniu tych zadań należy przestudiować wytrzymałość krzywoliniowych skorup obciążonych siłami ściskającymi i siłami od ciśnienia.

W pracy tej rozpatrzone są ogólnie niektóre zagadnienia związane z projektowaniem skrzydła z gładkim pokryciem.

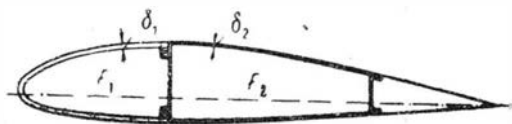
1. Wstęp

Na opór skrzydła ma duży wpływ jakość wykonania jego powierzchni. Zagadnieniu temu poświęcone zostało szereg prac naukowo-badawczych, których wyniki były opublikowane w literaturze krajowej i zagranicznej. Wśród nich zasługują na uwagę badania prof. K. K. Fiedajewskiego i A. A. Dorodnicina, przeprowadzone w laboratoriach CAGI i dane doświadczalne otrzymane przez amerykańskiego inżyniera M. Hooda w laboratoriach NACA, wykonane na specjalnych modelach skrzydeł i na naturalnych skrzydłach seryjnych samolotów. Z rozważań M. Hooda wynika podstawowy wniosek, że w porównaniu z oporem gładkiego skrzydła opór skrzydła z nitami o łbach półokrągłych zwiększa się o 27%, z nitami o łbach wpuszczonych — o 6%, a ze szwami pokrycia na zakładkę — o $4 \div 9\%$, w zależności od ilości szwów. Szorstkość powierzchni skrzydła, uzyskiwana w wyniku malowania go pistoletem, zwiększa opór o 14%.

Badania skrzydeł seryjnych wykazały, że na wielkość całkowitego oporu skrzydła znaczny wpływ dają też i trwałe odkształcenia miejscowe pokrycia, powstające w czasie procesu produkcji (od uderzeń młotka przy nitowaniu, od rozszerzalności cieplnej przy spawaniu punktowym i inne).

Wiadomo też, że największe tarcie powierzchniowe otrzymuje się na nosku skrzydła. Możliwe, że uwzględniając to konstruktor na przykład samolotu „Spitfire” poprzestał na układzie skrzydła przypominającego dawno znany układ skrzydła jednodźwigarowego z pracującym noskiem, zastosowanym po raz pierwszy na samolocie Devoitine. W szczegółach jednak konstrukcji skrzydła „Spitfire” zastosowano wiele nowych rozwiązań i drogą zestawienia ich z poprzednimi rozwiązaniami można wyraźnie wskazać, że główną troską konstruktora było polepszenie stanu powierzchni noska skrzydła.

Nasuwa się wniosek, że przy grubym pokryciu można otrzymać w produkcji znacznie lepszą powierzchnię skrzydła, ponieważ miejscowe odkształcenia jej przy nitowaniu będą stosunkowo mniejsze. Jeśli założenie takie jest słuszne, to najbardziej racjonalne byłoby zwiększyć grubość pokrycia noska skrzydła, by zaś zachować ogólny ciężar skrzydła, zastosować cieńsze pokrycie tylnej jego części. Rozwiązanie takie zrealizowano w konstrukcji samolotu „Spitfire” (rys. 1).



TL-62/52-R1

Rys. 1

Przeprowadzone przez nas obliczenia kilku skrzydeł wykazywały, że przeniesienie grubości pokrycia z drugiego obwodu F_2 na obwód F_1 , to znaczy do noska skrzydła, przy zachowaniu ogólnego ciężaru skrzydła, prawie nie wpływa ani na ogólną wytrzymałość skrzydła, ani na jego sztywność skręcania. A więc konstruktor samolotu „Spitfire”, przyjmując grubość pokrycia noska skrzydła $\delta_1 = 2,5$ mm, zaś pokrycia za dźwigarem $\delta_2 = 0,5$ mm, nic nie stracił na sztywności na skręcanie $G J_s$ ani na ciężarze jego konstrukcji, zyskał zaś przy tym kosztem przesunięcia środka ciężkości w stronę noska na wielkości krytycznej prędkości flatteru.

Rozwiązując konsekwentnie zadanie, uniknął konstruktor jakichkolwiek szwów w pokryciu noska skrzy-

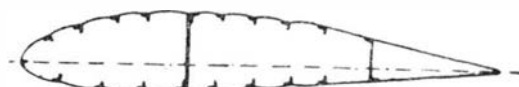
dła, pozostawiając grubość jego stałą na całej rozpiętości skrzydła. Pokrycie noska skrzydła wykonuje się z dwu tłoczonych arkuszy duralu o grubości 2,5 mm, które łączą się między sobą w styk na przedniej krawędzi skrzydła. Oczywiście, że warunek równej wytrzymałości nie jest przy tym ściśle zachowany i konstrukcja skrzydła posiada w tej postaci zbyt ciężki ciężar. Brak jednak w pokryciu szwów był usprawiedliwiony dążnością konstruktora do zmniejszenia oporu czołowego skrzydła.



Rys. 2

TL-62/52-R2

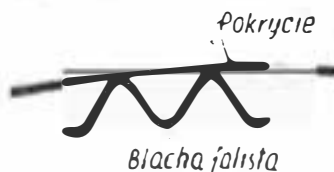
Postawione przed konstruktorem zadanie nie byłoby całkowicie rozwiązane, jeśliby wewnętrzny szkielec skrzydła, podtrzymujący pokrycie, pozostał bez zmiany.



Rys. 3

TL-62/52-R3

Praktyka wykazała, że poprzeczny przekrój (profil) skrzydła nawet przy grubym (w skrajnym przypadku, w granicach rozsądnej celowości) pokryciu w miejscu łączenia go do podłużnicy nie zachowuje koniecznej płynności krzywizny, wymaganej na podstawie teoretycznych obrysów. W miejscu łączenia pokrycia z prostoliniowym profilem podłużniczki (rys. 2) powstają punkty wgiętych załamań, które nadają profilowi kształt fali (rys. 3). Nie rozwiązuje też zagadnienia stosowanie jako podłużniczek profili o przekroju krzywoliniowym w postaci fal lub innych (rys. 4).

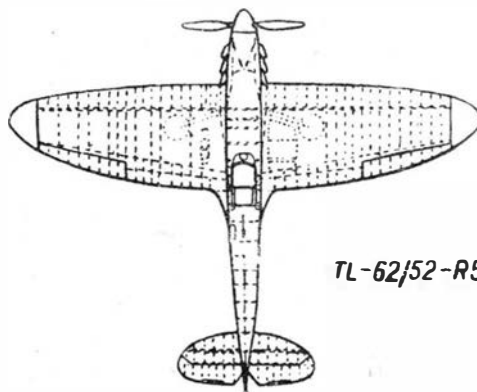


TL-62/52-R4

Rys. 4

Sprawa polega na tym, że mimo krzywoliniowych kształtów przekroju profil podłużnicy winien też mieć krzywoliniowy kształt w kierunku swej długości w postaci linii śrubowej. Należy pamiętać, że ukosy pasów dźwigarów mają kąty zmienne wzdłuż rozpiętości. Te same wymagania stawiane są i podłużniczkom, jeśli chcemy otrzymać doskonałą powierzchnię skrzydła.

W konstrukcji wewnętrznego szkieletu skrzydła samolotu „Spitfire” zastosowano też specjalne rozwiązania, które umożliwiły otrzymanie znacznie lepszej powierzchni noska skrzydła.



Rys. 5

TL-62/52-R5

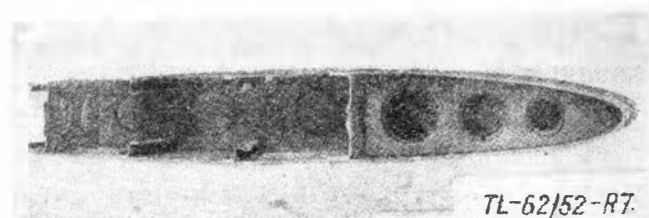
Skrzydło samolotu „Spitfire” (rys. 5) posiada obrys kształtu eliptycznego, co powoduje podwójną krzywiznę jego zewnętrznej powierzchni. By otrzymać arkusz pokrycia (długości 5 m i szerokości 0,7 m przy $\delta = 2,5$ mm) o wymaganej krzywiznie, należy go przedtem ob-

robić na specjalnym wytłoczniku, w przeciwnym bowiem razie przy składaniu skrzydła jest nadzwyczaj trudno dopasować go zgodnie z szablonami. Po obrobieniu na wytłoczniku arkusz uzyskuje wraz z wymaganym kształtem i pewną sztywność spowodowaną krzywizną. Sztywność ta ułatwia utrzymanie w produkcji doskonałej powierzchni skrzydła, lecz równocześnie utrudnia ona łączenie prostoliniowej podłużniczki do pokrycia. Stąd zachodzi konieczność nadania podłużniczce wstępnego wygięcia, lub wykonania jej dzielonej. W skrzydle samolotu „Spitfire” wszystkie podłużniczki wykonane są jako dzielone, o długości około 120 — 140 mm.

Z drugiej strony nawet tak krótka podłużniczka, jeśli będzie ona miała półkę co do grubości równą pokryciu noska, przy łączeniu nitami z pokryciem zniekształci całą powierzchnię skrzydła. Dla uniknięcia tego w konstrukcji skrzydła samolotu „Spitfire” podłużnice są 2,5 razy cieńsze od pokrycia noska. Zakłada się, że przy nitowaniu takiej podłużniczki półka jej pod uderzeniami młotka będzie znacznie łatwiej odkształcać się, aniżeli pokrycie. Wymaganą sztywność podłużniczki, która przy grubym pokryciu winna być dość znaczna, uzyskuje się dzięki jej wysokości (rys. 6). Z punktu widzenia wytrzymałości użycie tego typu podłużniczki trafnie rozwiązuje zadanie wyłączenia podłużniczki z pracy na ściskanie, przy wystarczającej sztywności jej na zginanie.

Wstępne tłoczenie pokrycia, użycie dzielonych podłużniczek i inne, wprowadzają pewne trudności w procesie wykonania skrzydła, konstruktor zdecydował się jednak na nie dla uzyskania doskonałej powierzchni noska.

Jeśli wziąć pod uwagę, że droga zwiększenia grubości pokrycia można otrzymać lepszą powierzchnię skrzydła, to specjalne korzyści winno dać tu pokrycie skrzydła sklejką. Jak wiadomo, grubość jej przy tym samym ciężarze jest 3,5 razy większa od grubości pokrycia duralowego a technologiczny proces łączenia jej do szkieletu skrzydła nie powoduje jakichkolwiek miejscowych odkształceń trwałych. Stąd powierzchnia skrzydła pokrytego sklejką winna być doskonała. W czasie jednak eksploatacji samolotu, na skutek znacznych dopuszczalnych naprężeń w sklejkę i pod wpływem warunków atmosferycznych, pokrycie na skrzydle obwisa, pęka, a farba wraz ze szpachlówką odstaje.



Rys. 7

Istnieje jeszcze druga metoda otrzymania doskonałej powierzchni skrzydła, stosowana w konstrukcjach. Na rys. 7 podana jest fotografia przekroju statecznika samolotu Bell P-39 „Airacobra”, z którego widać, że pokrycie statecznika w przybliżeniu do 40% cięższy zupełnie nie posiada podłużnic. Należy przyjąć, że zastosowane jest to dla uzyskania przez konstruktora gładkiej powierzchni noska statecznika.

Dla uzyskania dobrej powierzchni skrzydła wskazane jest nie używać podłużniczek. Tym też można wyjaśnić, jak zobaczymy dalej, wybór układu bezpodłuż-

niczkowego dla skrzydła z profilem szybkościowym (laminarnym) przez konstruktora samolotu Bell P-63. W przypadku tym jednak nie można obejść się bez pewnego zwiększenia grubości pokrycia, nie tyle ze względów wytrzymałościowych, ile ze względu na odkształcenia pokrycia. Prócz tego powstają znaczne trudności obliczeniowe przy wyborze grubości pokrycia, rozstawienia żeber itp.

2. Nowoczesne wymagania stawiane konstrukcji skrzydła szybkiego samolotu

W stosunku do zewnętrznego wykończenia powierzchni skrzydła z profilem szybkościowym stawiany jest szereg nowych, bardzo ostrych wymagań, które prawie nie różnią się od technicznych wymagań wykonania powierzchni modeli skrzydeł, przeznaczonych do dmuchań w tunelach aerodynamicznych. Ponieważ skrzydło samolotu przenosi bardzo duże obciążenia aerodynamiczne, powstają bardzo poważne wymagania co do jego odkształceń w locie.

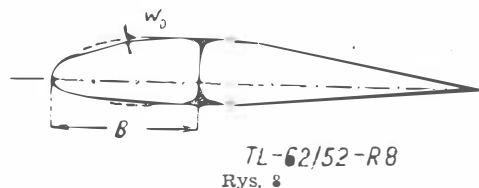
Zasadnicze wymagania są następujące:

1) Produkcyjne wykonanie profilu skrzydła wzdłuż całej rozpiętości winno ściśle odpowiadać założonym teoretycznym obrysom, przy czym bardzo niepożądane jest istnienie jakichkolwiek występow lub wgłębień na powierzchni skrzydła, jakkolwiek byłyby one nieznaczne.

2) W locie poziomym samolotu na V_{max} miejscowe odkształcenia pokrycia (rys. 8) nie powinny przekraczać

$$W = \frac{w}{B} \leq 0,02$$

Przy tym w pokryciu nie powinno być zupełnie fal przekątnych. Wystąpienie tych fal w pokryciu w przypadku lotu na V_{max} mało prawdopodobne, a istnienie ich może być wyjaśnione powstaniem trwałych odkształceń w czasie poprzednich lotów. Dlatego też należy drogą obliczeń upewnić się, że przy wszelkich obciążeniach eksploatacyjnych w pokryciu skrzydła nie wystąpią miejscowe odkształcenia trwałe, w przeciwnym bowiem razie odkształcenia te w następnych lotach



Rys. 8

zniekształcą obraz opływu profilu skrzydła. Wymagania dotyczące trwałych odkształceń zawarte są zazwyczaj w normach wytrzymałości, stosowane są one do całej konstrukcji, w tej liczbie i do pokrycia, z praktyki jednak budowy samolotów wiadomo, że po pewnej ilości godzin eksploatacji bojowej samolotu pokrycie skrzydeł osiada między podłużniczkami i tym samym oczywiście zniekształca się początkowy kształt profilu.

Jest całkowicie dopuszczalne, że wybór grubości pokrycia skrzydła, obliczonego na bardzo duże prędkości lotu, będzie zależeć od wielkości jego odkształcenia w locie poziomym przy V_{max} . Dlatego też przy obliczeniu nowoczesnego skrzydła pod względem wytrzymałości konieczne jest dodatkowe uwzględnienie następujących przypadków:

3) Lot poziomy samolotu przy V_{max} . Obciążenie obliczeniowe na skrzydło równe jest

$$P_{obl} = m \cdot v \cdot G_c$$

gdzie G_c — pełny ciężar w locie; $m = 1$, $v = 1$.

Rozkład obciążenia wzdłuż rozpiętości zwyczajny; rozkład obciążenia wzdłuż cięciwy — zgodnie z dmuchaniami skrzydła. W przypadku tym pokrycie nie powinno wykazywać odkształceń większych, niżeli wskazane w p. 2 wymagań (patrz poprzednie).

4) Przypadek maksymalnych obciążeń eksploatacyjnych.

Wielkości obciążeń obliczeniowych i momentów skręcających

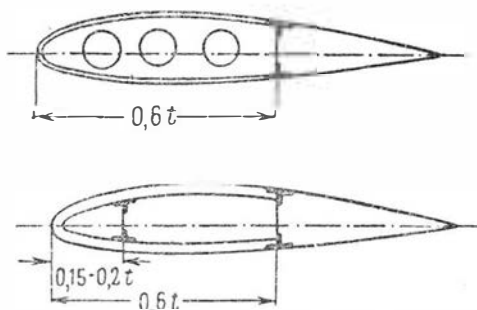
$$P_{obl} = P_{max e} \cdot v$$

$$M_{skr obl} = M_{skr max e} \cdot v$$

gdzie $P_{max e}$ i $M_{skr max e}$ — maksymalne wartości eksploatacyjnych obciążeń i momentów skręcających, działających na pokrycie skrzydła, wybrane z wszystkich przewidzianych przypadków obliczeniowych; $v = 1,2$.

Rozkład obciążenia wzdłuż rozpiętości zwyczajny, a wzdłuż cięciwy skrzydła z uwzględnieniem ściśliwości powietrza. Pokrycie przy tym nie powinno ulegać trwałym odkształceniom.

Uwzględniając podane wymagania i posiadane doświadczenie budowy skrzydeł ze szkieletem podłużnicowym, należy wyprowadzić wniosek, że konieczne jest na przestrzeni w skrajnym przypadku początkowych 60% cięciwy nie stosowanie podłużnic i innych podłużnych elementów, związanych z pokryciem skrzydła, dając za to większą ilość żebier. Tylko w tym przypadku można liczyć się z otrzymaniem dobrej powierzchni skrzydła.



TL-62/52

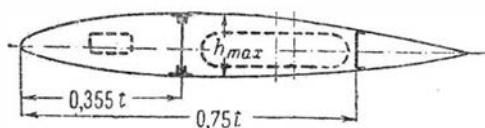
Rys. 9

Do podłużnych elementów skrzydła należy też zaliczyć pasy dźwigarów. Pokrycie nie jest związane z pasem dźwigara, schemat zaś pracy pokrycia na ścinanie i ściskanie ulega zasadniczym zmianom, ponieważ wydatek naprężeń nie trafia z dźwigara bezpośrednio na pokrycie, lecz początkowo przechodzi na półki żebier. Na rys. 9 pokazane są możliwe układy konstrukcji, w których dźwigary w przedniej części skrzydeł nie są związane z pokryciem. W dalszym ciągu omówimy możliwości praktycznego wykonania takich układów.

3. Konstrukcja skrzydeł szybkich samolotów.

Pierwszym ze znanych nam samolotów, dla którego projektowane było skrzydło z szybkościowym profilem, był samolot myśliwski „Mustang” P-51. Jego całkowicie metalowe skrzydło — monoblokowej konstrukcji — posiada gęsto położone mocne podłużnice i pokrycie grubości 1,5 mm. Wybrany przez konstruktora układ monoblokowy dla skrzydła z profilem szybkościowym należy uważać za nieodpowiedni, ponieważ sztywny układ podłużnic jeszcze w czasie wykonania ściąga pokrycie, na skutek czego otrzymuje się niewystarczająco gładką powierzchnię skrzydła.

Firma Bell wypuściła samolot myśliwski P-63, którego skrzydło posiada profil szybkościowy. Konstruktor tego samolotu poświęcił wiele uwagi rozwiązaniu skrzydeł i uzyskał wyniki zasługujące na rozpatrzenie.



TL-62/52

Rys. 10

Na rys. 10 pokazany jest schemat przekroju skrzydła samolotu P-63. Ze schematu tego widać, że skrzydło nie posiada podłużniczek. Jedyne dźwigary skrzydła położo-

ny jest w pobliżu maksymalnej wysokości profilu. Możliwe, że wymagania rozmieszczenia koła zmusiły konstruktora do umieszczenia dźwigara w punkcie maksymalnej wysokości profilu. Skrzydło posiada znaczną ilość głównych i dodatkowych żebier, które podtrzymują pokrycie skrzydła co każde 110—112 mm na początku wolnonośnej części skrzydła i co 220 mm na końcu. U nasady skrzydła grubość pokrycia równa jest 2 mm, na łączeniu i części zewnętrznej pokrycie jest grubości zmiennej — od 1,75 do 1,0 mm. Zbiorniki paliwowe i ich wzierniki umieszczone są za dźwigarem i za węzłem zamocowania podwozia do skrzydła. Wewnątrz noska skrzydła na całej jego długości ciągnie się korytko, przez które doprowadzona jest taśma z nabojami. Załadunek taśmy wykonuje się z czoła skrzydła, wskutek czego odpada konieczność wzierników do skrzynek z nabojami. Wszystkie te środki umożliwiły otrzymanie doskonałej powierzchni skrzydła, wyróżniającej się wyraźnie od powierzchni zwykłych skrzydeł.

W kolejnym przejściu od konstrukcji skrzydła z podłużniczkami do skrzydła z podłużniczkami dzielonymi na samolocie „Spitfire” i dalej do bezpodłużniczkowego skrzydła samolotu P-63, można zauważyć pewną prawidłowość w rozwoju konstrukcji skrzydeł samolotów myśliwskich projektowanych dla dużych prędkości lotu.

W rozpatrzonych przez nas konstrukcjach skrzydeł w różnym stopniu przy większym lub mniejszym zwiększeniu ciężaru, zadanie rozwiązane zostało praktycznie, lecz nie zasadniczo: ani jedna z tych konstrukcji nie spełnia wymagań stawianych w stosunku do skrzydeł dla dużych prędkości. W świetle tych rozważań szczególną korzyść daje skrzydło z wewnętrznym wypełniaczem pokrycia.

Skrzydło z wypełniaczem (pokrycie typu sandwicz). Zasada takiej konstrukcji polega na tym, że płyta składająca się z dwu arkuszy sklejk z wypełniaczem między nimi, przy całkowitej grubości 10—12 mm, posiada znaczną sztywność na zginanie. W wyniku tego dla nadania jej sztywności na ściskanie nie tylko nie trzeba stosować podłużnic, ale i odległości między żebierami mogą być znacznie większe. Praca podłużnic w tego rodzaju konstrukcji zastąpiona jest pracą samego pokrycia, przy czym rola wypełniacza jest identyczna do roli pionowych ścianek podłużnic, to znaczy wypełniacz w pierwszym rzędzie przejmuje ścinanie przy zginaniu łącznym całej płyty.

Pokrycie z wypełniaczem korzystne jest dla skrzydeł szybkich samolotów, ponieważ nie traci ono stateczności aż do momentu zniszczenia.

Technologiczny proces wykonania skrzydła z pokryciem zawierającym wypełniacz nie powoduje specjalnych trudności, zagadnienie zaś sklejkowania arkuszy sklejk z wypełniaczem wymaga dokładnego opracowania. Wydaje się korzystne zastosowanie konstrukcji pokrycia z wypełniaczem związanym nie tylko ze sklejką, lecz i z płytami z innych materiałów, na przykład z arkuszami duralu lub z arkuszami mas plastycznych, idea ta jednak ograniczona jest przede wszystkim zagadnieniami klejenia. Podajemy więc tu tylko pewne dane o pokryciach, w których wypełniacz związany jest ze sklejką.

Wymagania techniczne stawiane wypełniaczowi w zależności od obranego układu skrzydła, od odległości między żebierami, od wytrzymałości i materiału pokrycia w każdym przypadku będą różne, jak różny byłby w tych przypadkach i podłużnicowy szkielet skrzydła. Ponieważ zaś konstruktor zawsze może zmieniać wysokość wypełniacza, a tym samym otrzymać różne wartości sztywności pokrycia, techniczne wymagania stawiane wypełniaczom można zgrupować w zależności od materiału pokrycia. Okazało się przy tym, że wymagania te winny przede wszystkim dotyczyć wytrzymałości i sztywności wypełniacza na ścinanie.

Konstrukcje skrzydeł, w których zamiast podłużniczek stosuje się lekki wypełniacz, należy uważać za doświadczone. Wymagają one jeszcze znacznej pracy

naukowo-badawczej, tak co do doboru materiału korzystnego w użyciu w charakterze wypełniacza, jak i co do analizy wytrzymałości takich skrzydeł. Samą jednak ideę zamiany w konstrukcji szybkiego skrzydła podłużniczek na wypełniacz należy już teraz uważać za zastępującą na wzięcie pod uwagę. Przy zastosowaniu odpowiedniego wypełniacza nadzwyczaj prosto rozwiązać można zadanie układu skrzydła nie wykazującego większych odkształceń powierzchni nawet przy większych obciążeniach.

Kolejno rozpatrzone zostaną jedynie zagadnienia obliczenia wytrzymałościowego skrzydła bezpodłużniczkowego.

4. Zagadnienia mechaniki budowy skrzydła bezpodłużniczkowego.

Przejdźcie do skrzydeł z szybkościowymi profilami stawia przed konstruktorem szereg nowych zadań z wytrzymałości skrzydła. W skrzydle bezpodłużniczkowym pokrycie, nie posiadające znacznej części podparcia, łatwiej traci stateczność i daje bardziej głębokie fale, aniżeli w skrzydle z podłużniczkami. Zachodzi konieczność zastosowania pokrycia większej grubości, co nieuchronnie prowadzi do zwiększenia jednostkowego ciężaru skrzydła. Najlepsze rozwiązanie problemu jest trudnym zadaniem, w którym winny być wyjaśnione następujące zagadnienia:

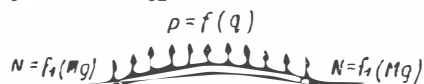
jak umieścić dźwigar w skrzydle,

jaka winna być grubość pokrycia i jakie winno być rozstawienie żeber (oba te zagadnienia są ściśle ze sobą związane),

jaka winna być wytrzymałość pólek żeber.

Jasne jest, że w zależności od użytych materiałów rozwiązanie postawionych zadań będzie się zasadniczo różnić. W pierwszym rzędzie omówimy duralową konstrukcję skrzydła.

Na odkształcenia pokrycia w bezpodłużniczkowym skrzydle znaczny wpływ ma obciążenie aerodynamiczne, działające bezpośrednio na pokrycie. Jeżeli brzegi pokrycia można uważać za zamocowane względem sił osiowych, powstaje zjawisko membranowe, przy którym pokrycie pracuje na zginanie z rozciąganiem. Przy ogólnym zaś zginaniu cała górna powierzchnia skrzydła otrzymuje dodatkowe odkształcenie od ściskania, przy którym każdy przelot między żebrami skraca się. W wyniku może się zdarzyć, że przy pewnym stosunku sił pokrycie będzie rozciągane.



TL-62/52-R11

Rys. 11

W różnych przypadkach obliczenia będziemy mieli różne kombinacje sił działających na pokrycie (rys. 11): poprzecznych od strumienia powietrza i sił podłużnego ściskania, przy czym siły poprzeczne w naszym przypadku odgrywają tak samo ważną rolę, jak i siły podłużnego ściskania. Rola sił poprzecznych jest podwójna i z jednej strony bezpośrednie odkształcenia zginania i rozciągania pokrycia pod działaniem obciążenia poprzecznego wywołują zniekształcenie profilu skrzydła i winny być rozpatrywane jako jedna ze znacznie trudności przy projektowaniu szybkiego skrzydła, z drugiej — obciążenie to korzystnie wpływa na odkształcenie od ściskania, zmniejszając je i nie dopuszczając do przegięć pokrycia do wnętrza skrzydła. Ostatnia sprawa jest ważna, gdyż doświadczalnie wykryto i teoretycznie potwierdzono, że miejscowe przegięcia skierowane do środka walcowej skorupy, która utraciła stateczność, są znacznie większe od tych, które są skierowane na zewnątrz. Oznacza to teoretycznie, że zamiana walcowej skorupy uproszczonym modelem rury, której ściany symetrycznie tracą stateczność, jest bardziej realna, zwłaszcza przy istnieniu poprzecznego obciążenia. W każdym przypadku, przy badaniu skrzydła jednego

z samolotów różnica w zachowaniu się zewnętrznego pokrycia lewego skrzydła, ściskanego na skutek ogólnego zginania skrzydła — i prawego, obciążonego siłą poprzeczną, była bardzo znaczna. W pierwszym przypadku wszystkie fale były skierowane do wnętrza skrzydła, w drugim — na zewnątrz.

W stosunku do zjawiska membranowego należy zaznaczyć, że naciągnięcie pokrycia może istnieć tak w kierunku podłużnym wzdłuż dźwigara, jak i w poprzecznym — wzdłuż żeber, przy czym zjawisko to wzdłuż żeber, które dokładniej należy nazwać zjawiskiem łuku, może być znaczne, ponieważ w tym kierunku istnieje początkowa krzywizna pokrycia.

W pierwszym przybliżeniu rozwiązania tego zadania będziemy rozpatrywać miejscowe odkształcenia od ściskania i zginania pola płyty, zaniedbując zjawisko wpływu łuku. Kolejno uwzględnimy krzywiznę pokrycia, a wtedy okaże się, że w pewnych przypadkach wpływ krzywizny jest znaczny.

Ogólne odkształcenie skrzydła przy zginaniu wywołuje odkształcenie od ściskania całej górnej powierzchni skrzydła. Jeśli przyjmujemy, że pokrycie może być zastąpione szeregiem belek-płytek, dla których żebra są oporami, to ogólne zginanie skrzydła wywoła zbliżenie tych opór. Zamiast zbliżenia opór można wziąć wielkość naprężenia w elementach pracujących, na przykład w pasach dźwigarów. Oczywiście, że naprężenie takie związane jest z przesunięciem opór następującą zależnością:

$$\sigma = \frac{\Delta l}{l} E,$$

gdzie l = długość przelotu,

E = moduł sprężystości materiału pasa dźwigara.

Zaznaczamy, że przy pewnej kombinacji poprzecznej obciążenia i ogólnego naprężenia σ naprężenie w samym pokryciu może okazać się równe zeru.

Ogólne równanie, dające zależność odkształcenia (względne wydłużenia) pasa dźwigara i pokrycia, wygląda następująco:

$$\frac{\sigma}{E} = \frac{\sigma}{E} - \frac{\pi^2}{4l^2} \cdot f_1^2,$$

gdzie σ i E — odpowiednie naprężenie i moduł sprężystości pokrycia,

f_1 — maksymalne ugięcie pokrycia z uwzględnieniem tego, że naprężenie ściskania równe jest w nich σ ; przy tym zakłada się, że linia sprężysta ma kształt cosinusoidey, to znaczy płyta zamocowana jest na podporach.

Jak wiadomo, w przybliżeniu ugięcie ściskano-zginanej zamocowanej belki może być wyrażone wzorem:

$$f_1 = f \cdot \frac{1}{1 - \frac{\sigma}{\sigma_e}},$$

gdzie σ_e — naprężenie eulerowskie płytki, które w przypadku wieloprzelotowej niedzielonej belki z równymi przelotami winno być przyjęte jako krytyczne naprężenie w belce zamocowanej na końcach;

f — ugięcie belki-płytki bez uwzględnienia ściskania;

$$f = \frac{1}{384} \frac{ql^4}{E'J}$$

q = obciążenie bieżące,

$E'J$ — sztywność cylindryczna pokrycia belki-płytki, zamocowanej na podporach.

Ogólne równanie odkształceń otrzyma postać:

$$\frac{\sigma}{E} = \frac{\sigma}{E} - \left(\frac{\pi}{768} \frac{ql^3}{E'J} \right)^2 \cdot \left(\frac{1}{1 - \frac{\sigma}{\sigma_e}} \right)^2 \quad [1]$$

albo

$$\sigma = \sigma \frac{E}{E} - E \cdot \left(\frac{\pi}{768} \frac{ql^3}{E'f} \right)^2 \cdot \left(\frac{1}{1 - \frac{\sigma}{\sigma_e}} \right)^2 \quad [2]$$

Przyjmijmy $\sigma = 0$; otrzymamy następujący wzór na σ_0 :

$$\bar{\sigma}_e = -E \cdot \left(\frac{\pi}{768} \frac{ql^3}{E'f} \right)^2$$

Równanie osiowych odkształceń pozwala znaleźć σ przy danych $\bar{\sigma}$ i q , przy czym przy rozwiązaniu otrzymuje się równanie trzeciego stopnia. Znajac σ , można wyznaczyć i ugięcie końcowe. Wyznaczanie jednak ugięć, a także σ można prowadzić tylko tak długo, póki σ nie przekroczy krytycznego naprężenia eulerowskiego przy danym sprężystym zamocowaniu podpór. Przy dalszym zwiększeniu zbliżenia podpór ugięcie będzie się już zwiększać, chociażby nie było żadnego obciążenia poprzecznego na belce. W szczególności, jeśli końce belki swobodnie są oparte, to ugięcie będzie się zwiększać według sinusoidy, to znaczy, jeśli na jednym przelocie będzie ono iść do góry, to na sąsiednim przelocie pójdzie ono w dół.

Ponieważ nas interesuje ugięcie w środku przelotu, zaznaczamy, że dodatkowe ugięcie na skutek zbliżenia opór bardzo mało zależy od zamocowania na oporach i w przybliżeniu może być otrzymane z wzoru:

$$\bar{f} = \frac{2l}{\pi} \cdot \sqrt{\frac{\Delta \sigma}{E}}$$

gdzie $\Delta \sigma$ — dodatkowe naprężenie ponad krytycznym.

Jeśli w ogólne równanie [2] podstawić σ_{kr} , to znajdziemy pewną wartość σ_{kr} , którą można nazwać krytycznym naprężeniem rozpierania:

$$\bar{\sigma}_{kr} = \sigma_{kr} \frac{E}{E} - E \cdot \left(\frac{\pi}{768} \frac{ql^3}{E'f} \right)^2 \cdot \left(\frac{1}{1 - \frac{\sigma_{kr}}{\sigma_e}} \right)^2$$

Oczywiście, że

$$|\sigma_{kr}| > |\sigma_{kr}|$$

W momencie, gdy wielkość σ osiąga σ_{kr} , ugięcie może być znalezione z wzoru:

$$f' = f \frac{1}{1 - \frac{\sigma_{kr}}{\sigma_e}}$$

Przy dalszym zwiększeniu $\bar{\sigma}$ ugięcie będzie wyrażać się tak:

$$f = f' + \bar{f} = f \frac{1}{1 - \frac{\sigma_{kr}}{\sigma_e}} + \frac{2l}{\pi} \sqrt{\frac{\Delta \sigma}{E}}$$

gdzie $\Delta \sigma = \sigma - \sigma_{kr}$

Z całej przedstawionej tu teorii¹⁾ wynika, jak ważne jest dysponowanie wartością σ_{kr} dla danego pokrycia, ponieważ po osiągnięciu tej wartości ugięcie zaczyna szybko się zwiększać. Wyjątkiem jest taki przypadek, gdy belka-płytkę zamocowaną jest na podporach absolutnie sztywno. Przy takim zamocowaniu, jak widać z ogólnego równania odkształceń, belka-płytkę wogóle nie może utracić stateczności, ponieważ przy tym ostatni wyraz prawej części, zawierający mnożnik

$$\frac{1}{1 - \frac{\sigma}{\sigma_e}}$$

zamienia się w nieskończoność, a więc równanie zamienia się w tożsamość tylko w tym przypadku, jeśli $\sigma = \infty$, co w rzeczywistości nigdy nie może mieć miejsca.

1) Niektóre szczegóły tej teorii podane są w książce P. F. Papkowicza „Stroitielnaja mechanika korabla“, cz. II. Wyd. „Morskoj transport“, 1945.

Dotychczas nie uwzględnialiśmy krzywizny powierzchni pokrycia, to znaczy ten podtrzymujący czynnik, który odgrywa krzywizna dla każdej izolowanej belki-płytki. Dla skorup walcowych przybliżonym modelem jest belka-płytkę w postaci tworzących pewnej rury o promieniu równym pewnemu średniemu promieniowi pokrycia. Wiadomo jest, że rozpatrzenie takiego zadania sprowadza się do badania pracy belki-płytki w ośrodku sprężystym, przy czym współczynnik sprężystości podłoża związany jest z promieniem skorupy zależnością:

$$k = \frac{E\delta}{R^3}$$

gdzie R — promień krzywizny.

Można założyć, że w pierwszym przybliżeniu wzory zestawione dla belki-płytki pozostaną tego samego rodzaju, tylko wartość f , σ_{kr} i σ_e dla krzywoliniowej skorupy należy brać z uwzględnieniem sprężystego ośrodka, to znaczy należy uważać:

f_c — za ugięcie zamocowanej belki-płytki, pogrążonej równomiernie w ośrodku sprężystym ze współczynnikiem sprężystości k ,

σ_e — za naprężenie eulerowskie dla tejże płytki z zamocowanymi końcami,

σ_{kr} — za naprężenie eulerowskie dla tejże płytki, lecz z zamocowaniem sprężystym.

W każdym przypadku przybliżenie takie będzie słuszne dla tego przypadku, gdy odkształcenie belki-płytki w ośrodku sprężystym da jedną falę, co odpowiada obrazowi zjawiska przy zwykłych parametrach geometrycznych. Pod działaniem obciążenia poprzecznego płyta walcowa podlega znacznym rozciąganiom wzdłuż swoich krzywoliniowych tworzących. Materiały posiadające duży współczynnik Poissona będą dawać odkształcenia w kierunku tworzących prostoliniowych; dlatego naturalne jest wprowadzenie w równanie odkształceń wyrazu chociaż w przybliżeniu uwzględniającego te zależności. W tym przypadku ogólne równanie odkształceń może być przedstawione w następującej formie²⁾

$$\bar{\sigma} = \sigma \frac{E}{E} - \frac{\pi^2}{4} \cdot \frac{E}{l^2} \cdot f_c^2 \cdot \left(\frac{1}{1 + \frac{\sigma}{\sigma_{ec}}} \right)^2 - \frac{E}{\pi R^2} f_c \cdot \frac{1}{1 + \frac{\sigma}{\sigma_{ec}}}$$

Podając ten przybliżony wzór, wyprowadzony jedynie na podstawie analogii, od razu przestrzegamy, że może on mieć jedynie wartość orientacyjną. Wzór ten usprawiedliwiony jest jedynie dlatego, że przy porównaniu wyników, otrzymanych z niego, z wynikami otrzymanymi przy pomocy bardziej dokładnych i złożonych metod, występują nie bardzo duże różnice pod warunkiem, że linia sprężysta belki-płytki nie posiada więcej jak jedną falę.

Rozpatrując jakkolwiek przypadek obliczenia skrzydła, obciążenie poprzeczne jest wprost proporcjonalne do momentu gnącego skrzydła, a tym samym w przybliżeniu proporcjonalne do σ . Współczynnik proporcjonalności dla każdego przypadku obliczenia będzie mieć określoną wartość. Przy rozpatrzeniu jakiegokolwiek obciążenia, na przykład wyrwania lub działania burzliwej atmosfery, zależności nie będą już liniowe, lecz będą pewną funkcją $\sigma = \varphi(q)$. Oto dlaczego przy praktycznych rozwiązaniach należy unikać bezpośredniego rozwiązywania równania trzeciego stopnia dla σ względem parametrów q i $\bar{\sigma}$. Praktycznie wygodniej jest najpierw sporządzić wykresy, dające zależność $\bar{\sigma}$ i q dla różnych wartości σ , aż do σ_{kr} , które może być określane wcześniej. W ten sposób może być sporządzana wykreślnie rodzina krzywych $\bar{\sigma}$ w zależności od q . Na wykres ten można nanieść rzeczywiste krzywe $\sigma = \varphi(q)$ dla różnych przypadków; przecięcia tych krzywych z

2) Patrz także praca I. A. Swierdłowa „Opredelenije progibow obsziwki kryla, Tieshnieskieje Zamietki WWA.KA“, wyd. 7; bardziej złożone wzory, podane w tej pracy, słuszne są nie dla wszystkich złoża parametrów, określających geometrię płyty.

liniami rodzin daje związek $\bar{\sigma}$ z σ i umożliwia sporządzenie wykresów odkształceń pokrycia w zależności od σ .

O ile w to równanie odkształceń wchodzi wielkość σ_{ec} — krytyczne naprężenie w ściskanej, walcowej skorupie, jest konieczne dobrać także dla tej wielkości wygodny wzór przybliżony, chociaż jak już było wskazane, w razie istnienia obciążenia poprzecznego takie naprężenie krytyczne z reguły nie jest osiągnięte. Tym nie mniej wielkość σ_{ec} jest bardzo ważną charakterystyką sztywności danego pokrycia i znajomość jej, nawet bez rozwiązania ogólnego równania odkształceń, umożliwia wydanie sądu o zachowaniu się pokrycia. Dlatego też postaramy się cokolwiek dokładniej wyznaczyć tę wielkość.

Należy zaznaczyć, że właśnie w zakresie skorup krzywoliniowych zawsze wzory teoretyczne źle sprawdzają się doświadczeniem. Do liczby ich zalicza się i wzór Southwella dla wyznaczenia stateczności płyt krzywoliniowych. Jak później wyjaśniło się, do tego teoretycznego wzoru należy wprowadzić współczynnik korygujący, równy około 2/3.

Ponieważ w naszym przypadku, przy braku podłużniczek szerokość swobodnych płyt znacznie przekracza długość, jako model wyjściowy badanej płyty w przybliżeniu może być wzięta ściskana rura ze sprężystie zamocowanymi ściankami. Bada się przy tym zagadnienie miejscowej utraty stateczności przez jej ścianki. Przy odkształceniach symetrycznych względem osi zadanie rozwiązuje się zupełnie dokładnie. Analiza zależności otrzymanych według tej teorii wykazuje, że jako przybliżone wzory dla wyznaczenia σ_{kr} można przyjąć następujące:

Przy utracie przez płytę stateczności w formie jednej fali:

$$S_{kr} = \sigma_{kr} \delta = k \cdot \left(\frac{c_1 \pi^2 E' J}{l^2} + \frac{4}{9} \frac{l^2 \delta E}{\pi^2 R^2} \right),$$

w formie zaś dwu fal:

$$S_{kr} = \sigma_{kr} \delta = k \cdot \left(\frac{c_2 \pi^2 E' J}{l^2} + \frac{1}{9} \frac{l^2 \delta E}{\pi^2 R^2} \right),$$

gdzie S_{kr} — krytyczna siła, odniesiona do jednostki szerokości płyty (zazwyczaj do 1 cm),

E' — walcowy moduł sprężystości pokrycia,

E — moduł sprężystości materiału pokrycia,

J — moment bezwładności pokrycia, odniesiony do jednostki szerokości,

l — odległość między podporami,

δ — grubość płyty,

R — promień krzywizny płyty,

c_1 — współczynnik zamocowania płyty (przyjmuje się, że sztywność prawej i lewej podpory jest jednakowa),

$$\frac{\lg \left(\frac{\pi \sqrt{c_1}}{2} \right)}{\pi \sqrt{c_1}} = N \frac{E' J}{l}$$

N — współczynnik sprężystego zamocowania płyty pokrycia szerokości jednostki,

c_2 — współczynnik zamocowania z wzoru Eulera przy utracie stateczności z dwoma falami, określony z równania:

$$\frac{\operatorname{ctg} \left(\frac{\pi \sqrt{c_2}}{2} \right)}{\pi \sqrt{c_2}} = \frac{2}{\pi^2 l} = N \frac{E' J}{l};$$

k — ogólny współczynnik korygujący, którym uwzględnia się różnicę między rzeczywistą utratą stateczności w skrzydle i otrzymaną obliczeniem z wzoru, opartego na schematyzacji wszystkich zjawisk.

W pierwszym przybliżeniu przyjmuje się k równe jednności, dalsze zaś poprawienie wyników wykaże, czy dany współczynnik niewątpliwie większy jest od jednności. Faktycznie w skrzydle rzeczywistym uwzględnione są następujące czynniki, powodujące zwiększenie krytycznego naprężenia w pokryciu:

— podparcie pokrycia koło dźwigara,

— nierównomierne naprężenie ściskania w pokryciu na skutek zbliżenia pokrycia do osi obojętnej, jak i na skutek odkształceń stycznych,

— wpływ obciążenia poprzecznego, które w płytach walcowych może znacznie zwiększyć naprężenie krytyczne³⁾.

Z dwu podanych wzorów należy przyjąć to naprężenie, które ma mniejszą wielkość.

Wzory dla trzech fal nie zostały podane, gdyż przy zazwyczaj stosowanych grubościach pokrycia i długościach przelotów przypadek ten nie zajdzie. Łatwo rozwiązuje się zadanie, przy jakiej długości przelotu siła krytyczna odpowiadająca jednej fali będzie równa sile takież odpowiadającej dwóm falom. Dla znalezienia tej wielkości należy porównać oba wzory i z otrzymanego ogólnego równania wyznaczyć l ;

$$\frac{c_1 \pi^2 E' J}{l^2} + \frac{4}{9} \frac{l^2 \delta E}{\pi^2 R^2} = \frac{c_2 \pi^2 E' J}{l^2} + \frac{1}{9} \frac{l^2 \delta E}{\pi^2 R^2}$$

$$\frac{(c_2 - c_1) \pi^2 E' J}{l^2} = \frac{1}{3} \frac{l^2 \delta E}{\pi^2 R^2}$$

$$l = \pi \sqrt[4]{\frac{3 (c_2 - c_1) E' J}{\delta E}}$$

Z podanych wzorów były wykonane liczbowe obliczenia dla pokrycia skrzydła w przybliżeniu dla pewnego średniego pokrycia duralowego o grubości $\delta = 1,2$ mm przy odległości między żebrami 220 mm. Obliczenia były wykonane dla dwu przypadków: dla pokrycia płaskiego (na samolotach w rzeczywistości nie jest używane) i dla pokrycia krzywoliniowego o promieniu krzywizny $R = 2500$ mm.

Z obliczenia liczbowego wyciągnięto następujące wnioski:

1) Przy małych obciążeniach, odpowiadających w przybliżeniu prędkości V_{max} , przy $m = 1$, wpływ krzywizny pokrycia na jego odkształcenie jest nadzwyczaj duży; innymi słowami — krzywizna pokrycia jest decydującym czynnikiem, pozwalającym konstruktorowi spełnić wymagania opływu laminarnego.

2) Ugięcia obliczane zgodne są z otrzymanymi doświadczalnie w czasie badań samolotu z takim pokryciem.

3) Naprężenia w pokryciu w kierunku podłużnym (wzdłuż rozpiętości skrzydła) w przypadku A dają cały czas ściskanie wzrastające w przybliżeniu do $m = 3$ do wielkości równej około połowy σ_{ec} ; przy większych obciążeniach naprężenie zaczyna stopniowo zmniejszać się.

Przechodząc do zagadnienia odkształcenia pokrycia przy naprężeniach stycznych, należy zaznaczyć, że odkształcenia od ściskania i obciążenia poprzecznego dają na pokryciu falę, która w skrzydle bezpodłużniczkowym rozkłada się swym grzbietem wzdłuż strumienia, co już nie tak silnie zagraża dobremu opływowi. Przeciwnie, odkształcenie od ścinania po utracie przez pokrycie stateczności związane jest z powstaniem szeregu ukośnych fal, to znaczy, że opływ powierzchni zniekształcony jest znacznie silniej.

Dla określenia utraty stateczności przez pokrycie walcowe równocześnie od ściskania i ścinania istnieją

³⁾ Zagadnieniu temu poświęcony jest rozdział 89 „Wybrzuszanie skorupy walcowej pod równoczesnym działaniem osiowego i równomiernego poprzecznego ciśnienia” w książce S. P. Timoszenko „Ustojliwość uprężonych systemów”, OGIZ, 1946. W badaniu tym jednak nie jest uwzględniona sprężystość zamocowania na podporach, co dla danego zagadnienia jest bardzo ważne.

wzory kombinowane, czysto doświadczalne i teoretyczne z doświadczalnymi współczynnikami:

$$\sigma_{kr} = \sigma_{kr'} \left[1 - \left(\frac{\tau}{\tau_{kr'}} \right)^{1,7} \right],$$

gdzie $\sigma_{kr'}$ i $\tau_{kr'}$ — wielkość naprężeń krytycznych tylko przy samym ściskaniu i tylko przy samym ścinaniu,

τ — rzeczywiste naprężenie ścinające.

Wielkość $\sigma_{kr'}$ wyznaczaliśmy już dla różnych przypadków zamocowania.

Naprężenie $\tau_{kr'}$ wyznacza się z wzorów⁴⁾: dla płyty z zamocowanymi końcami

$$\tau_{kr'} = \frac{E\delta^2}{l^2} \left[3 + \sqrt{3,4 + 0,24 \frac{l^3}{(\delta R)^{1,5}}} \right],$$

dla płyty z opartymi końcami

$$\tau_{kr'} = \frac{E\delta^2}{l^2} \left[1,8 + \sqrt{1,2 + 0,291 \frac{l^3}{(\delta R)^{1,5}}} \right].$$

Współczynniki stosujemy w tych wzorach o 40% niższe względem podanych przez ich autora Donnela. Dla płyt krótkich z opartymi brzegami można stosować też wzór Kramma:

$$\tau_{kr} = 4,82 \frac{E\delta^2}{l^2} \sqrt{1 - 0,024 \frac{l^3}{(\delta R)^{1,5}}}$$

Dla podpór sprężystych można posługiwać się wzorami tegoż typu, lecz ze współczynnikami interpolowanymi według prostej w zależności od współczynnika zamocowania c we wzorze Eulera:

$$\tau_{kr'} = \frac{E\delta^2}{l^2} \left[(1,4 + 0,4c) + \sqrt{(0,47 + 0,73c) + (0,31 - 0,02c) \frac{l^3}{(\delta R)^{1,5}}} \right]$$

Analiza wzorów tych wykazuje, że z powodu zależności wielkości σ_{kr} od $\frac{l^3}{(\delta R)^{1,5}}$, jeśli ostatnia wielkość

mniej jest od 0,6 — 0,7, naprężenia ścinające mało wpływają na utratę stateczności przy czystym ściskaniu. Faktycznie na skrzydle samolotu myśliwskiego wielkość ta na końcu skrzydła jest rzeczywiście nieduża, lecz w miejscu podziału stosunek zmienia się i naprężenia ścinania mogą wyraźnie zmniejszyć ogólną stateczność izotropowego pokrycia.

W pokryciu skrzydła jednodźwigarowego istnienie ścinania zależy zasadniczo od skręcania, w dwudźwigarowym zaś skrzydło ścinanie może wystąpić również przy czystym zginaniu. Profile szybkościowe z zasady dają dużą zmianę momentu skręcającego przy zmianie c_z i środek wyporu cofa się u nich przy małych c_z do tyłu. W ten sposób właściwym wyborem położenia środka sztywności w skrzydle można uzyskać to, że na prędkości maksymalnej i zbliżonych do niej, skręcanie skrzydła, a więc i ścinanie w pokryciu są minimalne. Umieszczenie dźwigara na 40—45% cięciwy skrzydła od noska najlepiej odpowiada temu położeniu. Dla każdego oddzielnego przypadku położenie to może być ustalone dokładniej. Przy stosowaniu profilów szybkościowych konstruktor obowiązany jest odnieść się z dużą wnikliwością do postawionych wymagań co do zmniejszenia ścinania w pokryciu. Na dużych kątach natarcia (przypadek A) środek wyporu przesunąć się do przodu i skręcanie skrzydła jest nieuniknione. Te fazy lotu nie stawiają

jednak takich wymagań co do gładkości powierzchni. W tym przypadku wymagane jest jedynie, by pokrycie przy ścinaniu nie dawało trwałych odkształceń. Dla zapewnienia tego naprężenia na ścinanie w duralu nie powinny przekraczać 8—10 kG/mm²; jeśli okażą się one większe, to należy koniecznie dać grubsze pokrycie.

Należy sądzić, że wpływ poprzecznego obciążenia na odkształcenie, powstające w pokryciu przy ścinaniu po utracie stateczności, ma w całości charakter wyrównujący, to znaczy fale zmniejszają się co do liczby (w przelocie może powstać tylko jedna ukośna fala), a fale tak samo, jak i w przypadku ścinania, będą się układały na zewnątrz, a nie do wewnątrz skrzydła.

5. Optymalne konstrukcyjne kształty skrzydła bezpodłużniczkowego.

Na odkształcenia pokrycia skrzydła, jak to widać z podanych poprzednio metod obliczeń, znaczny wpływ wykazuje naprężenie ściskające w górnym pasie dźwigara σ , ponieważ określa ono przesunięcia w całej górnej powierzchni skrzydła.

Konstruktor winien przede wszystkim starać się, by przy prędkości V_{max} i obciążeniu $m = 1$ pokrycie nie posiadało dużych odkształceń. Gdy jednak przy $m = 1$ naprężenie w pasie dźwigara samolotu myśliwskiego będzie rzędu 250 kG/cm², to dla samolotu ciężkiego, z obciążeniem obliczeniowym dwukrotnie mniejszym, naprężenie będzie już równe 500 kG/cm², uzyskać więc w ostatnim przypadku małe odkształcenia w pokryciu będzie znacznie trudniej. Ta okoliczność łącznie z innymi przyczynami wyjaśnia, dlaczego skrzydła bezpodłużniczkowe stosowane są tylko na niedużych samolotach, przede wszystkim typu myśliwskiego.

Niezależnie od sprawy związanej z obciążeniem obliczeniowym duże znaczenie ma wielkość skrzydła: im większa jego cięciwa, tym mniejsza krzywizna pokrycia, a krzywizna jest właśnie tym korzystnym czynnikiem, wpływającym na odkształcenia, specjalnie dla pokrycia metalowego, którego sztywność na rozciąganie jest duża. W ten sposób założenie skonstruowania ciężkich samolotów z gładkim pokryciem jest bardziej niekorzystne, aniżeli dla samolotów niedużych.

W samolocie „Kingcobra“ konstruktor świadomie obniżył naprężenia w dźwigarze ku końcowi skrzydła. Jeśli w miejscu zamocowania skrzydła naprężenia w pasach dla obciążeń niszczących osiągają 3000 kG/cm², to na końcu skrzydła są one niższe od 750 kG/cm². Jasne jest, że na końcu skrzydła, gdzie ciężar pasów dźwigara w ogóle jest nieduży, chcąc osiągnąć małe odkształcenia pokrycia prościej jest i oszczędniej (pod względem ciężarowym) zwiększyć cokolwiek powierzchnię przekroju pasa dźwigara, aniżeli zwiększyć grubość pokrycia i liczbę żeber. U nasady skrzydła sposób ten nie może być stosowany. Zaznaczymy jeszcze, że jak wykazują obliczenia, dla większych obciążeń współczynnik redukcji pokrycia metalowego w czasie zginania skrzydła spada prawie do zera, w locie jednak na V_{max} przy $m = 1$ wielkość jego jest dość znaczna. Dlatego też obliczając odkształcenia pokrycia dla tej fazy lotu i przy wyznaczaniu naprężeń w pasach, nie można posługiwać się tym samym zredukowanym ogólnym momentem bezwładności skrzydła, co i przy obciążeniu niszczącym skrzydła. W skrzydle bezpodłużniczkowym, przy wystarczająco grubym pokryciu metalowym różnica między początkowym momentem bezwładności skrzydła a końcowym (w chwili zniszczenia) będzie bardzo znaczna.

Bardziej celowe jest wykonanie skrzydła bezpodłużniczkowego jako jednodźwigarowe. Dźwigar może być umieszczany w miejscu maksymalnej grubości profilu, dzięki czemu naprężenia w pokryciu będą zawsze niższe od naprężeń w pasach dźwigara. W skrzydle zaś dźwigarowym — naodwrot — naprężenia w pokryciu będą wyższe, aniżeli naprężenia w pasach dźwigarów, stąd pokrycie będzie tracić stateczność wcześniej od pokrycia skrzydła jednodźwigarowego. Prócz tego, jeśli pas przedniego dźwigara bezpośrednio połączony jest z pokryciem, to na powierzchni skrzydła w miejscu położe-

⁴⁾ W książce S. P. Timoszenki „Ustoicziwost' uprugich siem” znajdują się wzory tego samego typu, lecz z większymi współczynnikami.

nia dźwigara możliwe jest pojawienie się przegięcia powodującego oderwanie strug na skrzydle. W skrzydle jednodźwigarowym linia przegięcia będzie położona znacznie dalej od noska, aniżeli w skrzydle dwudźwigarowym, gdzie dźwigar przedni położony jest zazwyczaj na 18—20% cięciwy. W związku z tym dla skrzydła dwudźwigarowego korzystna może być konstrukcja (patrz rys. 9), w której dźwigar przedni wogóle nie jest związany z pokryciem, to znaczy pasy dźwigara położone są pod półkami żeber. W tym przypadku różnica naprężeń pokrycia i pasów dźwigara wzrośnie jeszcze bardziej na niekorzyść pierwszego, pokrycie więc trzeba będzie zgubić lub silniej podeprzeć. Wnioski te bynajmniej nie powinny być w ten sposób rozumiane, że układ dwudźwigarowy wogóle wykluczony jest do zastosowania w skrzydle szybkościowym; należy jednak przyjąć jako obowiązkowe odstawienie pokrycia od dźwigara, jeśli ono jest metalowe i niezbyt grube.

Duże znaczenie w skrzydle szybkościowym posiada rozstawienie żeber, zarówno wzmocnionych, jak i pośrednich (półek podpierających). Przeznaczenie ich, prócz ogólnego celu wytrzymałościowego, polega w skrzydle bezpodłużniczkowym na właściwym podparciu pokrycia.

Praca pokrycia na ściskanie i ścinanie zależy od następujących czynników: Duży wpływ na pracę pokrycia wykazuje stopień połączenia go z półką żebra; dlatego konstruktor winien z dużą wnikliwością wykonać dobór typu samego żebra. Specjalnie ważne jest, by pas żebra posiadał dużą sztywność na skręcanie. Metalowe żebra z blachy bez słupków dają najczęściej niewystarczającą sztywność półek na skręcanie. Jeśli ścianka żebra posiada pionowe słupki, to żebro może zapewnić wystarczające zamocowanie. Żebro zaś dwuściankowe ze słupkami łączącymi ścianki zapewnia prawie całkowite wymagane zamocowanie pokrycia. Przykładem żeber ostatniego typu mogą być stosowane często żebra sklejkowe skrzynkowe. Jasne jest, że w przypadku żebra ze słupkami przy wystarczająco sztywnej półce sztywność żebra na skręcanie będzie wyznaczona zasadniczo sztywnością słupków na zginanie.

Rozważmy dla przykładu następujące zadanie: wysokość żebra $h = 25$ cm, słupki położone w odległościach $l = 15$ cm, moment bezwładności profilu $J_{st} = 0,4$ cm⁴, materiał — dural. Należy znaleźć współczynnik zamocowania δ wzoru Eulera dla pokrycia o grubości $\delta = 0,15$ cm dla rozstawienia żeber $L = 15$ cm.

Znajdujemy współczynnik sztywności zamocowania sprężystego dla paska o szerokości 1 cm:

$$N = \frac{2hL}{E_{st} \cdot J_{st}} = \frac{25 \cdot 15}{700\,000 \cdot 0,2} = 0,00535;$$

$$N = \frac{N \cdot E_{pokr} \cdot J_{pokr}}{l} = \frac{0,00535 \cdot 700\,000}{12 \cdot 15} \cdot 0,15^3 = 0,0702;$$

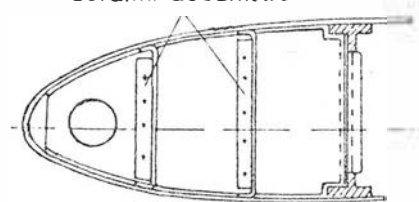
$$\frac{t_g}{2} \sqrt{\frac{\pi}{c}} = -N = -0,0702;$$

$$c = 3,1.$$

W ten sposób w przypadku żeber ze słupkami całkowicie wystarczające zamocowanie uzyskuje się stosunkowo łatwymi środkami (przy czym ścianki żebra mogą nawet nie istnieć). W skrzydle samolotu „Kingcobra” rolę takich słupków spełniają częściowo duże ścianki idące wzdłuż skrzydła i służące równocześnie do doprowadzenia naboju (rys. 12).

Powstaje więc myśl, że może okazać się korzystne połączenie półek żeber podłużnymi profilami, połączonymi tylko z tymi półkami, a nie połączonymi z pokryciem (rys. 13). Niewątpliwie jednak zastosowanie takiej konstrukcji możliwe jest tylko pod warunkiem, że profile podłużne położone są znacznie poniżej pokrycia, to znaczy półki żeber są wystarczająco wysokie; w przeciwnym przypadku podłużnice takie same będą obciążone na ściskanie i będą tracić stateczność, pociągając za sobą również półki żeber.

Ścianki dodatkowe

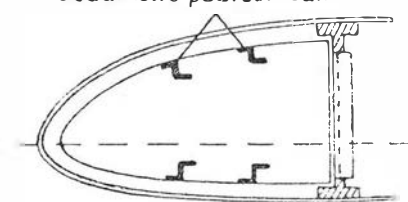


TL-62/52-R12

Rys. 12

W związku z tym, że warunki konstrukcyjne (rozmięszczenie goleni podwozia, zbiorników paliwowych i zespołów uzbrojenia) uniemożliwiają najczęściej ustawienie słupków żeber lub nawet osobnych słupków, zagadnienie wolnonośnych półek żeber zawsze będzie stać przed konstruktorem.

Dodatkowe podłużnice



TL-62/52-R13

Rys. 13

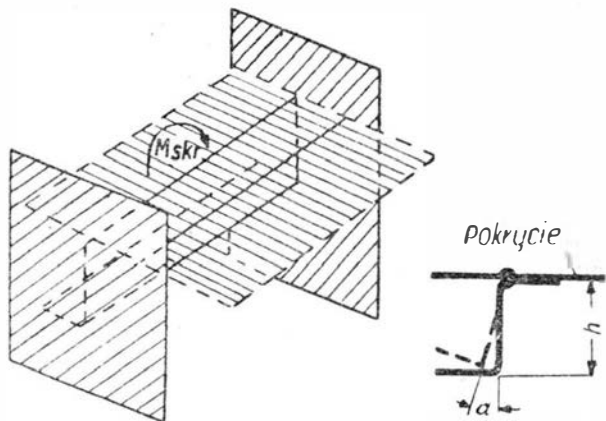
Żebra z wolnonośnymi półkami winny być zamocowane w sposób pewny, tak aby w konstrukcji były odporne na skręcanie. Stąd wynika konieczność zastosowania tylnej ścianki w skrzydle. Belka noskowa może nie istnieć, ponieważ samo pokrycie będzie podierać żebro na nosku na skutek znacznej krzywizny.

Pod względem obliczeń, przy wyznaczaniu utraty stateczności przez pokrycie opierające się na półkach żeber niepodpartych ścianką pasa, przedstawiają one największe trudności, ponieważ jasne jest, że w pobliżu dźwigara, to znaczy tam, gdzie pas zamocowany jest na skręcanie, pokrycie jest całkowicie zamocowane (rys. 14); w odległości zaś od zamocowania półki żebra pokrycie posiada znacznie mniejszy współczynnik zamocowania (w granicach jedności).

W ten sposób dochodzimy do zadania stateczności płyty ze zmienną sztywnością sprężystego zamocowania — zadania, nie mającego w obecnej chwili dokładnego rozwiązania. Można jednak spróbować dać pewne wskazówki, określające rozwiązanie tego zadania, starając się uzyskać pewien średni ogólny współczynnik sprężystego zamocowania.

Jeśli będziemy obliczać sztywność na skręcanie metodami zwykłymi dla otwartego profilu żebra, to otrzymamy bardzo małą wielkość. W rzeczywistości sztywność będzie większa, ponieważ profil okazuje się faktycznie zamocowany nie tylko na swych końcowych podporach, lecz i na całej swej górnej powierzchni połączonej z arkuszem pokrycia. Skręcanie profilu nie może faktycznie zająć względem pewnego jego własnego środka — profil może obrócić się tylko około pewnego punktu, leżącego na powierzchni płytki (rys. 14). Przy tym, prócz skręcania, dolna półka profilu (specjalnie, jeśli jest zamocowana na brzegach) będzie pracować na zginanie w płaszczyźnie poziomej. W pewnych przypadkach zginanie to będzie wywoływać większą sztywność, aniżeli praca samego profilu na skręcanie. Dlatego z szeregu możliwych kształtów półki żebra (rys. 15) typu otwartego za najlepszy należy uważać kształt d, przy czym d lepszy jest od c, a c lepszy od b, itd. W pewnych miejscach skrzydła samolotu „Kingcobra” zastosowane są właśnie profile typu d (na przykład górny wziernik zbiornika paliwa). Należy zwrócić specjalną uwagę na to, że przy półkach żeber profil tego typu winien być zamocowany w kierunku poziomym, ponieważ wtedy

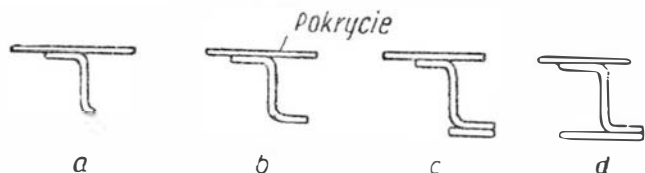
pracuje on jako belka zamocowana z obu końców, zgięcie zaś jego będzie znacznie mniejsze, w związku z czym współczynnik zamocowania pokrycia będzie większy.



TL-62/52-R14
Rys. 14

Oczywiście, że gorsze warunki zamocowania pokrycia będą właśnie na środku profilu.

Przyjmijmy, że płyta ma szerokość l (cm). Przyłożmy do żebra równomiernie rozłożony moment skręcający $M = 1$. W ten sposób na 1 cm będzie przyłożony moment $\frac{M}{l} = \frac{1}{l}$. Jako współczynnik sprężystego zamocowania przyjmijmy w przybliżeniu kąt skręcenia żebra na środku jego długości.



TL-62/52-R15

Rys. 15

Jeśli przyjąć, że półka pracuje tylko na skręcanie, to kąt skręcania i równocześnie współczynnik sprężystego zamocowania będzie równy:

$$N_1 = \frac{l}{8GJ_s}$$

gdzie l — długość profilu,

GJ_s — sztywność profilu na skręcanie.

Jeśli zaś profil pracuje tylko na zginanie swej dolnej półki, to

$$N_2 = \frac{l^3}{h^2 \cdot 384 \cdot EJ}$$

gdzie h — wysokość profilu,

EJ — sztywność dolnej półki w płaszczyźnie poziomej.

Przy równoczesnym działaniu skręcania i gięcia kąt skręcania będzie równy

$$N = \frac{1}{\frac{1}{N_1} + \frac{1}{N_2}} = \frac{N_1 \cdot N_2}{N_1 + N_2} = \frac{l^3}{384 \cdot EJh^2 + 8GJ_s l^2};$$

$$N = \frac{l}{8GJ_s \left(1 + 48 \frac{EJ}{GJ_s} \cdot \frac{h^2}{l^2} \right)}$$

W pierwszym przybliżeniu można przestać na tym wzorze. Wskazuje on, że duże znaczenie ma praca półki profilów otwartych na zginanie w płaszczyźnie poziomej.

W świetle wypowiedzianych uwag, dotyczących przybliżonego obliczenia i ogólnego schematu przejmowania obciążeń, zachodzących w skrzydle bezpodłużniczkowym, można bardziej szczegółowo omówić pracę elementów skrzydła „Kingcobra”.

Należy zaznaczyć, że w konstrukcji i układzie tego samolotu założono szereg ogólnych idei, które zostały przeprowadzone przez autorów z dużą konsekwencją. Zasadnicze kierunki, przyjęte w konstrukcji, prowadzą się do następujących:

— Konstruktor w pierwszym rzędzie wykorzystuje krzywiznę górnej powierzchni skrzydła, dającą efekt łuku, do pracy pokrycia na zginanie i ściskanie.

— Skrzydło ma jeden główny dźwigar, przylegający bezpośrednio do pokrycia.

— Rozstawienie żeber równe jest u nasady skrzydła 110 mm, na końcu zaś 220 mm.

Takie rozstawienie żeber wyjaśnić można następującymi względami: Rozstawienie 200 mm ustalono dla położenia żeber wzmocnionych. Im bliżej jednak ku nasadzie skrzydła, tym rozstaw ten okazuje się niepotrzebnie duży na skutek zwiększenia promienia krzywizny powierzchni skrzydła, z jednej strony, z drugiej zaś — naprężenia w dźwigarze są stosunkowo wyższe, aniżeli na końcu skrzydła. Dlatego w tej części skrzydła konstruktor gęściej ustawia żebra, wprowadzając do konstrukcji półki żeber o bardzo małej sztywności. Półki te nie są wystarczającą podporą dla pokrycia, ich właściwe przeznaczenie — zwiększyć sztywność samego pokrycia na rozciąganie w kierunku żeber. Środek ten okazuje się wystarczający w tym celu, by odkształcenie pokrycia u nasady skrzydła i na jego końcu były w przybliżeniu równe.

Nie należy oczywiście przyjmować, że rozwiązania konstrukcyjne na samolocie „Kingcobra” są absolutnie najkorzystniejsze, uwzględniając jednak, że skrzydło bezpodłużniczkowe winno się być mieścić w starych gabarytach kadłuba, podwozia i innych, które poprzednio były uzgodnione ze skrzydłem o zwykłym układzie, można uważać, że konstruktor znalazł jednak jedno z lepszych rozwiązań kompromisowych.

Co zaś tyczy się pokrycia sklejkowego z kierunkiem słoików pod kątem 45° , to analiza pewnych liczbowych przeliczeń wykazuje co następuje: Przy zastąpieniu pokrycia duralowego sklejkowym, przy zachowaniu tego samego ciężaru, grubość pokrycia ze sklejki będzie w przybliżeniu 3,5 razy większa. Sztywność przy tym na zginanie wzrasta dwa razy, sztywność zaś na rozciąganie zmniejsza się w przybliżeniu siedem razy. Stąd wniosek, że odkształcenia płaskiego pokrycia sklejkowego są mniejsze, aniżeli duralowego, dla krzywoliniowej zaś powierzchni wszystko będzie zależeć od rozstawienia żeber. Obliczenia wskazują, że przy rozstawieniu większym od 200 mm i przy promieniu krzywizny 250 cm odkształcenia sklejki będą większe od odkształceń duralu; dla mniejszych zaś rozstawień sklejka będzie mieć pierwszeństwo. Zagadnienie zastosowania sklejki dla otrzymania skrzydła z małymi odkształceniami pokrycia rozwiązać można pod warunkiem, że rozstawienia żeber nie są większe od 150 — 160 mm przy dobrym zamocowaniu na podporach. Główna trudność zastosowania sklejki polega na trwałości sklejki w eksploatacji i w sposobie mocowania jej z półkami żeber (przyklejenie). Skrzydło bezpodłużniczkowe przedstawia przy zamocowaniu pokrycia o wiele cięższe warunki od skrzydła z podłużniczkami, ponieważ powierzchnia przyklejenia na skutek braku podłużnic zmniejsza się, z drugiej zaś strony użycie grubszy pokrycia aniżeli w układzie podłużniczkowym niekorzystnie wpływa na wytrzymałość połączenia. Nie będziemy szczegółowo omawiać zagadnień łączenia sklejkowego pokrycia, zaznaczymy tylko, że jednym z możliwych rozwiązań jest mocowanie sklejki nitami. W końcu zaznaczymy także korzystną właściwość sklejki, polegającą na tym, że krytyczne naprężenia na ścinanie łącznie ze ściskaniem sklejki są większe, aniżeli tylko na ściskanie.

Duże korzyści przedstawia zastosowanie lekkiego wypełniacza, położonego pomiędzy dwoma arkuszami sklejk i dającego ogólną grubość pokrycia rzędu 10 — 15 mm. Zaznaczamy jednak, że przy istniejących wypełniaczach sprawa dotyczyć może tylko stosunkowo cienkich arkuszy sklejk, położonych pod kątem 45°, to znaczy dla konstrukcji, gdzie główna rola pokrycia polega na pracy jego na wymagane obciążenia i na ściśnięcie, w żadnym zaś przypadku na przejście całkowitego momentu zginającego skrzydła, jak to ma miejsce na podłużniczkowym sklejkowym skrzydle samolotu „Moskito”. Pokrycie z wypełniaczem wymaga szeregu dodatkowych procesów technologicznych i odpowiedniego oprządkowania, co wzamian powinno dać doskonałą powierzchnię skrzydła nie tylko w locie bez obciążenia, lecz i w dowolnej fazie lotu. Zwiększenie ciężaru pokrycia jest rzędu 1,5 — 2 kG na 1 m². Zwiększenie ciężaru może być częściowo lub całkowicie skompensowane: pewnym zmniejszeniem grubości sklejk specjalnie na końcu skrzydła, w porównaniu ze zwyk-

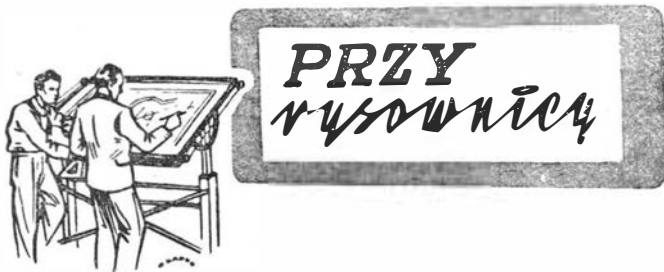
łym pokryciem, co pozwala zmniejszyć ciężar tych pólek i pewnym zmniejszeniem ciężaru pasów dźwigarów dzięki większemu współczynnikowi redukcyjnemu pokrycia. Możliwość zmniejszenia ciężaru, w porównaniu ze zwykłym skrzydłem sklejkowym, istnieje głównie w przypadku skrzydła, którego wnętrze wykorzystane jest na zbiorniki, uzbrojenie itp., to znaczy skrzydła z bardzo małą ilością żebier wzmocnionych, posiadającego zasadniczo żebra w postaci profilów.

W końcu zaznaczamy, że na skutek nowości zagadnienia wykonania skrzydła z wypełniaczem, ciekawa ta konstrukcja winna przejść jeszcze szereg etapów badań, zanim znajdzie ona szerokie zastosowanie. Zaznaczamy też, że skrzydłem z podłużniczkami, zapewniającym dotychczas wystarczająco gładką powierzchnię, jest tylko drewniane skrzydło „Moskito”. Bardzo ważną wadą tego układu, jak wiadomo, jest trudność uzyskania skrzydła dzielonego, ponieważ ciężar połączeń niewątpliwie będzie bardzo znaczny.

Artykuł wpłynął w sierpniu 1952 r.

Mgr Inż. JULIAN BOJANOWSKI

Wyładowania elektryczne w szybowcowych lotach chmurowych



W artykule omówiono przyczyny powstawania wyładowań elektrycznych na szybowcach w czasie lotów chmurowych oraz sposoby zabezpieczenia przed ich skutkami szybowców i załogi. Załączone fotografie wykonano w GILot.

Zagadnienie wyładowań atmosferycznych w szybownictwie

Zagadnienie wyładowań atmosferycznych nie stanowiło do niedawna żadnego problemu ani dla konstruktorów, ani dla pilotów szybowcowych. W publikowanych w prasie lotniczej sprawozdaniach z rekordowych lotów szybowcowych spotyka się jednak ostatnio coraz częściej opisy zaobserwowanych w czasie lotów chmurowych silnych wyładowań elektrycznych pomiędzy częściami szybowca, względnie pomiędzy urządzeniami sterowniczymi a ciałem pilota, które utrudniały bądź uniemożliwiały dalsze prowadzenie lotu, a niekiedy były przyczyną poważnych uszkodzeń szybowców. Coraz szerszy rozwój szybownictwa i coraz częstsze loty szybowcowe w chmurach, obfitych zarówno w silne prądy wznoszące jak i wyładowania elektryczne, powinny skłonić konstruktorów do poświęcenia większej niż dotychczas uwagi zagadnieniu zabezpieczenia szybowców i ich załogi przed skutkami tych wyładowań. Zwłaszcza w Polsce, gdzie szybownictwo posiada obecnie korzystne warunki rozwoju i rekordy szybowcowe przybierają charakter masowy, należy przewidywać, że zanotowane wypadki zetknięcia się pilotów szybowcowych ze zjawiskiem wyładowań atmosferycznych nie będą należały w przyszłości do wyjątkowych.

Przyczyny powstawania wyładowań elektrycznych na szybowcach.

Wyładowania elektryczne na szybowcach mogą mieć rozmaity charakter, w zależności od przyczyny, którą są wywołane.

Najczęściej tymi przyczynami są:

1. Powstawanie na częściach szybowca roznoimiennych ładunków elektrycznych wskutek tarcia szybowca o powietrze oraz wskutek uderzeń naelektryzowanych cząstek jak np. kropli deszczu lub kryształków śniegu.
2. Przelatywanie szybowca przez obszary o dużym gradientcie potencjału elektrycznego.

3. Powstawanie na szybowcu ładunków elektrycznych wskutek indukcji przy gwałtownych zmianach pola elektromagnetycznego w czasie wyładowań atmosferycznych.

4. Bezpośrednie znalezienie się szybowca na drodze wyładowań atmosferycznych.

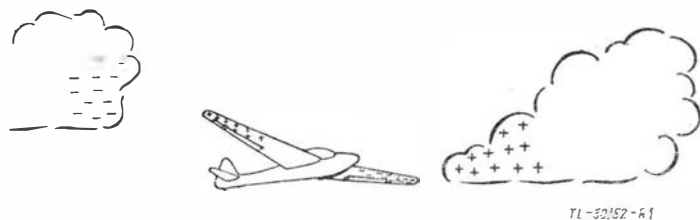
Dokładniejsze omówienie powyższych przyczyn ułatwi ocenę skuteczności sposobów zabezpieczenia szybowca, jakimi rozporządza konstruktor.

Pierwsza z wymienionych przyczyn, podlegała licznym badaniom w związku z faktem, że jest ona jednym z najczęstszych powodów zakłóceń działania urządzeń radiowych samolotów silnikowych. Badania te wykazały, że wskutek tarcia o powietrze względnie uderzeń naelektryzowanych kropli wody lub kryształków śniegu samolot może zostać naładowany do potencjału 0,25 do 0,5 miliona V. Po osiągnięciu pewnej wartości potencjału rozpoczyna się spływ ładunków w postaci wyładowań snopiących lub szeregu drobnych iskieł, pojawiających się przede wszystkim na ostrych krawędziach części metalowych. Jeżeli dopływ ładunków jest dostatecznie silny, wyładowania takie mogą trwać przez dłuższy czas. Stwierdzono, że najsilniejszy dopływ ładunków daje śnieg, zwłaszcza przy temperaturze — 7 do — 9°C. Są to warunki meteorologiczne, jakie bardzo często spotyka się w czasie lotów chmurowych na dużych wysokościach.

Stwierdzono również, że oprócz warunków meteorologicznych decydujący wpływ na powstawanie ładunków elektrycznych na samolocie ma jakość jego powierzchni. Niewielkie na przykład zatłuszczenie części powierzchni może powodować, że w tych samych warunkach meteorologicznych będą powstawały na zatłuszczonej części powierzchni ładunki elektrostatyczne o przeciwnym znaku niż na powierzchni niezatłuszczonej. Przy dostatecznie silnym dopływie ładunków będą pomiędzy tymi częściami stale zachodziły wyładowania.

Krażenie szybowca pomiędzy obszarami o różnych potencjałach może mieć w następstwie tworzenie się na

końcach skrzydeł lub kadłuba na przemian różnoimiennych ładunków elektrostatycznych przez wpływ (influencję), które mogą być również przyczyną wyładowań pomiędzy tymi częściami (rys. 1). Przelatywanie szybowca przez obszary o dużym gradientcie potencjału będzie powodowało wyrównywanie się różnic potencjałów pomiędzy końcami skrzydeł i kadłuba poprzez ich przewodzące części, jak linki sterowe, i wyładowania w tych miejscach, gdzie nie są one pomiędzy sobą połączone.



Rys. 1. — Powstawanie różnoimiennych ładunków na szybowcu przez wpływ (influencję).

Zmiany pola elektromagnetycznego w czasie wyładowań atmosferycznych w pobliżu szybowca mogą wywołać przez indukcję prądy w obwodach, jakie tworzą linki sterowe. W wielu szybowcach obwody te są zamknięte poprzez ciało pilota, który w takim wypadku będzie odczuwał wstrząsy przy każdym pobliskim wyładowaniu atmosferycznym.

Możliwość bezpośredniego trafienia wyładowania atmosferycznego w szybowiec jest większa niż się to przyjmuje w przypadku samolotów. Te ostatnie bowiem z zasady omijają chmury burzowe, a jeżeli nawet poprzez nie przelatyją, to przebywają w zagrożonym obszarze stosunkowo krótko, podczas gdy piloci szybowcowi starają się jak najdłużej utrzymać w prądach wznoszących chmury burzowe. Wyładowania pomiędzy chmurą a szybowcem mogą nastąpić, gdy szybowiec, który uzyskał w chmurze ładunek jednego znaku przelatyje do chmury posiadającej ładunek o znaku przeciwnym. Ze względu na małą pojemność elektrostatyczną szybowca wyładowanie takie jest o wiele mniej groźne od trafienia w szybowiec wyładowania pomiędzy dwiema chmurami lub pomiędzy chmurą a ziemią.

Możliwość trafienia wyładowania pomiędzy chmurą a ziemią w znajdujący się w chmurze szybowiec na ogół nie jest większa niż możliwość trafienia w szybowiec znajdujący się na ziemi w czasie burzy. Jeżeli będziemy uważali chmurę i ziemię za dwie elektrody, pomiędzy którymi zachodzi wyładowanie, to możemy przyjąć, że szybowiec znajdujący się w chmurze jest jednakowo odległy od drugiej elektrody, jaką jest ziemia, jak i szybowiec znajdujący się na ziemi jest odległy od chmury. O przebiegu drogi, jaką postępuje tego rodzaju wyładowanie decyduje bardzo wiele czynników, wśród których duże znaczenie ma przewodność gruntu w okolicy naładowanej chmury.

Zmniejszenie oporu na drodze wyładowania wskutek obecności przewodzących części szybowca jest w porównaniu do całkowitego oporu drogi wyładowania niewielkie i nie wydaje się, by było ono przyczyną wybitnie wpływającą na prawdopodobieństwo trafienia tego rodzaju wyładowań w szybowce. Niemniej wypadki takie, bardzo niebezpieczne ze względu na niszczące działanie prądów wyładowania o bardzo dużych natężeniach, były już notowane.

Prawdopodobieństwo trafienia w szybowiec przez wyładowanie przebiegające pomiędzy dwiema chmurami jest o tyle większe, że częstość takich wyładowań jest większa niż częstość wyładowań pomiędzy chmurą a ziemią. W jednym ze sprawozdań pilotów, opisującym wyładowania atmosferyczne o szczególnym nasileniu, spotykamy również spostrzeżenie, że większość z nich miała przebieg poziomy. Ponieważ w chmurze ładunki elektryczne, tkwiące w izolowanych od siebie kropelkach wody, mają utrudnioną możliwość poruszania się, dopływ ich do głównego kanału wyładowania jest

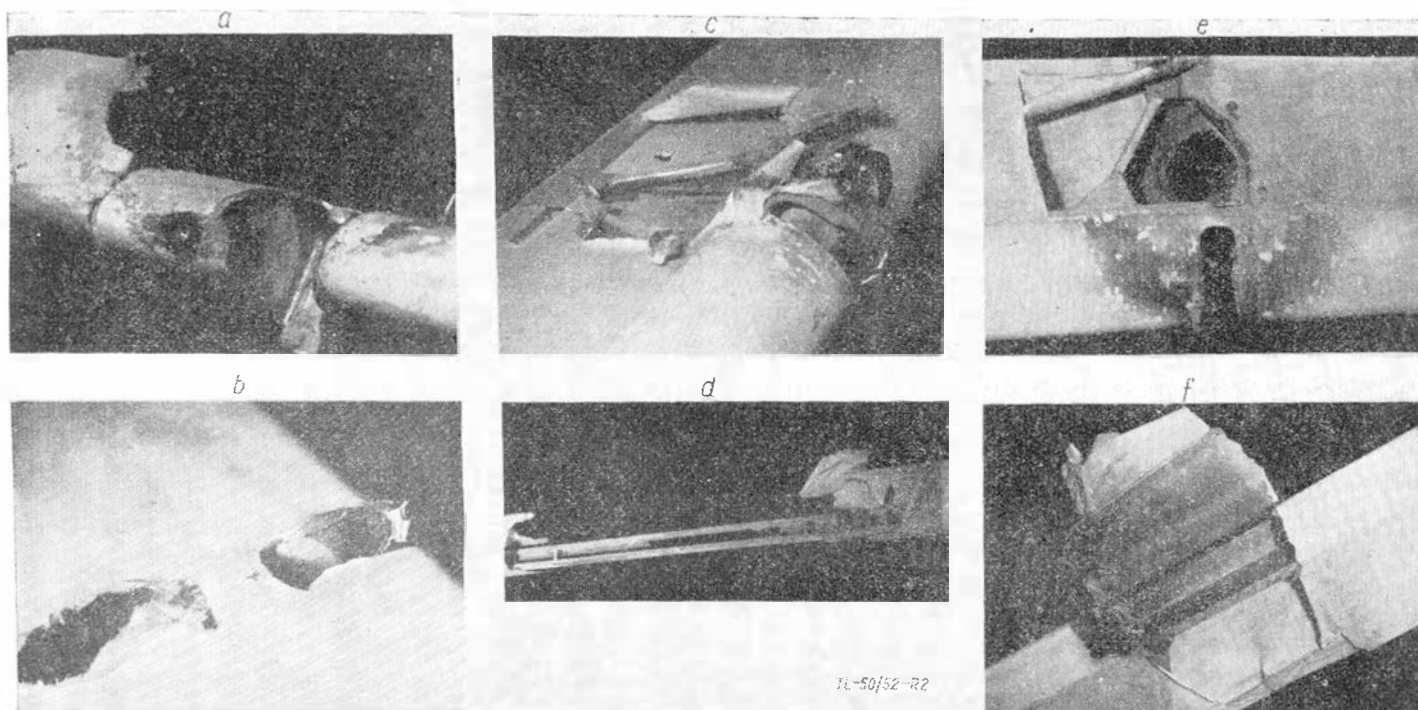
utrudniony, wskutek czego prąd wyładowania jest słabszy oraz bardziej długotrwały niż w wyładowaniach pomiędzy chmurą a ziemią. Niemniej możliwość trafienia tego rodzaju wyładowania w szybowiec stanowi na równi z oblodzeniem, gradem lub brakiem tlenu jedno z poważnych niebezpieczeństw wysokościowych lotów chmurowych.

Objawy i skutki wyładowań elektrycznych na szybowcach.

Jednym z często spotykanych zjawisk w szybowcowych lotach chmurowych jest tworzenie się wyładowań snościących względnie iskrowych pomiędzy drążkiem sterowym a tablicą przyrządów pokładowych oraz pomiędzy ostrymi krawędziami okuć metalowych w kabine a ciałem pilota. Słabe prądy występujące przy tego rodzaju wyładowaniach nie są groźne ani dla konstrukcji szybowca ani dla pilota, a jedynie dla tego ostatniego są dosyć nieprzyjemne. Charakter tych wyładowań nasuwa przypuszczenie, że wywołane są one najczęściej dwiema pierwszymi z omawianych przyczyn. Bardziej nieprzyjemne od tego rodzaju kłujących iskier są również często spotykane silne wstrząsy, które uniemożliwiają trzymanie drążka sterowego, obsługę dźwigni hamulców aerodynamicznych, czy też powstają przy dotknięciu tablicy przyrządów pokładowych, czy oprawki baterii elektrycznego zakrętomierza. Wstrząsy te występują przeważnie jednocześnie z błyskawicami pobliskich wyładowań atmosferycznych, co nasuwa przypuszczenie, że jedną z głównych ich przyczyn jest zjawisko indukcji w obwodach linek sterowych.

Skutki rzadziej spotykanego ale groźniejszego wypadku, jakim jest bezpośrednie trafienie wyładowania atmosferycznego w szybowiec przedstawiają załączone fotografie (rys. 2). Charakterystyczne dla tego rodzaju wypadków są ślady przejścia dużych prądów, co można poznać po nadtopieniu części metalowych, czy też opaleniu lub zniszczeniu części drewnianych. W powyższym wypadku wyładowanie trafiło w stalowy pręt umieszczony dla wyważenia masowego w kesonie lotki. Z końca pręta nastąpił przeskok na łożysko lotki i dźwignię napędu w skrzydle. Koniec pręta został przy tym nadtopiony, keson zaś lotki częściowo przepalony i rozszarpany. Celonowane pokrycie lotki zostało zapalone lecz zgasło, prawdopodobnie wskutek działania deszczu bądź przesycenia wilgocią. Jedno z łożysk kulowych napędu oraz jego oprawa uległy nadtopieniu. Podobne uszkodzenia stwierdzono również na drugiej lotce, przy czym zniszczenie kesonu wystąpiło na większej przestrzeni. Prawdopodobnie wyładowanie przebiegło przez całą rozpiętość skrzydła poprzez linki sterowe, a największe zniszczenia wystąpiły tam, gdzie utworzył się łuk elektryczny pomiędzy nie połączonymi ze sobą częściami metalowymi.

W innym podobnym wypadku stwierdzono przepalenie jednego ze spłotów linki steru wysokości, prawdopodobnie wskutek przeskoku prądu wyładowania pomiędzy okuciem steru a izolowaną od niego za pomocą bakelitowej rolki linką. Uszkodzenia tego rodzaju mogą łatwo doprowadzić do zniszczenia szybowca wskutek utraty możliwości sterowania nim przez pilota. W omawianym wypadku piloci nie odnieśli obrażeń, gdyż prąd wyładowania, przebiegającego prawdopodobnie pomiędzy końcami skrzydła, przepłynął wyłącznie po metalowych częściach mechanizmu sterowania lotek. Gdyby jednak wyładowanie takie, co również jest możliwe, przebiegło pomiędzy sterem kierunkowym a końcem jednego ze skrzydeł — nie obeszłoby się bez porażenia pilota, gdyż w omawianych wypadkach nie było innego połączenia pomiędzy linkami steru kierunkowego a układem sterowania lotek jak poprzez pedały steru kierunkowego, nogi pilota i rękę trzymającą drążek sterowy. Własności izolacyjne gumowej rękocyfki drążka czy gumowych podeszew butów pilota opartych na pedałach są przy napięciach występujących przy tego rodzaju wyładowaniach niemal bez znaczenia.



Rys. 2. — Uszkodzenia spowodowane bezpośrednim trafieniem wyładowania atmosferycznego w szybowiec: a — nadtopiony pręt wyważenia, b — uszkodzenia dolnej powierzchni lotki,

c — uszkodzenia górnej powierzchni lotki, d — przepalone płótno pokrycia, e — zniszczona na przestrzeni 600 mm konstrukcja lotki, f — opalony keson lotki.

Sposoby zabezpieczenia szybowców przed skutkami wyładowań

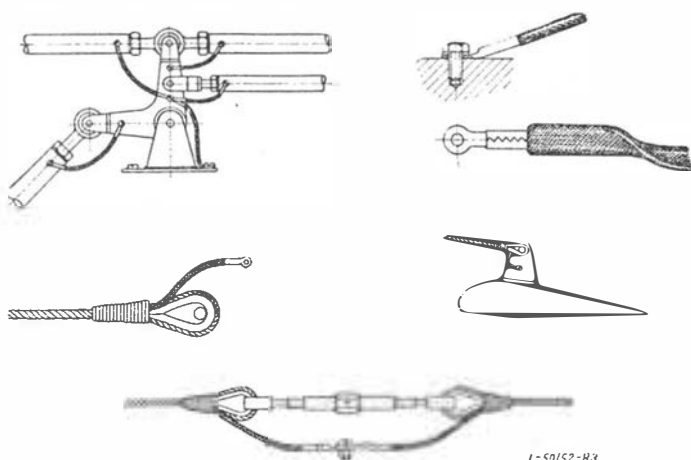
Przy pomocy stosunkowo prostych środków może konstruktor ograniczyć możliwości tworzenia się wyładowań elektrycznych na szybowcach i częściowo zabezpieczyć pilota oraz szybowiec przed skutkami bezpośredniego trafienia wyładowania w szybowiec.

blachy i główkach nitów — występują nadtopienia krawędzi nitów oraz nadtopienia krawędzi i styków blach pokrycia. Wskazane jest więc łączenie części napędów łączących się ze sobą poprzez łożyska zwłaszcza kulkowe, jak dźwignie, popychacze itp. oraz połączenie ze sobą wszystkich układów sterowania, a także większych mas metalowych, jak okucia dźwigarów, aparat tlenowy oraz osłon blaszanych kadłuba i końców skrzydeł względnie usterzeń.

W kabinie pilota wskazane jest połączenie okuć znajdujących się w pobliżu ciała pilota oraz metalowej tablicy przyrządów i metalowej ramy osłony kabiny w jeden układ z pozostałymi częściami szybowca. Na częściach metalowych w kabinie należy unikać ostrych krawędzi.

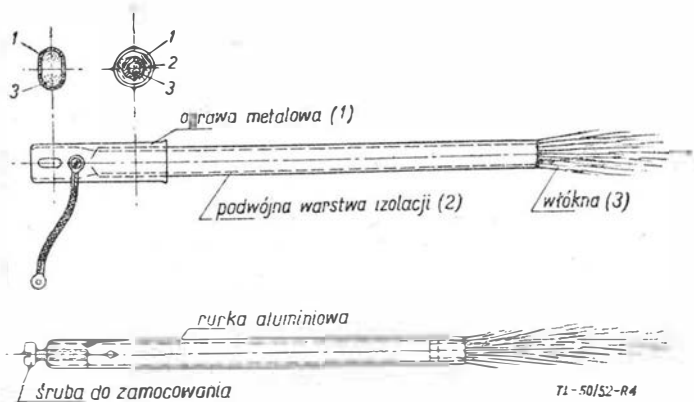
Jeżeli linki sterowe tworzą pętle o dużym obwodzie zamykające się poprzez ciało pilota (jak np. linki steru kierunkowego na niektórych szybowcach), należy obwody takie zamknąć przewodnikiem, a w niektórych przypadkach nawet skrócić przez zwarcie w połowie, tak jednak, aby umożliwić ich ruchy. Badania, w czasie których na izolowanym od otoczenia szybowcu wytwarzano sztucznie różnice potencjałów pomiędzy końcami skrzydeł, względnie pomiędzy końcem skrzydła a końcem kadłuba rzędu tylko 20 000 V, co jest bardzo małą wartością w porównaniu do różnic potencjałów, jakie mogą wystąpić w lotach chmurowych, potwierdziły występowanie części nieprzyjemnych zjawisk, opisywanych przez pilotów i wykazały, że przez staranne połączenia można je było przy tej różnicy potencjałów zupełnie usunąć. Natomiast stosowanie gumowych izolacji na drążku i pedałach, używanych często przez pilotów, okazało się mało skuteczne.

Tworzenie się na szybowcach ładunków elektrycznych wskutek tarcia o powietrze lub wskutek uderzeń naelektryzowanych cząstek możemy zmniejszyć ułatwiając intensywniejszy ich odpływ. Można tu zastosować używane w tym celu na samolotach komunikacyjnych specjalne szczoteczki (rys. 4), które umieszcza się na końcach skrzydeł i usterzeń. Szczoteczki takie wykonane są ze sztucznych włókien grafitowanych, względnie z włókien bawełnianych, impregnowanych związkami srebra. Włókna o długości około 300 mm są ujęte w miejscu zamocowania okuciem metalowym i otoczone



Rys. 3. — Przykłady prawidłowego łączenia części napędów.

Najskuteczniejszym środkiem jest oczywiście staranne połączenie wszystkich części metalowych przewodnikiem (rys. 3), najlepiej plecionką miedzianą o średnicy około 3 mm i równoważnym przekroju 1,5 mm². Plecionki powinny posiadać dobrze nalutowane końcówki, które należy przykręcić do odpowiednich części metalowych śrubkami zaopatrzonymi w sprężynujące podkładki. Plecionki należy zginać na powierzchni szerokiej, a jeżeli ruchy ich mają być przestrzenne, należy je przed zamocowaniem skrócić. Szczególnie starannie należy łączyć te części napędów, w których mogą powstać duże opory wskutek dużej zmiany przekroju lub istniejącej dużej opory stykowe. Obserwacja skutków uderzenia wyładowania atmosferycznego w skrzydła samolotu komunikacyjnego wykazała, że oprócz otworów wypalonych w blasze w miejscu uderzenia, względnie dużej ilości drobnych kraterów wytopionych na powierzchni

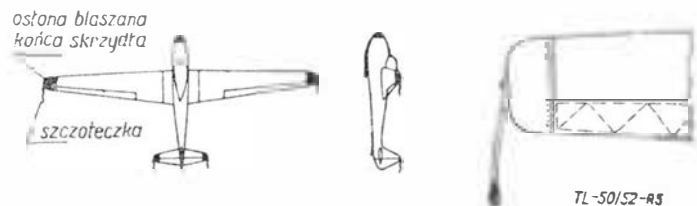


Rys. 4. — Szczoteczki używane na samolotach komunikacyjnych.

na całej prawie długości (z wyjątkiem 30 mm od końca) izolacją gumową. Wolne końce włókien, rozstrzępione przez opływ powietrza, tworzą dużą ilość drobnych ostrzy, zapewniających skuteczny i równomierny odpływ ładunków, a zatem stałe rozładowywanie się płatowca. Szczoteczki metalowe nie są tu stosowane, gdyż niezależnie od innych przyczyn, jak np. mniejsza odporność na zniszczenie, posiadają również tę wadę, że przy silniejszych wyładowaniach końce ich stapiają się, jak wykazały badania laboratoryjne, na kuleczki, co mniej sprzyja spływowi ładunków, podczas gdy szczoteczka włókienna spala się tylko nieco, a końce pozostają dalej ostre. Szczoteczki takie połączone z masą płatowca prawdopodobnie w pewnym stopniu spełniają także rolę piorunochronów, rozładowując przestrzeń w pobliżu płatowca, co zabezpiecza częściowo przed możliwością bezpośredniego uderzenia. Wypadki uderzeń wyładowań atmosferycznych w samoloty komunikacyjne wykazały jednak, że wyładowania takie trafiają nie w szczoteczkę lecz tuż obok niej, podczas gdy sama szczoteczka pozostała nienaruszona, oprócz prawdopodobnego lecz nie stwierdzonego wyraźnie opalenia jej końca. Szczoteczka bowiem, która wskutek tworzenia drobnych ostrzy skutecznie odprowadza ładunki elek-

trostatyczne, posiada większy opór od pobliskich części metalowych, co prawdopodobnie decyduje o miejscu uderzenia.

W szybowcu celowe jest wykonywanie końców skrzydeł i usterzeń w postaci osłon blaszanych, połączonych z resztą układu szybowca tak (rys. 5), aby w wypadku uderzenia wyładowania atmosferycznego uległy uszkodzeniu raczej osłony, aniżeli wyładowanie trafiło w bliskie końców skrzydeł linki napędu lotek czy sterów.



Rys. 5. — Umieszczenie szczoteczek ułatwiających spływ ładunków.

Tam, gdzie nie jest to możliwe, wskazane byłoby umieszczone na samym końcu skrzydła i kadłuba szczoteczki otoczyć na połowie długości pancerzem metalowym i połączyć ze sobą przewodem miedzianym, gdyż prawdopodobieństwo uderzenia w szczoteczkę umieszczoną na najbardziej skrajnych częściach szybowca będzie wtedy największe. Przewód łączący szczoteczki powinien być prowadzony wzdłuż krawędzi spływu. Cienkie przewody umieszczone bowiem w kesonie spowodowały w jednym wypadku rozerwanie kesonu.

Jakkolwiek całkowite zabezpieczenie szybowców przed skutkami wyładowań nie wydaje się możliwe, powyżej podane sposoby są w stanie zwiększyć w pewnym stopniu bezpieczeństwo w lotach chmurowych. Niewielki ciężar i koszt tego rodzaju zabezpieczeń nie stanowi trudności w ich zastosowaniu, a zadaniem konstruktora i użytkownika sprzętu szybowcowego jest wprowadzenie ich w życie, w węższym lub szerszym zakresie, zależnie od przeznaczenia danego szybowca.

Artykuł wpłynął dnia 1 lipca 1952 r..

DO NASZYCH PRENUMERATORÓW

Przypominamy naszym prenumeratorom o konieczności odnawiania prenumeraty normalnej — zgłaszanej przez pocztę lub listonoszy — do dnia 15-go każdego miesiąca poprzedzającego okres zgłaszanej prenumeraty. Prenumeratę normalną indywidualną przyjmują wyłącznie urzędy pocztowe i listonosze.

Warunki prenumeraty ulgowej podane są na stronie 182 niniejszego zeszytu, tamże podane są terminy składania zgłoszeń. W wyniku porozumienia z Dyrekcją Generalną PPK „Ruch”, Centralna Ekspedycja „Ruchu”, Warszawa, ul. Srebrna 12, będzie przyjmowała w drodze wyjątku zbiorowe zgłoszenia prenumeraty Techniki Lotniczej na rok 1953 od instytucji i organizacji do dnia 15 stycznia 1953 r.

Instytucje i organizacje, które z powodu braku kredytów nie mogły uiścić prenumeraty na rok 1953 w przepisany czas, nadesłać najpóźniej do 15 stycznia pod adresem PPK „Ruch” — Centralna Ekspedycja, zamówienia pisemne.

Zamówienia takie winny być poparte zobowiązaniem dyrektora i głównego księgowego zamawiającej instytucji, że należność uregulowana będzie w pierwszym kwartale 1953 r.

Jednocześnie informujemy prenumeratorów, że zamówienia kredytowe, nie posiadające w/w zobowiązań, nie będą przez PPK „Ruch” realizowane.

REDAKCJA I ADMINISTRACJA

XIX Zjazd Komunistycznej Partii Związku Radzieckiego — jego wielki ładunek ideowy — stanowi potężny bodziec dla Polskiej Zjednoczonej Partii Robotniczej i dla narodu polskiego w jego walce o pełne zwycięstwo socjalizmu, w walce o utrwalenie pokoju.

Skrzynka techniczna

Od pracowników Zakładu Mechaniki Lotu Politechniki Warszawskiej otrzymaliśmy list dotyczący zamieszczanych w naszym dziale „Na półkach księgarskich” wzmianek recenzyjnych; list ten drukujemy poniżej w całości:

„W związku z ukazaniem się recenzji ze skryptu pt. „Mechanika Lotu” w nr 3 czasopisma „Technika Lotnicza” zwracamy się z prośbą o bliższe wyjaśnienie niektórych uwag, zamieszczonych w recenzji; w szczególności prosimy o wyjaśnienie na konkretnych przykładach, na czym polega niekonsekwencja w stosowaniu oznaczeń. Problem oznaczeń, w związku z ogromną różnorodnością i ilością wzorów, był istotnie bardzo trudny do rozwiązania. Prosimy również o podanie tych wyrazów, których spolszczenie jest, zdaniem redakcji, zbyt daleko posunięte.

Odnosnie braku podpisów pod rysunkami wyjaśniamy, że rysunki opisane zostały w tekście (poza nielicznymi wyjątkami), co praktykuje nieraz sama „Technika Lotnicza”.

Ze swej strony chcielibyśmy zwrócić uwagę na recenzję książki Łojcińskiego — „Mechanika żłdkostej i gaza”, ponieważ recenzja ta nie wydaje się nam zbyt udana. W jednym ze zdań czytamy: „Omówiono również procesy, zachodzące przy ruchu z dużymi prędkościami z uwzględnieniem zjawisk dynamicznych i termodynamicznych”. Ze zdania tego można by wynioskować, że zjawiska te są zjawiskami ubocznymi, podczas gdy w rzeczywistości stanowią one istotę rzeczy.

Odnosnie zdania: „Ostatnie dwa rozdziały poświęcone są takim zagadnieniom jak: wpływ lepkości cieczy i gazu na wzajemne oddziaływanie ich na poruszające się twarde ciało, problem warstwy granicznej jako wstęp do teorii oporu profilowego i siły nośnej skrzydła” stwierdzamy co następuje: w książce Łojcińskiego nie zauważamy wcale wpływu dwóch różnych ośrodków na ruch ciała stałego (a nie „twardego”), natomiast omawiane jest w niej szczególnie szeroko zagadnienie przepływów laminarnych i laminarnej warstwy powierzchniowej, w których to zagadnieniach autor jest bodajże najlepszym radzieckim specjalistą.

Rozdziały VIII — IX stanowią skrót doskonałej pracy autora „Aerodynamika pogranicznowa słoja”. Pominięcie tego ważnego momentu książki, której pierwsze rozdziały stanowią do wymienionych rozdziałów jak gdyby wstęp, zmienia zupełnie charakterystykę książki w oczach czytelnika recenzji.

Odnosnie poprzednio zacytowanego zdania stwierdzamy, że problem warstwy powierzchniowej (a nie „granicznej”) nie może być w żadnym razie wstępem do teorii siły nośnej.

Naszym zdaniem w recenzjach należałoby albo podawać krótkie wzmianki o zakresie i przeznaczeniu pracy oraz głównych jej zagadnieniach lub podawać recenzję obszerniejszą po bliższym zaznajomieniu się z treścią książki. Wydaje nam się również, iż należałoby ograniczyć recenzje do ciekawszych książek, interesujących lotników.

Na zakończenie ponawiamy prośbę, zawartą na początku listu, o nadesłanie uwag, dotyczących skryptu „Mechanika Lotu”, które będą przydatne przy ewentualnym opracowywaniu następnych wydań skryptu lub przygotowywanego obecnie zbioru przykładów z mechaniki lotu, uzupełniających poprzednie wydawnictwo.

Pracownicy Zakładu Mechaniki Lotu

(—) W. Fiszdona
(—) R. Aleksandrowicz
(—) J. Rościszewski

W sprawie ogólnej — odnośnie wzmianek w dziale „Na półkach księgarskich” — to właściwie odpowiedź precyzująca stanowisko „Techniki Lotniczej” była zawarta w zeszyte 5 z października 1952 r., we wstępie do wspomnianego działu. Pragnąc dobrze spełnić rolę informatora decydujemy się właśnie dawać wzmianki krótkie z wszystkich książek, potrzebnych technicznym pracownikom lotnictwa w ich pracy zawodowej.

W sprawie wzmianek o skrypcie „Mechanika Lotu” oraz książki „Mechanika żłdkostej i gaza” głos oddaemy recenzentowi:

„Stosownie do założeń działu „Na półkach księgarskich” recenzje o książkach są bardzo krótkie, przy czym — zwłaszcza dla książek zagranicznych — wzmianka podaje jedynie treść książki, nie wchodząc w ocenę kwalifikacji autora omawianej pracy i nie analizując „pochodzenia” poszczególnych rozdziałów, ponieważ prace w obcych językach i tak wymagają od czytelnika właściwego przygotowania naukowego. W niniejszym przypadku przy opracowywaniu wzmianki oparłem się na wstępie napisanym przez... Autora książki, przy czym ze względu na brak miejsca, do wzmianki można było podać właściwie tylko krótkie streszczenie tego wstępu. Odnosnie wymienionych, wskazanych jako błędne określeń użytych we wzmiance uznaję swój błąd, a w przyszłości chętnie będę korzystał w przypadkach wątpliwych z uwag specjalistów zgrupowanych w Zakładzie Mechaniki Lotu.

W sprawie uwag w liście odnośnie recenzji skryptu prof. Fiszdona „Mechanika Lotu”, mogę dodać jedynie następujące spostrzeżenia i wyjaśnienia: recenzja była sporządzona z odbitek światłoczułych. W wydanych obecnie przez PWN częściach (I i II) szereg uwag staje się bezprzedmiotowy, ponieważ zarówno w tekście jak i w obydwu erratach zostały już częściowo uwzględnione, przy czym dotyczy to zwłaszcza niekonsekwentnych (lub raczej mylnych) oznaczeń. Przykładowo można jeszcze podać następujące: oznaczenie cięciwy literą „c”, stosowaną do współczynników; oznaczenie rozpiętości literą „b” zamiast „B” — analogicznie do „L” — długość, „H” — wysokość samolotu; określenie „λ” — zbieżność skrzydła trapezowego stwarza szereg nieporozumień przy rozważaniu zmian wielkości stosunku cięciw brzegowej i nasadowej (7/47); system numeracji rysunków, wykresów i tabel również nie ułatwia korzystania z materiału podanego w tekście skryptu; skróty np. K. N., KN, s. n., k. s. — nie wydają mi się celowe w tekście. Uwaga o spolszczeniu dotyczyła określeń, które zostały podane w tekście bez uprzedniego opisanie, bądź odpowiedniego powiązania z wyrażeniami stosowanymi dotychczas w literaturze względnie spotykanymi w „gwarze” lotniczej: zwłaszcza chodzi o klapki różnych typów, które należałoby odnieść do znanych i nazywanych popularnie „trymerami”, „fletnerami” itp.; o zjawisko trzepotania — odniesienie go do znanego w literaturze anglosaskiej buffeting. Pomimo, że wskazane powyżej pojęcia były przez Redakcję „Techniki Lotniczej” propagowane i proponowane było ich ustalenie, uważam za przedwczesne, aby podawać je bez równoczesnego omówienia a nawet podania obok niemieckiej nazwy gwarowej, bądź niekiedy obcej, jak „buffeting”.

Podobnie słowa: mechanizacja skrzydła, „myszczowanie”, grubość warstwy przyściennej (6/1), — przy czym stosownie do cytowanego listu powinno być „powierzchniowej”, moc fikcyjna. Nieuzgodnione w tekście określenia: etap lotu, faza lotu i okres lotu, płaszczyzna nośna i powierzchnia nośna, kkal i Kkal. Określenie nieprawidłowe: siła ciągu, wiraż i skręt, szybkość, śmigła o stałym skoku, samoloty szybkościowe, wypadków zamiast przypadków, silnik gwiazdasty; kg/m², KG, Km, KM itd. Określenia, wymagające spolszczenia: ekstremalne, empiryczne, depresja.

Braki: w wielu przypadkach wymiarów i mianowań, szeregu oznaczeń przy wzorach, szeregu oznaczeń na rysunkach i wykresach.

L. S.

Oprócz wymienionych przez recenzenta uwag dodatkowych bezpośrednio przekazujemy do Zakładu Mechaniki Lotu P. W. plik kartek zawierających dostrzeżone usterki maszynopisu oraz redakcyjne — dla wykorzystania przy sporządzaniu nowego wydania, tego bardzo pożytecznego, wyczerpująco omawiającego podstawowe zagadnienia z tytułowej dziedziny skryptu. Dostrzeżone przez recenzenta oraz zespół redakcyjny usterki powinny być traktowane jedynie jako drobny retusz (dotyczący raczej zewnętrznej postaci) bardzo starannie opracowanej, źródłowej pracy, która obecnie dla młodzieży studiującej na Wydziale Lotniczym Politechniki Warszawskiej stanowi bazę wprowadzającą w naukowe podstawy lotnictwa.

Uważamy, że tego rodzaju współpraca Redakcji „Techniki Lotniczej” powinna przynieść korzyści w ogólnej sprawie — kształcenia kadr lotnictwa, dlatego chętnie użyjemy łamów Skrzynki Technicznej dla podobnych wypowiedzi.

* * *

W artykule pt.: „Automatyczne sterowanie samolotu”, część III mgr inż. Wł. Jarominka, zamieszczonym w zeszycie 3/52 „Techniki Lotniczej” zostały przez Autora dostrzeżone następujące omyłki drukarskie:

Na stronie 62 w szpalcie prawej, wiersz 4 od góry powinien mieć brzmienie: „obrotu Ψ . Szukaną wartość kąta obrotu Ψ („względnie”); w wierszu 20 od góry zamiast Ψ winno być Ψ ; we wzorze [8.2a] ostatni człon powinien mieć postać: „= λa^2 ”; w wierszu trzecim od dołu zamiast „L” należy wstawić „I”.

Na stronie 63 w szpalcie lewej w wierszu 20 od góry zamiast wyrażenia „włączonym” należy wstawić „włączanego”; we wzorach [8.8] i [8.9] zamiast „c” powinno być „C”.

Na stronie 67, w szpalcie lewej, w wierszu 9 od dołu należy skreślić słowo „się”.

Na stronie 70 podpis pod rys. 36 powinien brzmieć: „Ważniejsze elementy kontroli i zmiany kursu w stabilizatorze kursu”.

Mgr inż. Stanisław Madeyski

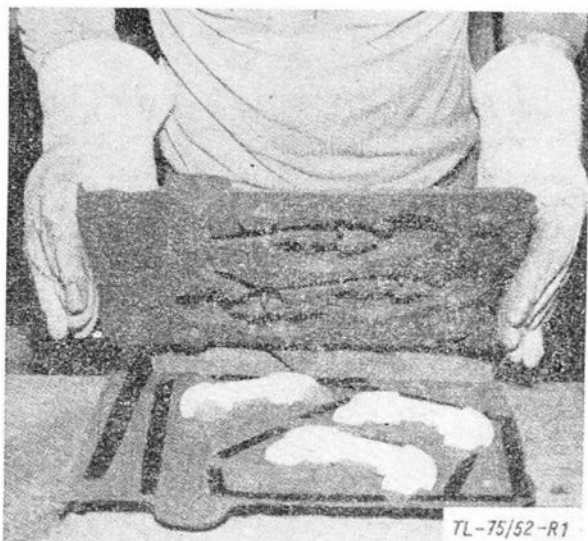
Nowości techniczne

NOWY SPOSÓB WYKONYWANIA FORM ODLEWNICZYCH

Tak, jak w szeregu dziedzin technologii jesteśmy stale świadkami postępu, to i w odlewnictwie, będącym na pozór najbardziej pierwotną gałęzią technologii, notujemy coraz to nowe osiągnięcia. Omówimy poniżej sposób wykonywania form z mieszaniny piasku i masy plastycznej, który pozwala na obniżenie kosztów produkcji, zwiększa wydajność oraz daje lepsze odlewy.

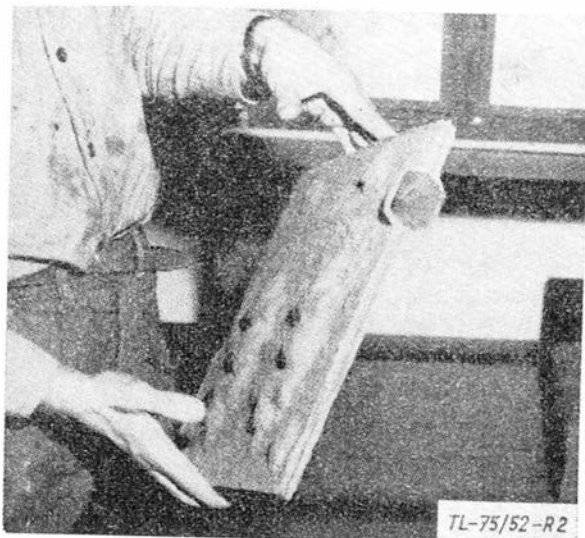
Formy do tego rodzaju odlewów wykonywane są przeważnie jako dwudzielne, a metoda ta jest szczególnie dogodna dla formowania drobnych części np. detali silników lotniczych itd.

Model robi się ze stopu aluminium a nie z drewna, ponieważ musi on wytrzymać dużą temperaturę, jaka jest potrzebna dla związania masy formierskiej. Model ten przypomina matrycę do tłoczenia blachy i w podobny sposób jest wykonywany.



Fot. 1. Połówki formy z masy przygotowane do sklejenia.

Masa formierska może się składać np. z 8% fenoloformaldehydu, 5% tlenku żelaza, 1/4% czynnika zwilżającego, reszta — drobny piasek formierski. Model podczas formowania jest pokryty cienką warstwą masy, przy czym dla zapobieżenia przyleganiu masy do modelu posypuje się go krzemionką. Model jest podgrzany do ok. 260°C, wskutek tego po około jednodominutowym

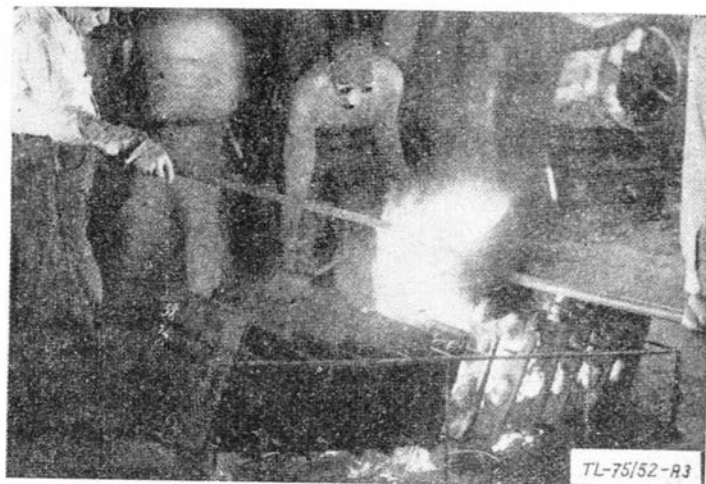


Fot. 2. Forma sklejoną, gotową do odlewu.

wygrzewaniu masa tężeje. Połówka formy jest gotowa. Po umieszczeniu rdzeni następuje operacja sklejanie połówek przy pomocy plastiku. Konieczny docisk wytwarza się na prasie za pośrednictwem układu sprężyn śrubowych. Forma może być bezpośrednio przekazana do odlewni lub też magazynowana przez dłuższy czas.

Fot. 1 przedstawia połowki formy przygotowane do sklejenia, zaś fot. 2 — gotową formę — już sklejoną.

Ponieważ forma tak wykonana ma nieregularny kształt zewnętrzny, to do operacji odlewania musi być ona umieszczona w odpowiednim koszu (fot. 3). Tak ustawione formy jedna obok drugiej zajmują o wiele mniej miejsca niż zwykłe formy skrzynkowe. Po zalaniu w miarę stygnięcia masa przepala się i wykrusza tak, że wyjęcie odlewu nie naraża już żadnych trudności.



Fot. 3. Zalewanie form umieszczonych w specjalnym koszu.

W formach tego typu z powodzeniem można wykonywać odlewy z różnych stopów, między innymi i ze stali nierdzewnej. Możliwość precyzyjnego wykonania formy pozwala na pozostawienie bardzo małych naddatków na obróbkę mechaniczną, a sama powierzchnia odlewu jest czysta i gładka.

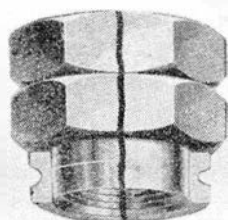
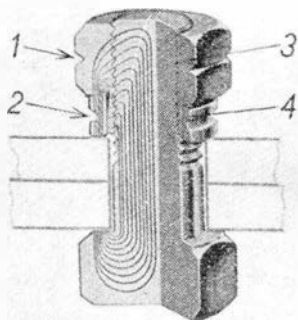
Grubość ścianek formy wynosi ok. 7 mm, ścianki są przepuszczalne tak, że powietrze i gazy wytwarzające się w czasie odlewu mogą łatwo uchodzić, dając ścisły odlew.

Formy opisane są do dziesięciu razy lżejsze niż zwykłe formy piaskowe, a wskutek małych wymiarów wielkość ich wynosi średnio 1/3 formy piaskowej. Uzyskuje się dzięki temu duże oszczędności, jeżeli chodzi o transport wewnątrzzakładowy i wykorzystanie miejsca. Wskutek małych naddatków, nadlewów i wlewów można również uzyskać do 30% oszczędności metalu. Ponadto fakt, że forma może być przez czas dłuższy magazynowana i nie zabiera wtedy dużo miejsca, pozwala na uniezależnienie działu formiarni od działu odlewni, ułatwiając w ten sposób rozplanowanie prac tych działów. Samo wykonywanie form może być w wysokim stopniu zautomatyzowane (zastosowanie specjalnej maszyny formierskiej).

NOWA KONSTRUKCJA SAMOZABEZPIECZAJĄCEJ SIĘ NAKRĘTKI

Istnieje bardzo wiele sposobów zabezpieczania nakrętek, jednakże problem ten jest stale daleki od ostatecznego rozwiązania. Nakrętki pracują w różnych warunkach, zaś nowe konstrukcje lotnicze i ich zastosowania stawiają coraz to inne wymagania toteż co pewien czas powstają rozwiązania.

Podajemy na tym miejscu rozwiązanie szczególnie odpowiednie do zastosowania w silnikach odrzutowych.



Nakrętka w stanie Swobodn. Zabezp.

TL-77/52

1. — Obciążenie rozkłada się bardziej równomiernie na zwoje gwintu. 2. — Ten pierścień zapobiega dużej koncentracji naprężeń w pierwszych trzech zwojach. 3. — Nakrętka właściwa. 4. — Pierścień zabezpieczający.

Nakrętka składa się z dwóch części: nakrętki zasadniczej oraz pierścienia zabezpieczającego.

Nakrętka w swej dolnej części przechodzi w cylinder o lekko beczułkowatym kształcie. Na tę część jest lekko wciśnięty pierścień zabezpieczający, posiadający rowkowe wytoczenie.

Działanie nakrętki jest następujące: wskutek dociągania nakrętki pierścień zabezpieczający ulega ściśnięciu i wywiera boczny nacisk na cylindryczną część nakrętki zasadniczej. W ten sposób powstaje znaczny docisk na zwojach gwintu pomiędzy nakrętką a gwintowanym sworzniem. Na skutek obciążenia wywołanego dokręcaniem nakrętki zasadniczej jej część cylindryczna wydłuża się nieco, skutkiem czego część obciążenia przenosi się na górne zwoje. Dzięki temu osiąga się dość równomierne obciążenie wszystkich zwojów gwintu i można o wiele mocniej dociągnąć nakrętkę niż to jest dopuszczalne przy nakrętkach zwykłych.

Nakrętka tego typu może być użyta wielokrotnie. Może być ona wykonana ze stali nierdzewnej lub też z innego stopu. Stosuje się je w silnikach odrzutowych oraz do łączenia części samolotów. Pewność połączenia jest zagwarantowana aż do temperatury około 850°C.

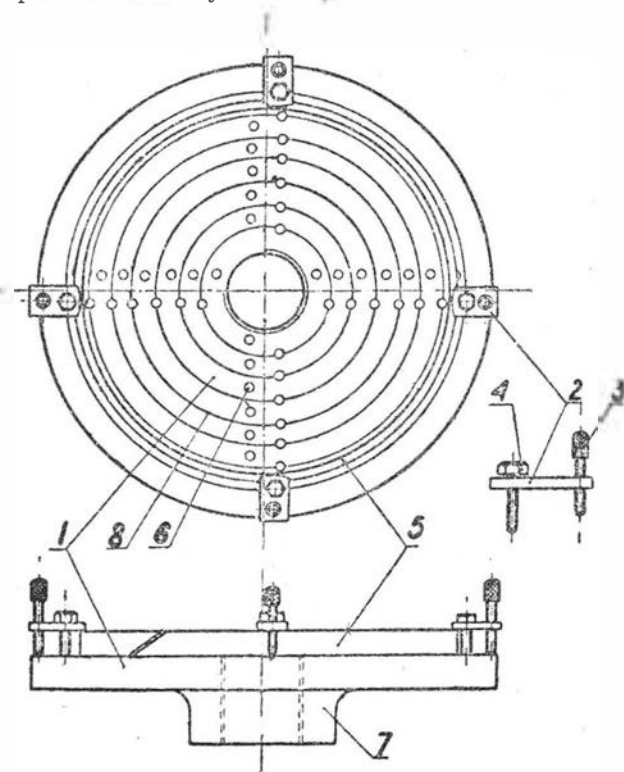
Przeglądamy usprawnienia...

Pod wskazanym ogólnym tytułem zamieszczamy zarówno usprawnienia pracownicze jak i udoskonalenia techniczne, zaczerpnięte z Wydawnictw Urzędu Patentowego P.R.L. Po tytule opisu umieszczamy w nawiasach następujące informacje: numer klasy, do której należy temat usprawnienia lub udoskonalenia według klasyfikacji patentowej; numer serii, to jest dziedziny techniki, do której zaliczone jest usprawnienie lub udoskonalenie cytowane oraz numer kolejny drukowanego opisu usprawnienia lub udoskonalenia, przy czym usprawnienia posiadają numer poprzedzony literą O, udoskonalenia zaś — numer z literami OU. Umieszczone dalej, poza tymi informacjami w nawiasach, nazwisko oznacza twórcę pomysłu.

Tarcza do obtaczania pierścieni tłokowych

(Kl. 49a; Seria 1; Nr 0-685) Tadeusz Łopuszyński.

Przy obtaczaniu pierścieni tłokowych, kiedy po wycięciu tak zwanego zamka należy wykonać ostatnie operacje obróbkowe i pierścień obtoczyć z zewnątrz i z wewnątrz na żądany wymiar, napotyka się na szereg trudności przy właściwym zamocowaniu pierścienia do przeprowadzenia tej obróbki.



W celu usunięcia powyższych kłopotów i ułatwienia oraz przyspieszenia obróbki zastosowano w myśl usprawnienia pomocniczą tarczę do przetaczania, uwidoczoną na rysunku.

Jest to tarcza żeliwna 1, którą nakręca się na wrzeciono tokarki w miejsce uchwytu. Tarcza posiada na płaszczyźnie szereg rys kontrolnych 8, które ułatwiają ustawienie pierścienia, oraz szereg otworów nagwintowanych 6, które umożliwiają przykręcenie pierścienia o rozmaitych wymiarach. Następnie ustawia się na tarczy pierścień tłokowy 5, który dociska się przy brzegu zewnętrznym specjalnymi łapkami 2 i śrubami 4 do tarczy.

Po przetoczeniu pierścienia na żądany wymiar od strony wewnętrznej, zakłada się takie same łapki od środka pierścienia i, po odkręceniu łapek zewnętrznych, przetacza się pierścień od strony zewnętrznej.

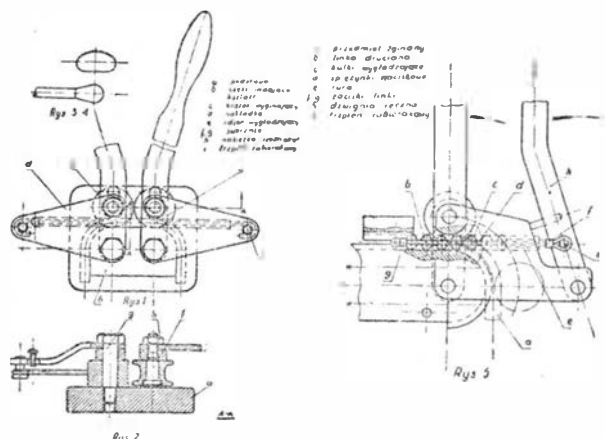
Przy obtaczaniu pierścieni mniejszych można założyć na tarczy dwa, trzy, a nawet cztery pierścienie równocześnie, gdyż zależy to tylko od długości śrub 4.

Przyrząd kombinowany do gięcia i wygładzania rur

(Kl. 49h; Seria 1; Nr 0-672) z czasopisma „Fertigungstechnik“ (NRD).

Gięcia rur za pomocą odpowiedniego przyrządu ręcznego nie jest zadowalającym rozwiązaniem. W czasie gięcia rury można wprowadzić uniknąć zmiany jej przekroju lub tę zmianę zmniejszyć przez zastosowanie różnych środków pomocniczych, lecz i wtedy występują pewne skutki ujemne. Tak np. przy często stosowanym napełnianiu rury piaskiem ma miejsce duża strata czasu. Maszyny gnące, napełniające samoczynnie piaskiem rury wyginane, mogą być instalowane tylko w dużych zakładach pracy. Opisany poniżej nowy kombinowany przyrząd do gięcia i wygładzania można zastosować do: gięcia ręcznego za pomocą zwykłego przyrządu do gięcia,

gięcia za pomocą pras wszelkiego rodzaju gięcia na maszynach do gięcia rur.



Rys. 1 i 2 uwidaczniają przyrząd do gięcia, który służy do wyginania uchwytów. Krążki gnące, dźwignie, części nadające kształt itd. nie różnią się od już znanych, ponieważ proces gięcia pozostaje ten sam. Jako nowość zastosowano dodatkowy przyrząd wygładzający. Nakładka *a* z mocowaną ze sworzniem *g* za pomocą nakrętki sześciokątnej, jest osadzona w sworzniu *f* i powoduje ruch obrotowy dźwigni. Wprowadzone do przedmiotu obrabianego rdzenie wygładzające *e* (rys. 3 i 4) są podczas gięcia zabierane przymusowo przez trzpień zabierakowy *i*. Przebyta przy tym droga odpowiada linii środkowej, która jest łukiem, opisanym promieniem gięcia. Rdzenie wygładzające, wykalibrowane według wymiaru wewnętrznego przedmiotu obrabianego, wygładzają zmiany powstałe w kształcie przy wyginaniu, przywracając bezpośrednio miejscom odcztałconym kształt początkowy. Przystawiany krążek wyginający zapewnia nienaganne wyjęcie przedmiotu obrabianego.

Rys. 5 uwidocznia dalsze rozwinięcie opisanego powyżej przyrządu. Przedmiotem wyginanym *a* jest rura normalnego typu. Zamiast jednolitego rdzenia wygładzającego ma tu zastosowanie część elastyczna. Użyto w nim linki drucianej *b*, na którą nasunięto pewną liczbę kulek wygładzających *c*, między którymi umieszczono sprężynki naciskowe *d*. Jako część pośrednia została nasunięta rura *e*, która tworzy połączenie między zaciskiem *f* linki drucianej, uchem do zawieszania i kulkami wygładzającymi. Zacisk *g* linki przejmuje nacisk kulek wygładzających, powstający przy wygładzaniu. Po dokonaniu zabiegu gięcia rura zostaje wygładzona za pomocą dźwigni ręcznej *h*; elastyczny rdzeń wygładzający może być wymontowany po zdjęciu z trzpienia zabierakowego *i*.

Na podstawie wyżej podanego łatwo jest ułożyć wskazówki, dotyczące wykonania i pracy przyrządu.

Recepta na atrament do wytrawiania napisów na metalach

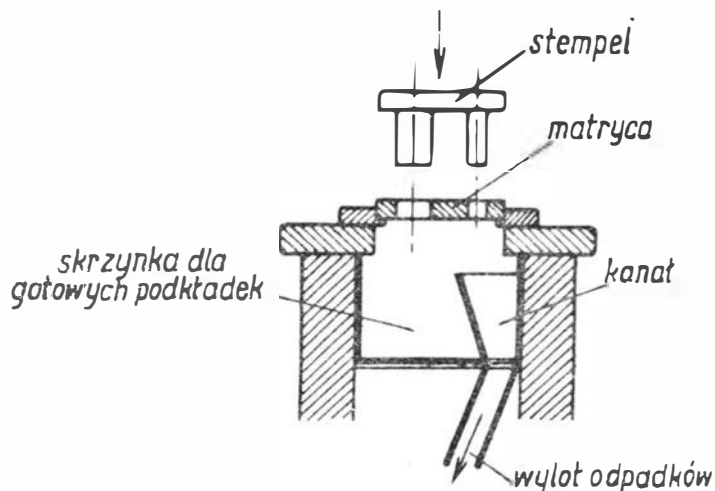
(Kl. 48d; Seria 4; Nr OU-20) Franciszek Szadkowski.

Recepta na atrament do wytrawiania napisów na żelazie, stali, cynku, miedzi i niektórych stopach, według niniejszego udoskonalenia technicznego jest następująca: 25 g kwasu selenowego rozpuścić w 200 cm³ wody dodając 50 cm³ kwasu azotowego stężonego oraz 25 g siarczanu miedzi. Roztwór rozcieńcza się wodą do ilości 1 litra. Dla głębokiego trawienia bierze się podwójne ilości składników i rozcieńcza wodą do objętości 1 litra. Atrament do wytrawiania napisów na metalach nie był dotychczas produkowany w kraju — importowano go z zagranicy.

Skrzynka do oddzielania podkładek od odpadków podczas ich wycinania na prasie

(Kl. 49c; Seria 1; Nr 0-683) Romuald Ossowski.

Przy wycinaniu podkładek na prasie za pomocą wykrojnika dwutaktowego otrzymuje się produkt zmieszany z odpadkami. Odpadki te, powstałe przy dziurowaniu podkładek, oddzielane były dotychczas od podkładek za pomocą sit.

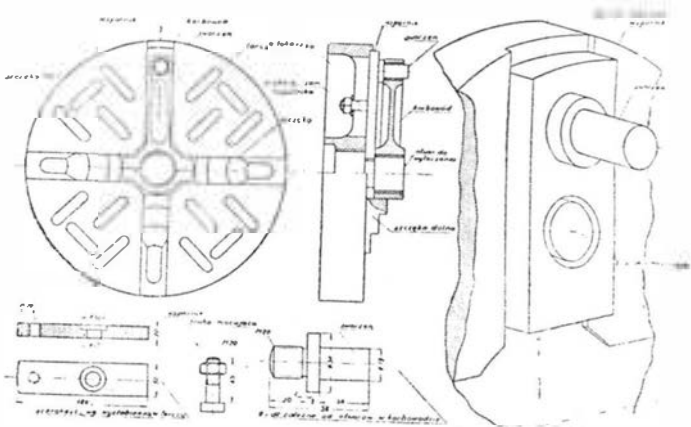


Według usprawnienia zastosowano specjalną skrzynkę (uwidoczoną na rysunku) umocowaną pod stołem prasy. Za pomocą tej skrzynki podkładki są automatycznie oddzielane od odpadków w czasie ich fabrykacji. Podkładki wpadają do skrzynki, a odpadki powstałe przy wycinaniu otworów w podkładkach dostają się do kanału o kształcie leja i są usuwane na zewnątrz.

Przyrząd do wytaczania na tokarce otworów, wylanych białym metalem w łbach korbowych korbowodów

(Kl. 49a; Seria 1; Nr 0-665) Alfons Bonk, Wilhelm Garbas.

W celu ułatwienia pracy przy wytaczaniu na tokarce otworów (wylanych białym metalem) w łbach korbowych korbowodów, wykonano przyrząd uwidoczniiony na rysunku, umożliwiający osiągnięcie jednakowej grubości warstwy metalu białego, którym jest wylany otwór w łbie korbowym korbowodu. Dzięki zastosowaniu tego przyrządu unika się powstawania braków przy obróbce otworów w łbach korbowych korbowodów.



Przyrząd taki jest wspornikiem, przymocowanym śrubą do tarczy tokarskiej na miejscu jednej zdjętej z tarczy tokarskiej szczęki mocującej. Wspornik jest zaopatrzony w sworzeń z gwintem, który w zależności od wielkości otworu w łbie tłokowym korbowodu można wymieniać. Odległość od osi sworznia do osi tocznienia równa się długości korbowodu. Na wspomniany sworzeń nasadza się korbowód otworem w łbie tłoko-

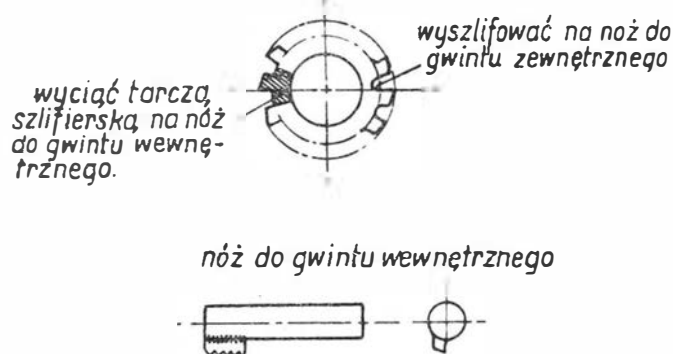
wym, na skutek czego oś otworu w łbie tłokowym korbowodu pozostaje w stałej odległości od osi toczenia i zaciska się korbówód szczękami tarczy tokarskiej, w zależności od jego położenia, co nie wymaga specjalnej uwagi i ostrożności. Jednakowe korbowody, przeznaczone do obróbki, mocuje się na tym samym raz już ustawionym wsporniku, zachowując przez to stałą odległość od osi sworzni do osi toczenia.

Przyrząd powyższy znacznie przyspiesza pracę, zezwala na uzyskanie jednakowej obróbki w danym komplecie korbowodów (stałą długość korbowodów) i eliminuje błędy wykonania, przy równoczesnym ułatwieniu zamocowania korbowodu na tarczy tokarskiej.

Noże do gwintowania

(Kl. 49e; Seria 1x; Nr 0-657) G. Kempe (NRD).

Aby zapobiec brakowi zewnętrznych i wewnętrznych noży do gwintowania, zastosowano do ich wyrobu wybrakowane frezy gwintowe w sposób następujący:



a. Noże do gwintów zewnętrznych.

Jeszcze nie zużyte zęby freza gwintowego należy wyszlifować tak, aby wypadające przy nacinaniu wióry nie były przyciskane. W ten sposób przygotowany zastępczy noż gwintowy montuje się na trzpieniu urządzenia do narzyniania gwintów.

b. Noże do gwintów wewnętrznych.

Zdatne jeszcze do użytku zęby freza gwintowego wyszlifowuje się i uzyskany w ten sposób wycinek przyspawuje do trzpienia, dającego się zamocować w urządzeniu do narzyniania gwintów.

Sposób podklejania rozdartych rysunków sporządzonych na kalce

(Kl. 54d; Seria 14; Nr 0-655) Tomasz Filuś.

Rysunki techniczne, sporządzone na kalce, łatwo ulegają rozdarciam, a nie podklejane ulegają szybkiemu zniszczeniu i muszą być przerysowywane. Do podklejania rozdarcie nie nadają się ani papier, ani zwykły klej biurowy, ponieważ są mało przezroczyste i powodują marszczenie się miejsc podklejonych. Odbitki wykonane z tak podklejonych rysunków są niewyraźne w miejscach podklejenia.

Według usprawnienia do podklejania rozdarcie zastosowano cienki, przezroczysty celofan i klej składający się z kleju do gumy (przyrządzonego na benzynie) oraz z żywicy lub kalafonii. Klej taki dobrze łączy kalkę rysunkową z celofanem. Po odcięciu paska celofanu potrzebnej wielkości powleka się go klejem o podanym wyżej składzie i odkłada się pasek na 1 minutę w celu przeschnięcia. Miejsca rozerwane rysunku podkleja się następnie tym paskiem od strony odwrotnej arkusza i mocno się przyciska. Wystający poza arkusz koniec paska celofanu zagina się na krawędzi na przednią stronę arkusza i również przykleja. Odbitki wykonane z tak podklejonej kalki są zupełnie dobre.

Pasty do polerowania bakelitu

(Klasa 22g; Seria 4; Nr 0-319), Piotr Łyszkowicz.

W celu uniezależnienia się od dostaw z zagranicy past potrzebnych do polerowania bakelitu opracowano recepty i sposób przygotowywania we własnym zakresie pasty do wstępnego szlifowania oraz pasty do polerowania na wysoki połysk.

Skład chemiczny powyższych past jest następujący:

a. Pasta do wstępnego szlifowania: stearyna — 16%, łój — 35%, materiał ścierny — 4%, wapno wiedeńskie — 42%, barwnik — 3%.

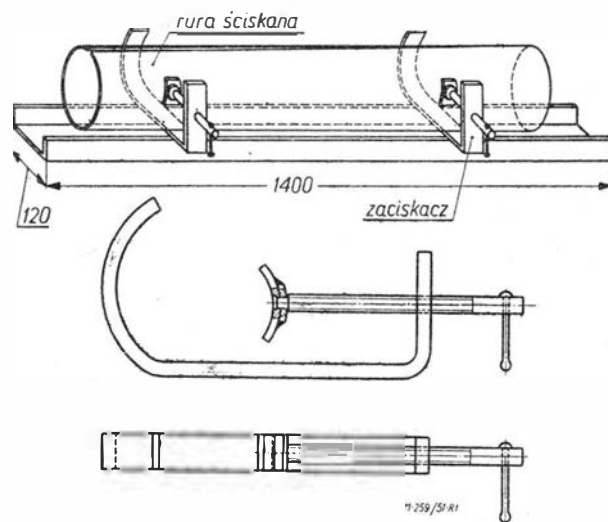
b. Pasta do polerowania na wysoki połysk: stearyna — 20%, łój — 35%, utrwalacz — 4%, wapno wiedeńskie — 40%, barwnik — 1%.

W kociołku metalowym o pojemności około 7 litrów stapia się łój i stearynę, podgrzewając najlepiej elektrycznym grzejnikiem i mieszając od czasu do czasu. Stopioną mieszaninę należy lekko przestudzić. Następnie kociołek ustawia się ponownie na grzejniku i w zależności od tego, jaką pastę się przygotowuje, dosypuje się niewielkimi porcjami, stale mieszając, najpierw materiału ściernego lub utrwalacza, następnie wapna wiedeńskiego, a w końcu barwnika. Wapno wiedeńskie może być zastąpione ziemią okrzemkową. Gdy mieszanina nabierze konsystencji ciągnącego się ciasta, przekłada się ją szybko do przygotowanych uprzednio pudełek tekturowych, gdzie pozostaje aż do całkowitego zastygnięcia. O ile przewiduje się, iż pasta przez pewien czas pozostawać będzie w magazynie, należy ją zabezpieczyć od wpływów atmosferycznych przez zanurzenie pudełek w roztopionej parafinie. W celu zapewnienia dobrego wymieszania, pastę należy przygotować w porcjach nie większych niż 3 — 4 kg.

Przyrząd pomocniczy do wyznaczania środka w otworach przy trasowaniu.

(Kl. 42b; Seria 1; Nr 0—628) Marian Węgrzyn.

Przy pracach traserskich potrzebne bywa często wyznaczenie środka w istniejącym otworze odlewu lub tp. części. Dotychczas wstawiano w tym celu do otworu deseczkę zaopatrzoną w blaszkę cynkową i umocowywano ją klinami drewnianymi. Sposób ten pochłaniał dużo czasu i nie dawał pewności dobrego umocowania wkładki.



Według usprawnienia wykonano do tego celu specjalny przyrząd o konstrukcji uwidocznionej na rysunku. Składa się on z ramki stalowej z nakładką ołowianą oraz śruby zaciskowej zakończonej stożkiem. Przyrząd ten jest do pewnego stopnia uniwersalny, ponieważ można go zastosować do otworów o różnych średnicach w granicach nastawialności śruby.

S. M.

Na półkach księgarskich

Elementy stroitelnoy miechaniki tonkostiennych konstrukcij. S. N. Kan i Ja. G. Panowko, Oborongiz, 1952 r., stron 163.

Jest to przejrzane i uzupełnione drugie wydanie powyższej pracy. Zagadnienia mechaniki cienkościennych konstrukcji wyłożone są tu w zastosowaniu do wytrzymałości układów skrzydła i kadłuba, wpływu zamocowania, wycięć itp. Materiał teoretyczny poparty jest przykładami. Treść zawarta jest w pięciu rozdziałach, zawierających: teorię zginania i skręcania konstrukcji cienkościennych, skręcanie profili otwartych i zamkniętych oraz specjalne przykłady warunków granicznych. W ostatnim zaś rozdziale dany jest krótki przegląd literatury i przedstawiony obecny stan omawianego zagadnienia. Treść przeznaczona jest dla słuchaczy szkół lotniczych; mogą też z niej korzystać pracownicy biur konstrukcyjnych. S. L.

Osnownyje zadaczi teorii laminarnych tieczienij. S. M. Targ, Gostechizdat, 1951 r., stron 420.

Książka ta omawia przepływ laminarny cieczy lepkiej, przy czym rozpatruje szereg konkretnych zagadnień, posiadających określone zastosowanie w praktyce. W kolejnych rozdziałach omówione są: równania ruchu cieczy lepkiej nieściśliwej, prostsze przykłady przepływu ustalonego cieczy lepkiej ograniczonej sztywnymi ścianami, to samo dla przepływu nieustalonego, przepływ ustalony cieczy lepkiej w warstwie powierzchniowej, przepływ nieustalony cieczy lepkiej w warstwie powierzchniowej, przepływ cieczy lepkiej w rurach i dyfuzorach, przepływ w czasie ruchu cieczy lepkiej. Praca ta przeznaczona jest dla inżynierów i pracowników instytutów badawczych, zajmujących się wymienionymi poprzednio zagadnieniami, jak i dla studentów specjalizujących się w dziedzinie hydro-aerodynamiki. S. L.

Kurs technologii budowy maszyn, część I. Ogólne zagadnienia technologii obróbki mechanicznej. prof. A. Sokołowski, tłum. z ros. mgr inż. Marian Rogoziński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 430.

Omawiana książka jest pierwszym z dwóch tomów obszernej pracy, poruszającej zagadnienia technologii obróbki skrawaniem. Treść książki podzielona jest na siedem rozdziałów: procesy technologiczne obróbki skrawaniem i ich planowanie, badanie zespołu zagadnień procesu technologicznego, sztywność jako czynnik technologiczny, dokładność obróbki, definicja błędów i zapewnienie dokładności obróbki, podstawy i wymiary operacyjne, naddatki na obróbkę. Książka ta jest przeznaczona dla technicznych pracowników biur fabrykacyjnych i warsztatów przemysłu maszynowego. S. M.

Konstrukcja przyrządów montażowych. M. Nowikow, tłum. z ros. inż. Wacław Ostrowski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 280.

Książka omawiana zawiera obliczenia i opisy przyrządów montażowych i objaśnia zasady ich konstruowania. Treść podzielona jest na pięć rozdziałów, w których poruszono następujące tematy: rysunki przyrządów montażowych, elementy przyrządów montażowych, zasady konstruowania przyrządów i uchwytów montażowych, konstrukcja i obliczenia typowych przyrządów i narzędzi montażowych oraz materiały stosowane do wykonywania części przyrządów i narzędzi montażowych. W załącznikach podano szereg danych z norm radzieckich oraz odpowiednich norm PN, dotyczących wykonywania rysunków technicznych i projektowania (materiały, tolerancje, elementy, podzespoły itp.) przyrządów i narzędzi montażowych. Obszerny wykaz literatury radzieckiej stanowi uzupełnienie książki, która powinna zainteresować pracowników przemysłu lotniczego, zwłaszcza zaś silnikowców, ponieważ zawiera szereg przykładów wziętych z produkcji łokowych silników lotniczych. S. M.

Wykład elementów maszyn, część IV. — Mechanizmy, prof. dr inż. Wacław Moszyński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 384.

Omawiana książka stanowi czwartą i ostatnią część pracy, o której wzmiankę zamieściliśmy w zeszycie 2/52 „Techniki Lotniczej”. Na treść jej składają się następujące tematy: mechanizmy, mechanizmy korbowe, koła zamachowe i regulatory, drgania wałów maszynowych oraz fundamentowanie maszyn. Bogaty wykaz literatury oraz skorowidz rzeczowy dopełniają całości. Książka jest przeznaczona dla konstruktorów maszyn i studentów wydziałów mechanicznych politechnik. S. M.

Gładkość powierzchni i sposoby jej pomiaru, mgr inż. Andrzej Sadowski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 168.

Omawiana książka, wydana przez Instytut Obrabiarek i Narzędzi, porusza niezwykle ważne zagadnienie, zwłaszcza dla lotnictwa — gładkości powierzchni. W części pierwszej — Podstawowe wiadomości o gładkości powierzchni — zawarte są następujące rozdziały: geometria powierzchni; parametry chropowatości, falistości i porysowania powierzchni; normalizacja gładkości powierzchni. Część druga — Pomiary gładkości powierzchni — składa się z następujących tematów: systematyka metod oceny i pomiaru gładkości powierzchni; porównawcze metody oceny i pomiaru gładkości i wzorce gładkości; metody oceny lub pomiaru profilu powierzchni; metody badania nośności powierzchni; metody określenia wielkości wygładzenia powierzchni; metody oceny powierzchni na podstawie jej własności refleksyjnych; metody badania rys i pęknięć powierzchniowych; technika pomiarów gładkościowych. Uzupełnieniem książki jest tekst najnowszej normy radzieckiej, dotyczącej gładkości, wykaz ważniejszych oznaczeń i pojęć gładkościowych oraz ich odpowiedników w językach obcych i zestawienie literatury. Książka przeznaczona jest dla techników i inżynierów-mechaników. S. M.

Wzorce gładkości powierzchni, mgr inż. Andrzej Sadowski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 56.

Książeczka przeznaczona jest dla wykwalifikowanych robotników, mistrzów i techników warsztatowych i porusza w sposób przystępny zagadnienia gładkości powierzchni, jej klasyfikacji i oznaczania oraz zastosowania wzorców gładkości w produkcji, przy wykorzystaniu wzorców wybranych z przedmiotów produkcji, względnie uniwersalnych kompletów wzorców gładkości, wskazując sposoby oceny gładkości za pomocą wzorców. Ciekawostką podaną przez Autora jest fakt, że w Polsce właśnie przemysł lotniczy pierwszy stosował metodę badania gładkości za pomocą wzorców. S. M.

Łożyskowe stopy beczynowe, inż. Stefan Balicki, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 68.

Omawiana książeczka przeznaczona jest dla pracowników wydziałów remontowych oraz dla pracowników i konstruktorów zakładów budowy maszyn. W treści swej zawiera zarys historyczny, ogólne wiadomości o łożyskach ślizgowych oraz o stopach łożyskowych, omówienie stopów beczynowych, a mianowicie stopów o osnowie ołowiowej, miedziowej, cynkowej i aluminowej, objaśnienie przyczyn powstawania wad panewek i sposobów ich zapobiegania oraz omówienie przyczyn grzania się łożysk i sposobów zapobiegania temu. Wykaz literatury, zawierający dwadzieścia cztery pozycje, wraz z szeregiem niedrukowanych prac Komisji Stopów Łożyskowych, dopełnia całości tej pożytecznej pracy, zwłaszcza przydatnej dla konstruktorów silników lotniczych. S. M.

Usprawnienie obsługi i modernizacja pras hydraulicznych, mgr inż. mech. Leon Gosztowt, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 92.

Książka omawiana zawiera opisy sposobów usprawnienia pracy pras hydraulicznych i porusza zagadnienia zmniejszenia strat spowodowanych nieuszczelniością, zaoszczędzenia zużycia elektrycznej mocy napędowej, sposobów ułatwienia obsługi pras, zwiększenia produkcji na prasach hydraulicznych oraz podaje obliczenie zużycia wody o wysokim ciśnieniu przed usprawnieniem i po usprawnieniu. Książka przeznaczona jest dla mistrzów, techników i inżynierów. S. M.

Wskazówki dla użytkowników wag, mgr inż. J. Noworyta, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 64.

Książeczka wchodzi w skład cyklu „Biblioteka Metrologiczna Głównego Urzędu Miar” i omawia rodzaje wag i ich obsługę, konserwację wag i odważników, obowiązki wagowych oraz przepisy legalizacyjne w ogólnym zarysie. Ciekawym dopełnieniem książeczki są tablice, w których zestawiono granice dopuszczalnych uchybień dla poszczególnych rodzajów wag. S. M.

Studia nad klejami sklejkowymi, Prace Nr. 81 Instytutu Badawczego Leśnictwa, praca zbiorowa, Państwowe Wydawnictwo Rolnicze i Leśne, 1952 r., stron 72.

Na treść zeszytu nr 81 prac IBL wchodzi następujące prace badawcze, przeprowadzone w Instytucie Badawczym Leśnictwa: Wpływ zawartości wapna i temperatury mieszania na lepkość i trwałość kleju albuminowego; wpływ czasu mieszania i stopnia rozcieńczenia wodą na lepkość i trwałość kleju albuminowego; przystosowanie kleju rybnego w łuskach do klejenia drewna; analiza przydatności klejów rybnych typu L do masowej produkcji sklejek. Notując w naszym dziale po raz pierwszy wydawnictwo IBL zwracamy uwagę naszych Czytelników na prace naukowe tego Instytutu, które w wielu przypadkach ściśle łączą się z zagadnieniami, mogącymi zainteresować pracowników lotnictwa zwłaszcza w dziedzinie badań drewna, sklejek, klejów itp. S. M.

Sprawoznacznik po zaszczytno-diektoratnym pokrytym, Ja. W. Wajner, M. A. Dasojan, A. Ja. Drinberg, A. A. Tarasienko, J. J. Chain, Maszgiz, 1951 r., stron 480.

W podręczniku podane są w pierwszej części krótkie wiadomości z fizyki, chemii, elektrochemii i korozji. W drugiej części podane są zasady wyboru rodzaju i metody naniesienia pokrycia, a także dane technologiczne pokryć galwanicznych, przygotowania powierzchni pod pokrycia, pokryć aluminium i jego stopów, pokryć magnezu i jego stopów, parkeryzowanie, oksydowanie i termiczno-dyfuzyjne metody naniesienia pokryć. Końcowe ustępy tej części podają wyposażenie warsztatu i metody kontroli jakości pokryć. Część omawiająca pokrycie farbami zawiera ustępy opisujące: materiały pokryć, wyposażenie i narzędzia, technologię malowania i metody badania materiałów i pokryć farbami. Końcowa część podaje przepisy bezpieczeństwa w czasie wykonywania pokryć. Podręcznik przeznaczony jest dla inżynierów i pracowników technicznych zakładów i instytutów badawczych, biur konstrukcyjnych i projektujących, w zakres prac których wchodzi zagadnienie wykonania pokryć, jak również dla studentów średnich i wyższych szkół technicznych. S. L.

The Artificial Satellite, The Proceedings of the Second International Congress on Astronautics London 1951, L. J. Carter, A. C. I. S., British Interplanetary Society, 1951 r., stron 74.

Broszura zawiera sprawozdanie z II Międzynarodowego Kongresu Astronautycznego, jaki miał miejsce w r. 1951 w Londynie. W całości wydrukowano odczyt L. R. Shepherd’a „Sztuczny satelita”, L. Spitzera „Komunikacja międzyplanetarna pomiędzy orbitami satelit”, T. Nonweilera „Spadek z orbit satelit przy użyciu hamowania aerodynamicznego”, M. W. Ovendena „Niebezpieczeństwo meteorów dla stacji międzyplanetarnych”, K. w.

Gatlanda, A. M. Kunescha i A. E. Dixona „Statki międzyplanetarne minimalnej wielkości” oraz R. A. Smitha „Wytwarzanie łączności pomiędzy statkami poruszającymi się po orbitach”. Poza tym podano streszczenia pozostałych odczytów, obejmujących zagadnienia budowy, warunków użytkowania oraz zastosowania statków i stacji międzyplanetarnych. Omówiony jest również sam przebieg Kongresu. Opisana broszura znajduje się w posiadaniu Redakcji „Techniki Lotniczej” i jest do dyspozycji zainteresowanych.

R. L.

Klasyfikacja dziesiąta, 62 620/621 — Budowa Maszyn, Główny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej, 1952 r., stron 398, wydano systemem Rotaprint na prawach rękopisu.

Omawiany zeszyt zawiera tablice klasyfikacji dziesiątej działów 62 — wiedza inżynierska, technika i przemysł w ogólności; 620 — badanie materiałów, towaroznawstwo, siłownie, gospodarka energetyczna oraz 621 — budowa maszyn, który obejmuje projektowanie, wytwarzanie i użytkowanie maszyn w przemyśle i w ogólności wszelkie silniki. Stwierdziłszy szereg określeń, które raz z punktu widzenia czystości języka technicznego: centryfugi zamiast wirówki, śruby (śmigła), kondensat zamiast skropliny itp. W zeszytach tym zawarty jest tylko jeden punkt: „621-592.6 — Hamulce okrętowe i samolotowe zwiększające opór powietrza”, nazwany w indeksie przedmiotowym (alfabetycznym): „hamulce samolotowe” — dotyczący bezpośrednio lotnictwa, przy czym określenia te wydają się nam zbyt lakoniczne w dzisiejszym stanie rozwoju mechanizacji skrzydła. Omawiany zeszyt będzie pomocny przy prowadzeniu prac dokumentacyjnych.

S. M.

Klasyfikacja dziesiąta, 629 — Technika środków transportu, Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej, 1952 r., stron 75, wydano systemem Rotaprint na prawach rękopisu.

Wydany ostatnio zeszyt pełnych tablic klasyfikacji dziesiątej obejmuje dział 629.1 — Technika środków transportowych, a więc pojazdy lądowe (poza pojazdami szynowymi), statki wodne oraz statki powietrzne (lotnictwo). Zgodnie z wezwaniem CIDNT zawartym w przedmowie wydawnictwa, podajemy poniżej szereg określeń z dziedziny lotnictwa, które odbiegają od stosowanych: wibracje zamiast drgań, śruby powietrzne jako synonim śmigieł; rozróżnianie: statków powietrznych, okrętów powietrznych oraz samolotów; umieszczenie pod jednym numerem a więc traktowanie jako jednoznacznych: „sterowanie kierunkowe, drążek sterowy”, „pneumatyki niskiego ciśnienia, pneumatyki samolotów”, „ciężar (waga)”, „amortyzatory (zderzaki) ostrogi”, dalej określenia: worki zderzawowe, rusztowania (wiązania) (?), prowadnica konstrukcja, dźwigary fasonowe (sztaletki) itp. Niektóre ze wskazanych określeń są błędne nie tylko pod względem słownictwa używanego w lotnictwie, ale i merytorycznie, tak że mogą stwarzać trudności przy korzystaniu z tej, pożytecznej w zasadzie, publikacji. Nie wydaje się nam słuszne odnoszenie podziału niektórych grup (np. 629.13.015.11) do działów innych (w cytowanym przypadku: 629.11.011), ponieważ istnieje tam szereg takich elementów, które w ogóle w lotnictwie nie mają zastosowania. Uważamy, że przy następnym wydaniu tej części klasyfikacji wskazane byłoby skorygowanie obecnego stanu techniki lotniczej przy współpracy fachowców z GILot i przemysłu lotniczego. Zwłaszcza, że stwierdziliśmy brak szeregu pojęć, których sklasyfikowanie w obecnym rozwoju techniki lotniczej jest niezbędne.

S. M.

Korekta drukarska, L. Bogusławski, Polskie Wydawnictwa Gospodarcze, 1950 r., stron 111.

Omawiana książeczka należy do cyklu „Biblioteka Wydawcy”, z którego jeden tomik tego samego Autora był omawiany już w naszym dziale (zeszyt 1/52). Na treść niniejszej pracy składają się następujące tematy: korekta i korektor, technika korekty, metody pracy korektora, korekta w szpaltach, korekta kolumn złamanych, rewizja arkusza drukarskiego z maszyn, korekta wydawnictw periodycznych, korekta składów utrudnionych i bibliografia. Piętnaście załączników zawierających alfabety obcych języków, znaki i symbole oraz skróty, wykazy oznaczeń wielkości we wzorach fizycznych i matematycznych — dopełniają całości. Książeczka jest bardzo pomocna przy pracach redakcyjnych.

S. M.

Normowanie techniczne w odlewnictwie, inż. S. Russjan, tłum. z ros. prof. inż. Michał Skarbiński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 169.

Omawiana książeczka zawiera materiał metodyczny i informacyjny z dziedziny technicznego normowania podstawowych procesów odlewniczych. Treść książki podzielona jest na pięć rozdziałów, objaśniających następujące zagadnienia: zasady opracowania normatywów czasu pracy, normowanie czasu pracy formowania maszynowego oraz ręcznego, robót rdzeniarskich oraz pracy przy oczyszczaniu odlewów. Materiał zgrupowany jest w przeszło dwięćdziesiąciu tablicach, ułatwiających wykorzystanie go w praktyce. Książeczka przeznaczona jest dla techników normowania pracy i mistrzów odlewniczych, znajduje więc przydatne zastosowanie w odpowiednich działach przemysłu lotniczego.

S. M.

Elektroiskrowy sposób obróbki metali, J. A. Ilk i B. K. Niewieźin, Oborongiz, 1952 r., stron 163.

Książeczka ta należy do znanego cyklu „Biblioteczka raboczego awiacyjnojj promyszlennosti” i ma służyć jako pomoc dla pracowników przy zaznajomieniu się z elektroiskrową obróbką metali. Omówiono celowość elektroiskrowej obróbki, podano opis technologicznych operacji i oprzyrządowania, na którym wykonuje się je. W opisach technologii podane są wskazówki o celowości i możliwości wykonania odpowiedniej operacji. W osobnym rozdziale podane są krótkie wiadomości z elektrotechniki niezbędne do zrozumienia zasad elektroiskrowej obróbki i prawidłowej eksploatacji elektroiskrowych urządzeń. Pierwszy z

dwu głównych rozdziałów omawia obróbkę elektroiskrową przy wysokim napięciu, a mianowicie: wykonywanie dużych otworów, małych otworów i grawerowanie. Drugi, główny rozdział, omawiający obróbkę przy niskim napięciu podaje: cięcie metali, zataczanie twardych narzędzi i szlifowanie metali. W zakończeniu podana jest instrukcja zachowania bezpieczeństwa w czasie pracy na elektroiskrowych aparatach.

L. S.

Bezpieczeństwo pracy przy pędniach, inż. Stanisław Roszkowski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 80.

Książeczka stanowi wydawnictwo Centralnego Instytutu Ochrony Pracy i zawiera praktyczne dane i wskazówki dotyczące bezpieczeństwa pracy przy pędniach. Wprawdzie przemysł lotniczy w kraju przeważnie dysponuje nowoczesnym parkiem maszynowym, jednak z omawianą pracą powinni zapoznać się zakładowi referenci bezpieczeństwa i higieny pracy, ponieważ zawiera szereg uwag dotyczących właściwego podejścia do zagadnień bhp, które nierzadko są lekceważone przez kierownictwo zakładu pracy. Autor omawia następujące tematy: wiadomości podstawowe o pędniach jako źródle wypadków, wały i części na nich osadzone, ciągną, budowa osłon oraz obsługa pędni. Osiemdziesiąt pięć szkiców i fotografii, pokazujących najbardziej celowe rozwiązania urządzeń ochronnych ułatwia przyswojenie materiału.

S. M.

Mały poradnik mechanika (nauki matematyczno-fizyczne i ogólnotechniczne), praca zbiorowa, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 652.

Omawiana książeczka jest rozszerzonym drugim wydaniem książki „Poradnik rzemieślnika-mechanika”, opracowanej przez I W SIMP. Przeznaczona w zasadzie dla wysoko kwalifikowanych rzemieślników i mistrzów — znajduje zastosowanie jako pomoc w pracy zawodowej techników i inżynierów przemysłu metalowego oraz uczniów szkół technicznych. Treść podzielona jest na sześć części, zawierających zwięzłe omówienie nauk matematyczno-fizycznych, materiałoznawstwa, rysunku technicznego maszynowego, części maszyn, maszynoznawstwa oraz różne informacje drobne. Spis nazwisk, spis rzeczowy, liczne tablice oraz przejrzyste rysunki składają się na całość pożytecznej książeczki (format B6).

S. M.

Technologia lakokrasoczych pokrytych, A. J. Drinberg, A. A. Sniedzie i A. W. Tichomirow, Goschimizdat, 1951 r., stron 528.

Jest to podręcznik szkolny technologii pokryć farbami. Podane zostały teoretyczne podstawy otrzymania pokryć i ich starzenia się w warunkach eksploatacyjnych, przy czym specjalną uwagę poświęcono własnościom przeciwkorozyjnym pokryć i zagadnieniom nowoczesnej aparatury używanej do przygotowania metali do malowania, aparatury do malowania i suszenia. Omówiona też jest technologia malowania różnych metali, drewna, materiałów włókienniczych i technologia pokryć dekoracyjnych. Treść podzielona została na 12 rozdziałów, które między innymi zawierają wiele cennych wiadomości stosowania technologii malarskiej w produkcji lotniczej. Dotyczy to zwłaszcza rozdziałów 2, 3, 4, 8 i 9. Książeczka, prócz przeznaczenia szkolnego, jest obszernym źródłem wiadomości dla pracowników zakładów i oddziałów malarskich przemysłu maszynowego, samochodowego, lotniczego, elektrotechnicznego, obróbki drewna i budownictwa.

L. S.

Projektowanie zakładów przemysłowych, poradnik encyklopedyczny „Budowa Maszyn”, praca zbiorowa, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 534.

Praca omawiana jest tłumaczeniem tomu XIV podręcznika encyklopedycznego „Maszynostrojenije” p. t. „Projektowanie maszynostroitelnych zawodów i organizacja produkcji”. Praca ta — zgodnie z intencją wydawcy polskiego — ma stanowić cenną pomoc dla projektantów licznych nowych zakładów przemysłowych przewidzianych w Planie 6-letnim. Treść pracy podzielona jest na 17 rozdziałów, omawiających: projektowanie zakładów (1—12) w rozbiu na poszczególne wydziały i oddziały wytwórcze (odlewnia, obróbki plastycznej metali, spawalniczy, obróbki cieplnej, obróbki mechanicznej, montażowy, obróbki drewna, malarsko-lakierniczy, powłok metalicznych, metalizacji natryskowej, narzędziowni, remontowy oraz laboratoria). Dalsze rozdziały (13—17) zawierają omówienie projektowania ogólnozakładowych urządzeń, przy czym treść ich rozbiła się na następujące tematy: projektowanie planu generalnego zakładów przemysłu metalowego, projektowanie gospodarki transportowej i magazynowej zakładu przemysłowego, projektowanie gospodarki energetycznej zakładu, projektowanie ogrzewania, wietrzenia i oświetlenia zakładu oraz projektowanie i zakładanie fundamentów pod urządzenia fabryczne. Obfity ten materiał, oparty na bogatych doświadczeniach radzieckich, został przystosowany do warunków oraz obowiązków w Polsce przepisów oraz norm. Praca zawiera bardzo wiele cennych danych, zawartych w tablicach i wykresach oraz planach sytuacyjnych, potrzebnych przy projektowaniu poszczególnych wydziałów zakładu przemysłowego. Praca przeznaczona jest dla magistrów i inżynierów-mechaników. Materiał zawarty może być z pożytkiem wykorzystany przy projektowaniu przemysłu lotniczego.

S. M.

Technika i gospodarka smarownicza w przemyśle, inż. G. Woysław i inż. Z. Jagodziński, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 380.

Książeczka omawia szczegółowo zagadnienia gospodarki produktami smarowniczymi, z jakimi spotykamy się w przemyśle. Treść książki podzielona na jedenaście części zawiera następujące tematy: wiadomości ogólne z technologii ropy naftowej

wraz z klasyfikacją produktów smarowniczych; smarowanie i technika smarownicza; magazynowanie produktów naftowych; zbieranie, oczyszczanie i regeneracja olejów smarowych, metody badań produktów naftowych; struktura organizacyjna komórki smarowniczej; przepisy bezpieczeństwa pracy; higiena pracy pracowników zatrudnionych w gospodarce smarowniczej; bezpieczeństwo pożarowe; dobór lepkości olejów i normy zużycia oraz warunki techniczne wraz z 73 tablicami zastosowań przetworów naftowych oraz danymi charakterystycznymi. Wykaz literatury zawiera 40 pozycji. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników, którzy w swej pracy zawodowej zajmują się przetworami naftowymi. Dla pracowników lotnictwa książka zawiera wiele cennych i przydatnych wiadomości, zwłaszcza z dziedziny badania właściwości olejów i smarów. S. M.

Podstawy technicznego normowania pracy w przemyśle budowy maszyn, prof. I. Punksi, tłum. z ros. inż. mech. Dawid Jung i inż. mech. Zenon Ciągala, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 220.

Książka omawia zagadnienie i metody technicznego normowania czasu oraz zasady opracowania normatywnych czasu. Całość zawarta jest w sześciu rozdziałach: przedmiot i zadania technicznego normowania pracy, zasadnicze wytyczne metodologiczne, metody normowania pracy, pomiary zużycia czasu na miejscu pracy, normatywny czasu dla analityczno-obliczeniowego normowania pracy, techniczne normowanie w produkcji potokowej. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników mechaników. S. M.

Oszczędna gospodarka węglem, praca zbiorowa, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 339.

Na całość książki składają się prace szeregu autorów, zgrupowane w trzech częściach. Część pierwsza — zagadnienia ogólne — omawia ogólne zasady gospodarki węglem w Polsce, polską klasyfikację węgla, magazynowanie węgla. Część druga — gospodarka cieplna w kotłowni — porusza zagadnienia współzawodnictwa w oszczędności węgla oraz oszczędności opału w kotłowni. Część trzecia — gospodarka energetyczna w zakładzie przemysłowym — porusza następujące zagadnienia: gospodarka cieplna w zakładzie przemysłowym, oszczędność energii elektrycznej w przemyśle, wykorzystanie energii odpadkowej w przemyśle, czadnice i ich racjonalne wykorzystanie. Na końcu każdej z tych części podano odpowiednie dotyczące zarządzenia Przewodniczącego PKPG. Część czwarta — materiały dodatkowe — zawiera szereg przydatnych w gospodarce węglem wytycznych, tablic oraz norm PN. Książka jest poprzedzona przedmową napisaną przez Wiceministra Górnictwa, mgr inż. M. Lesza. Książka przeznaczona jest dla inżynierów i techników energetyków, zatrudnionych w zakładach przemysłowych oraz dla kierowników ruchu fabrycznego, znajdzie więc pożyteczne zastosowanie w przemyśle lotniczym. S. M.

Słownik techniczny polsko-rosyjski, mgr Wacław Skibicki, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 296.

Omawiany tom stanowi drugą część słownika, o którym wzmianka była zamieszczona w zeszycie 4/51 „Techniki Lotniczej” (z grudnia 1951 r.) i zawiera około 22 000 wyrazów z podstawowych dziedzin techniki i nauki. Według oświadczenia wydawcy — praca ta jest próbą zarejestrowania podstawowych pojęć stosowanych w technice polskiej z podaniem odpowiedników rosyjskich, nie ma natomiast charakteru normatywnego. Bieżące potrzeby polskiego świata technicznego zostały zaspokojone, ponieważ obydwie części omawianego słownika są cenną pomocą przy przyswajaniu zdobyczy Związku Radzieckiego, zawartych w szeroko rozpowszechnionej literaturze technicznej ZSRR. S. M.

Czasopisma techniczne walczą o nową technikę (Katalog), Naczelna Organizacja Techniczna, 1952 r., stron 20.

Katalog wydany przez NOT zawiera wykaz prawie wszystkich (52 — brak jednak na przykład „Wiadomości PKN”) polskich czasopism technicznych. W Katalogu, oprócz zwykłych danych informacyjnych (częstotliwość ukazywania, liczba stron, wydawca, adres redakcji) o każdym czasopiśmie, podano krótką notatkę bibliograficzną. Omówiono czasopisma wydawane przez Państwowe Wydawnictwa Techniczne, Wydawnictwa Komunikacyjne, Naczelna Organizacja Techniczna, Państwowe Wydawnictwa Gospodarcze, Urząd Patentowy R. P., Państwowe Wydawnictwo Rolnicze i Leśne oraz Filmową Agencję Wydawniczą. Jako uzupełnienie Katalogu podano warunki prenumeraty czasopism technicznych na r. 1952. Wydawnictwo na papierze kredowym, z wielobarwną okładką, sprawia estetyczne wrażenie ale budzi zastrzeżenie zwłaszcza przy znanych nam oszczędnościowych zarządzeniach NOT. Również odnośnie notatki o „Technice Lotniczej” uważamy, że powinna być opracowana przez lub w porozumieniu z Redakcją naszą, ponieważ w formie podanej nie daje Czytelnikowi rzeczywistej charakterystyki pisma. S. M.

Wykonywanie tłoczników (wskazówki praktyczne), E. Bosse, tłum. z niem. mgr inż. Kazimierz Szopski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 78.

Omawiana książeczka przeznaczona jest dla rzemieślników oraz mistrzów — narzędziowców i zawiera szereg praktycznych wiadomości, jakie mogą być przydatne dla pracy w narzędziowni, zwłaszcza przy wykonywaniu tłoczników. Treść podzielona jest na dwadzieścia dziewięć rozdziałów, omawiających podstawowe czynności warsztatowe (trasowanie, pilowanie, hartowanie itp.) oraz przybory i narzędzia przy tym stosowane. Porusza sprawy wykonywania wykrojników i tłoczników oraz opisuje niektóre tłoczniaki, przyrządy i narzędzia oraz obrabiarki. S. M.

Optyk przyrządowy (Obróbka części optycznych, montaż, regulacja i naprawa przyrządów optycznych), S. D. Lerman

tłum. z ros. inż. Kazimierz Ukielski, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 228.

Książka jest tłumaczeniem pracy wydanej w r. 1948, nie zawiera dlatego najnowszych zdobyczy techniki radzieckiej. Omawia metody produkcji i naprawy przyrządów optycznych. Całość podzielona na trzy części, z których pierwsza — elementarne wiadomości z optyki — zawiera wiadomości z optyki fizycznej, geometrycznej i fizjologicznej oraz podział i krótkie omówienie przyrządów optycznych. Część druga — technologia wykonania i naprawy przyrządów optycznych — składa się z rozdziałów: szkło optyczne, obróbka szkła, wstępny montaż i naprawa przyrządów optycznych, wykonawstwo obróbka części, montaż ostateczny i naprawa przyrządów optycznych. W części trzeciej — kontrola i pomiary — omówiono pomiary optyczne oraz kontrolę i badanie gotowych przyrządów. Książka ta przeznaczona jest dla robotników przemysłu optycznego oraz uczniów szkół optycznych; niektóre wiadomości w niej zawarte mogą być jednak z pożytkiem wykorzystane w lotniczych warsztatach osprzętu. S. M.

Spawanie miedzi, mosiądzu i brązu, inż. Zbigniew Pufal, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1951 r., stron 92.

Omawiana książka przeznaczona jest dla spawaczy obeznanych z techniką spawania stali i żeliwa tak, że porusza zagadnienia spawania miedzi, mosiądzu, brązu oraz blach platerowanych miedzią uwzględniając powyższe okoliczności, przeto nie zajmuje się objaśnianiem podstawowych zasad i wiadomości potrzebnych dla spawacza. Treść ujęta jest w czterech częściach, podzielonych z kolei każda na kilka rozdziałów, zawierających praktyczne dane i wskazówki odnośnie znanych obecnie sposobów gazowego i elektrycznego spawania wspomnianych materiałów. Szereg wiadomości zawartych w tej książce może być przydatnych dla pracowników przemysłu lotniczego. S. M.

Kurs spawania acetylenowego w pytaniach i odpowiedziach, mgr inż. Bolesław Szupp, Państwowe Wydawnictwa Techniczne, 1952 r., stron 108.

Najnowsze, czwarte już wydanie książeczki (format B6) uległo znacznym przeobrażeniom w porównaniu do poprzednich. Zmieniono układ rozdziałając pytania od tekstu odpowiedzi dla zmuszenia czytelnika uczącego się do samodzielnego opracowania przygotowywanej odpowiedzi oraz dodano rozdziały nowe. Treść podzielona jest na trzynaście rozdziałów: sposoby łączenia metali przez doprowadzenie ciepła, materiały i urządzenia do spawania acetylenowego, właściwości metali, naprężenia skurczowe i odkształcenia przedmiotów spawanych, technika spawania acetylenowego, błędy spawania, spawanie żelaza i stali, spawanie żeliwa i innych metali, cięcie tlenem, lutowanie, metalizowanie natryskowe, utwardzanie powierzchniowe, higiena i bezpieczeństwa pracy. Książeczka przeznaczona jest dla uczestników kursów spawania gazowego, uczniów szkół technicznych, techników i spawaczy — może więc znaleźć zastosowanie przy doskonaleniu spawaczy przemysłu lotniczego. S. M.

Technologia mechanicznej obróbki detali awiacyjnych dwigateli, F. T. Blinow, W. P. Firago, Oborongiz, 1951 r., stron 531.

W treści rozpatrzone są zasady projektowania procesów technologicznych mechanicznej obróbki, metody obróbki powierzchni detali i technologiczne procesy mechanicznej obróbki detali silników lotniczych. W pierwszych dwóch częściach książki dany jest materiał ogólny, stosowany w różnych dziedzinach budowy maszyn, trzecia część, opisująca zastosowanie zasad ogólnych do konkretnych detali, jest w treści wąską specjalnością. W skład części pierwszej pod tytułem — Zasady projektowania procesów technologicznych — wchodzi rozdział omawiający: proces technologiczny i dane wyjściowe do jego przygotowania, surowki, dokładność obróbki mechanicznej, przygotowanie planu procesu technologicznego, przygotowanie operacji na obrabiarkach, analiza ekonomii operacji. Część druga — Metody obróbki powierzchni — zawiera: obróbkę wałków i otworów, obróbkę na rewolwerówkach, karuzelówkach i automatach, obróbkę powierzchni płaskich, kształtowych, gwintów, kół zębatach i wieloklinów, metody i operacje specjalne. Część trzecia — Obróbka detali silników lotniczych — zawiera: obróbkę wałów turbin i sprężarek, kół zębatach, tłoków, tulei cylindrowych, łączników, łopatek, turbin i sprężarek, tarcz turbin, wałów wykorbionych, wałów rozrządowych i karterów. Książka przeznaczona dla słuchaczy wyższych szkół specjalnych, służyć może również jako podręcznik dla praktyków oddziałów obróbki mechanicznej. L. S.

Dinamiczkie swojstwa samolotu (dziejstwie małych wzmuszczeń), W. S. Pysznow, Oborongiz, 1951 r., stron 175.

Autor w pracy tej stara się udostępnić inżynierom praktykom dynamiczną stateczność samolotu, uważając za niewystarczające rozpatrywanie tylko stateczności statycznej i wskazując na nierozłączność obu zagadnień stateczności. Dla łatwiejszego zrozumienia stateczności dynamicznej uważa za wskazane stosowanie nie tylko metod analitycznych, lecz, zwłaszcza przy rozpatrywaniu konkretnych przykładów, stosowanie metod geometrycznych przez posługiwanie się możliwie najprostszymi modelami mechanicznymi. W poszczególnych rozdziałach omawiane są kolejno: statyczna teoria podłużnej sterowności i stateczności, dynamiczna charakterystyka podłużnych ruchów samolotu, proste wahania zanikające i mechaniczne modele ruchu, przypadki ruchów podłużnych z wahaniami zanikającymi, przykłady stosowania rozpatrywanych przypadków ruchu, wahania małe w czasie pracy pilota automatycznego, oddziaływanie małych zaburzeń, ruchy boczne samolotu, wzajemne oddziaływanie ruchów bocznych i podłużnych, wahania wymuszone samolotu. Książka przeznaczona jest dla inżynierów projektujących i pracowników naukowych działów aerodynamicznych i działów badań w locie. L. S.

Nowe polskie normy lotnicze

NOWE NORMY I PROJEKTY NORM

W marcu 1952 r. zostały ustalone następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN/L-02521 Śmigła lotnicze. Określenie i klasyfikacja typów śmigieł.

W kwietniu 1952 r. zostały ustalone następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN/L-01050 Silniki lotnicze. Oznaczenia zasadnicze na silniki tłokowe.

PN/L-02110 Samolot. Oznaczenia i określenia ciężarów.

W miesiącu maju 1952 r. zostały ustalone następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN/L-95012 Przyrządy lotnicze pokładowe. Zamknięcia szczelne puszek wskaźników. Szyby. Wymiary.

PN/L-95007 Lotnicze przyrządy pokładowe. Wskazówki. Główne wymiary.

PN/02150 Mechanika lotu. Oznaczenia.

PN/L-61115 Silniki lotnicze. Pochłaniacze wilgoci.

PN/L-61116 Silniki lotnicze. Złączka przewodu zapłonowego.

W miesiącu czerwcu 1952 r. zostały ustalone następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN/L-02070 Obróbka skrawaniem. Wykończenie krawędzi części lotniczych.

PN/L-02072 Obróbka skrawaniem. Podtoczenia i podcięcia części lotniczych.

W miesiącu lipcu zostały wydane drukiem następujące normy z dziedziny lotnictwa:

PN/L-02520 Silniki lotnicze. Podział na zasadnicze typy konstrukcyjne.

PN/L-01200 Statki powietrzne. Znaki rozpoznawcze i ich rozmieszczenie.

PN/L-19002 Lotnicza tarcica jesionowa. Warunki techniczne.

PN/L-19001 Lotnicza tarcica świerkowa. Warunki techniczne.

PN/L-19000 Lotnicza tarcica sosnowa. Warunki techniczne.

PN/L-07103 Silniki lotnicze. Wytyczne konserwacji silników tłokowych z zapłonem iskrowym.

Kronika Koła lotniczego SIMP

W okresie kadencji obecnego Zarządu wygłoszone zostały następujące odczyty:

1) „Lotnicze i nielotnicze oprzyrządowanie produkcyjne“ kol. T. Sołtyk 16.V.52.

2) „Projektowanie profili laminarnych“ kol. Z. Szymański 13.VI.52.

3) „Nowa metoda obliczania charakterystyk sprężarek i wentylatorów osiowych“ kol. S. Kuczewski 27.VI.52.

4) „Zagadnienie bezogonowców w szybownictwie“ kol. J. Sandauer 12.IX.52.

5) „Przeplawy wymuszony przez kanały sprężarki osiowej“ kol. B. Krajewski 24.IX.52.

6) „Konstrukcja i produkcja łopat śmigłowca“ kol. B. Żurkowski 28.X.52.

Odczyty cieszyły się dość dużym powodzeniem, niestety jednak w dyskusji po odczytach zabierało głos niewielu tylko ko-

legów. Szczególnie dużą frekwencją (ok. 70 osób) cieszył się bardzo ciekawy odczyt kol. B. Żurkowskiego. Koło nasze projektuje urządzenie jeszcze kilku odczytów w okresie swojej kadencji, niestety na przeszkodzie stoi dotkliwy brak prelegentów. W celu zapewnienia ciągłości zwracamy się do wszystkich kolegów z apelem o zadokumentowanie swojej przynależności do Koła przez wygłoszenie odczytu.

Zwracamy się również z apelem do wszystkich kolegów o przyjęcie z pomocą w akcji werbowania członków, zakładania nowych kół w Zakładach Pracy oraz akcji propagandy czasopisma „Technika Lotnicza“. Zwracamy uwagę, że zbliża się termin odnowienia prenumeraty czasopisma.

Pragniemy bliższy kontakt z terenowymi Kołami Lotniczymi SIMP, dlatego też prosimy o nadsyłanie wszelkich życzeń pod adresem Zarządu Koła: Warszawa 1, ul. Nowowiejska 24.

Zarząd Koła Lotniczego

Kolportaż zakładowy wydawnictw naukowo-technicznych

Państwowe Wydawnictwa Techniczne, dla ułatwienia zaopatrywania bibliotek naukowo-technicznych oraz personelu zakładów przemysłowych, urzędów, instytutów, biur projektowych i uczelni technicznych — wprowadziły kolportaż zakładowy.

Główne zasady kolportażu zakładowego:

1. Wybrany przez Radę Miejsową kandydat na kolportera zgłasza się do najbliższej księgarni „Domu Książki“, składa opinię o sobie Rady Miejsowej, i po uzyskaniu bliższych informacji zawiera umowę kolporterską.

2. Kolporter zakładowy może pobrać z księgarni książki o łącznej wartości do 1.000 zł, po czym sprzedaje je na terenie swego zakładu oraz rozlicza się raz w miesiącu z księgarnią.

Za swoją pracę kolporter otrzymuje 10% prowizji od ogólnego obrotu.

Zastosowanie kolportażu zakładowego zapewni niewątpliwie stałą i sprawną dostawę książek technicznych.

ULGOWA SPRZEDAŻ ROCZNIKÓW „TECHNIKI LOTNICZEJ“

Redakcja i Administracja czasopisma „Technika Lotnicza“, celem upowszechnienia tego wydawnictwa, poświęconego zagadnieniom techniki współczesnego lotnictwa, postanowiła dla celów propagandowych przeznaczyć pewną ograniczoną ilość posiadanych remanentów

na rozprowadzenie po specjalnych ulgowych cenach. Zamierzeniem tej akcji jest, aby z ulgowej ceny skorzystali przy zamówieniach zbiorowych przede wszystkim członkowie Klubów Racjonalizacji, świetlice, uczniowie Szkół Zawodowych i studenci Wyższych Uczelni, oraz pracownicy Instytucji Państwowych i Organizacji Społecznych.

Zamówienia indywidualne będą przyjmowane tylko na podstawie złożonego zaświadczenia, że dana Instytucja czy Organizacja nie składa zamówienia zbiorowego.

Zastosowano następujące zniżki:

Rok wydania	Rodzaj kompletu	Zniżkowa cena kompletu w zł
1950	rocznik	4.80
1951		4.80

Uwaga: do powyższych cen dolicza się porto.

Zamówienia należy kierować na adres: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ul. Czackiego 3/5, Wydział Upowszechnienia i Współpracy z Ruchem. Na podstawie zamówienia Administracja wystawi rachunek i prześle blankiet PKO celem dokonania wpłaty, po nadejściu której przekaże zamówione komplety.

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

Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor Naczelny — mgr inż. Jan Paczoski, Redaktorzy Działowi — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski. Redaktor Techniczny — Czesław Piekarski.

Adres Redakcji: Warszawa 1, Nowowiejska 24.

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

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 8-9510 do 16.

Prenumeratę normalną przyjmują wyłącznie urzędy pocztowe oraz listonosze.

Cena pojedynczego zeszytu 9.— zł.

Prenumerata roczna 54.— zł.

Półroczna 27.— zł.

PRZEGŁĄD BIBLIOGRAFICZNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ DZIAŁ DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW GŁÓWNEGO INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK II

WARSZAWA, LISTOPAD-GRUDZIEŃ 1952

Z E S Z Y T 5

W Przeglądzie Bibliograficznym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna.

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

90* 531.45 C4—5.52
Konwisarow D. W.: **Do teorii toczenia**. „K teorii kaczajki”. Dokł. Akad. Nauk SSSR, t. 83, Nr 3, 1952, s. 369; B5, 2 str., 2 wykr., 5 poz. bibl. —
Konfrontacja hipotez o fizycznej istocie tarcia potoczystego z rezultatami specjalnych doświadczeń nad przebiegiem współczynnika tarcia w funkcji promienia krzywizny. (M. Łękowski)

91* 551.5 C4—5.52
Cwojdzinski: **Lotnicze rozpoznanie pogody**. Wojsk. Prz. Lotn., r. 5, Nr. 12, grud. 51, s. 14; A5, 6 str. —
Autor omawia znaczenie rozpoznania lotniczych (z samolotu) pogody dla zabezpieczenia przelotów na trasie oraz wymienienia jakie cechy zjawisk meteorologicznych należy rozpoznać. (M. Łękowski)

92* 621.517.4 C4—5.52
Krajewski B.: **Analiza przepływu w kanałach sprężarek osiowych wielostopniowych**. Tech. lotn., r. 7, Nr. 2, marz. kw. 52, s. 44, A, 4 str., 1 rys., 7 wykr., 8 poz. bibl. —
Zastosowanie metody T. Karmana do obliczeń kanałów sprężarek osiowych wielostopniowych. We wnioskach wskazano na wpływ kształtu kanału na poszczególne stopnie sprężarki, który, zdaniem autora, powinien być uwzględniony przy obliczeniach kąta skrętu łopatek. (a.)

93* 629.135—74 C4—5.52
Kaługin. **Remont samolotów w warunkach polowych**. Wojsk. Prz. lotn., r. 5, Nr. 12, grud. 51, s. 32; AS, 6 str. —
Autor omawia znaczenie warsztatów polowych dla utrzymania sprzętu lotniczego w ciągłej gotowości bojowej, analizuje zakres prac i wpływ różnych czynników, zwłaszcza ludzkiego, na jakość remontu oraz na przykładzie wyjaśnia tok postępowania od chwili otrzymania wiadomości o uszkodzeniu aż do zakończenia remontu. (M. Łękowski)

94* 629.135.073:533.65 C4—5.52
Fiszdon W.: **Wpływ „suchego” tarcia w obwodzie sterowania na stateczność boczną samolotu (wężykowanie)**. Techn. lotn., r. 7, Nr. 2, marz. — kw. 52, s. 40; A4, 4 str. 1 rys., 8 wykr., 6 poz. bibl. —
Ujęcie analityczne zjawiska wężykowania; wzory końcowe interpretowano graficznie. Uwzględnienie zastępczego tarcia odpowiadającego suchemu — w obliczeniach stateczności. Wnioski dla konstruktorów. (B. Kitzman)

95* 629.135.073:533.65 C4—5.52
Nowakowski W., Sandauer J. (Szybowcowy Zakład Doświadczałny, Bielsko): **Stateczność boczna samolotu**. Tech. lotn., r. 6, Nr. 3, wrześ. 51, s. 58; r. 7, Nr. 1, stycz. — luty 52, s. 4; A4, 15 str., 8 rys., 5 poz. bibl. —
Ogólne uwagi o stateczności i jej ujęcie matematyczne. Metoda Price’a. Uproszczona metoda sprawdzania stateczności bocznej. Wpływ cech konstrukcyjnych na stateczność. Stateczność boczna w zakręcie. Zestawienie pochodnych sił i momentów aerodynamicznych. Pochodne te wchodziły w skład współczynników ogólnego równania częstotliwości. Obliczanie wartości pochodnych i przeliczanie ich na główne osi bezwładności. Przykład liczbowy. (B. Kitzman)

96* 629.135.15:533.65 C4—5.52
Nowakowski W.: **Szybka metoda obliczania osiągow szybocowow**. Techn. lotn., r. 7, Nr. 3, maj — czerw. 52, s. 76; A4, 3 str. 4 wykr. —

Przy projekcie wstępnym zachodzi często konieczność przeliczeń osiągow szeregu wariantow płatowca. W tym celu autor przedstawia uproszczoną metodę, wyprowadzoną w oparciu o paraboliczne przybliżenie biegunowej aerodynamicznej. Według tej metody szybko można określić przebieg biegunowej prędkości z wystarczającą dla wstępnich rozważań dokładnością. Znaczną oszczędność czasu osiągnięto dzięki pomysłowej interpretacji graficznej przeliczeń analitycznych. (a.)

97* 629.139.8:629.13.015.12 C4—5.52
Anpiłow A.: **Ladowanie samolotu z kolem przednim**. „Posadka samolota s nosowym kolesom”. Wiestn. wozd. Flota, r. 35, Nr. 6, czerw. 52, s. 62; B5, 5 str., 2 rys. —
Wielki rozwój podwozi z kolem przednim (tzw. trójkołowych) świadczy o zaletach tego układu. Trudności wynikłe z pewnych objawow niestateczności przy kołowaniu są coraz bardziej opanowywane. Technika ladowania jest nieco odmienna, jednak łatwa do opanowania. Ten układ podwozia zapewnia lepszy kąt ustawienia samolotu przy starcie i ladowaniu i zabezpiecza przed kapotażem. (Z. Brodzki)

98 531.719.4:551.576.4 C4—5.52
Astapienko P., Obuchow W.: **Określanie wysokości granic zachmurzenia**. „Opriedielenje wysoty granicy oblacznosti”. Wiestn. wozd. Flota, r. 34, Nr 2, luty 52, s. 42; B5, 3 str., 1 tabl. —
Niedogodności i zwłoce w otrzymywaniu danych ze stacji meteorologicznych przeciwstawiono zalety pomiarow specjalnym przyrządem, dogodnym zwłaszcza w warunkach polowych. (M. Łękowski)

99* 629.13.018.76 C4—5.52
Chłobystow T.: **Zachowanie orientacji bez widoczności ziemi**. „Sochranienje orijentacji wnie widimosti zemli”. Wiestn. wozd. Flota, r. 34, Nr 2, luty 52, s. 50; B5, 6 str., 3 rys. —
Zwrócono uwagę na konieczność opanowania środkow technicznych zwłaszcza radiopelengacji i przykładowo objaśniono sposób postępowania w czasie lotu. (M. Łękowski)

100* 629.13.03:533.6 C4—5.52
Fografy L. E.: **Laminarna warstwa graniczna na wirującej łopacie**. „The laminar boundary layer a rotating blade”. J. aero. Scien., t. 18, Nr. 4, Kw. 51, s. 247; A4, 5,5 str., 1 rys., 3 wykr., 11 poz. bibl. —
Równania warstwy granicznej, dla ruchu łopatki śmigła wirującej w sposób ustalony w cieczy nieściślejwej; w miejscach odległych od kilka cięciw profilu łopatki od osi obrotu — przy cienkiej łopacie — składowa prędkości wzdłuż cięciwy jest niezależna od składowej promieniowej powstałej wskutek obrotu. Obliczenie rozkładu prędkości wzdłuż promienia w warstwie granicznej przeprowadzono dla dwóch przykładow. Wykazują one, że wpływ obrotu jest niewielki; możliwe jest, że wpływ ten będzie większy na burzliwą warstwę graniczną. (Z. Brodzki)

101* 629.13.07:629.139 C4—5.52
Fusfeld R. D.: **Metoda obliczenia toru podchodzenia do ladowania samolotu**. „A method of calculating the landing flare path of an airplane”. Aero. Engng. Rev., t. 10, Nr. 2, luty 51, s. 25; A4, 4 str., 1 rys., 3 wykr., 3 poz. bibl. —
Metoda zakłada tylko 2 stopnie swobody. Wprowadzenie.

Rozważanie toru dla stałej i zmiennej ładowności (stosunku udźwigu do ciężaru samolotu). Wpływ raptownego zwiększenia mocy na tor podchodzenia do lądowania. (B. Kitzman)

102* 629.13.015.12.311 C4—5.52
Conway H. G.: **Układy sterownicze przedniego koła samolotu.** „Nose-wheel steering systems“. J. Royal aero. Soc., t. 55, Nr 489, wrześ. 51 s. 586; B5, 3,5 str., 15 rys. — Podane są wymagania dla sterowania przedniego koła samolotu oraz dyskutowane są czynniki wpływające na pracę całego układu (W Roth).

103* 629.13(98):92 C4—5.52
Samolot wylądował w rejonie bieguny północnego. „Samolot sowerszył posadku w rajonie siewiernowo polusa“. Wiestn. wozd. Flota, r. 34, Nr. 5, maj 52, s. 94; B5, 1 str. — Wzmianka o ekspedycji lotniczej Wodopjanowa w roku 1937. Podkreślono opiekę oraz poparcie władz i całego narodu radzieckiego dla bohaterskich załóg. (M. Łękowski)

104* 629.13(47):92 C4—5.52
Przelot P. N. Niekrasowa z Kijowa do Gieczyny. „Pierelot P. N. Niekrasowa iz Kijewa w Gieczynu“. Wiestn. wozd. Flota, r. 34, Nr. 5, maj 52, s. 95; B5, 1 str. — Krótki opis długodystansowego przelotu w 1914 roku. Uwypuklono zasługi pilota na tle trudności stwarzanych przez carski ustrój. (M. Łękowski)

105* 629.19(47),1914—18“ C4—5.52
Simakow B.: **Rosyjskie lotnictwo w czasie pierwszej wojny światowej.** „Russkaja awiacja w pierwoj mirowoj wojnie“. Wiestn. wozd. Flota, r. 34, Nr. 5, maj 52, s. 81; B5, 10 str. — Autor wylicza osiągnięcia rosyjskich uczonych i konstruktorów lotniczych, podkreślając ich przodującą rolę w ówczesnym świecie, dla kontrastu przeciwstawia temu złą wolę i zacofanie carskich władz, zaprzeczających rodzimemu przemysłowi zagranicy. Na tle tych warunków analizuje rolę jaką odegrało lotnictwo rosyjskie dzięki bohaterskiej postawie, pomysłowości i zdolności lotników. (M. Łękowski)

106* 629.135.0,14.48 C4—5.52
Stevens J. H.: **Latający trójkąt.** „Das fliegende Dreieck“. Interavia, r. 7, Nr 2, 1952, s. 103; 33×25 cm, 4 str., 12 fot. — Samoloty „delta“ Lippischa 1932—1942. Krótkie opisy prób samolotów „delta“ Consolidated Vultee oraz przegląd prototypów angielskich. Cechy aerodynamiczne szybkich samolotów i „delt“. Własności samolotu „delta“ w locie na mniejszych prędkościach, stateczność na dużych kątach natarcia, lądowanie. Zasady konstrukcji „delt“. Wzmianka o najnowszych prototypach. (B. Kitzman)

107* 629.135(44) C4—5.52
Chenevard R. M.: **Francuskie samoloty w służbie lotnictwa słabosilnikowego.** „Cellules françaises au service de l'aviation légère. Aero—Rev. suisse, r. 26, Nr. 8, sierp. 51, s. 161; A4, 2,8 str., 5 rys. — Podano krótką charakterystykę kilku b. lekich samolotów (dla mocy silnika począwszy od 25 KM), które dzięki odpowiedniej konstrukcji można wykonać samemu. (M. Łękowski)

108* 629.138.5 C4—5.52
Ile wyjść w dorożce powietrznej? „How many exits for air coaches?“ Aviat. Week, t. 55, Nr. 22, list. 51. s. 70; A4,

1 str., 2 fot. — Wzmianka o nowych przepisach opracowanych przez C. A. A. i C. A. B. w sprawie ilości i rozmieszczenia wyjść na samolotach komunikacyjnych ze względów bezpieczeństwa. (M. Łękowski)

109* 629.135—7 C4—5.52
Sprawdź swój samolot przed lotem. „Vérifiez votre avion avant de voler“. Aero—Rev. suisse, r. 26, Nr. 4, kw. 51, s. 152; A4, 1 str. — Artykuł przeznaczony dla użytkowników mniejszych samolotów; zawiera wskazówki, dotyczące podstawowej kontroli najważniejszych elementów samolotu. (B. Kitzman)

110* 629.139:656.71 C4—5.52
Lemaire R.: **Idealne lotnisko.** „L'aérodrome idéal“. Interavia, r. 6, Nr. 4, 1951, s. 180; 33×25 cm, 7 str., 17 rys. — Autor rozpatruje warunki harmonijnego maksymalnego wykorzystania urządzeń naziemnych, ze szczególnym uwzględnieniem przepustowości pasów startowych, stanowiących zwykle „wąskie gardła“ ruchu oraz analizuje możliwości usprawnień przy zapewnieniu ekonomii, regularności i bezpieczeństwa transportu powietrznego, zaznaczając, że pojęcie idealnego lotniska podlega ewolucji z rozwojem lotnictwa. Na przykładach objaśnia sposoby rozwiązań technicznych oraz organizację ruchu. (M. Łękowski)

111* 656.7 C4—5.52
Pasażerowie, piloci i psychologia. „Passengers, pilots and psychology“. Flight, t. 60, Nr. 2236, 30 list. 51, s. 700; A4, 2 str. — Artykuł o charakterze pracy i zadaniach komendanta (kapitana) samolotu pasażerskiego, a zwłaszcza jego opiece nad pasażerami w czasie lotu, ze szczególnym podkreśleniem strony psychologicznej zagadnienia. (M. Łękowski)

112* 656.7.04 C4—5.52
Tye W.: **Bezpieczeństwo a lotnictwo cywilne.** „Safety and civil aircraft“. Aeroplane, t. 81, nr. 2100, 19 paźdz. 51, s. 519; A4, 2 str., 1 wykr. — Statystyka wypadków. Analiza ryzyka podróży i przyczyn wypadków. Osiągi a bezpieczeństwo. Zabezpieczenie pasażerów wewnątrz kabiny. (B. Kitzman)

113* 778.3:629.13.014:533.6 C4—5.52
Lamplough F. E.: **Fotografia cieniowa fal uderzeniowych w tunelu i w locie.** „Shock—wave shadow photography in tunnel and in flight“. Aircr. Engng., t. 23, Nr 266, kw. 51 s. 94; 31×25 cm, 10 str., 24 fot., 7 rys., 1 wykr. — Artykuł omawia kolejno:

1. Metody rejestracji fotograficznej trójwymiarowych fal uderzenia — na modelu skrzydła.
2. Technikę fotografowania fal uderzeniowych powstających na skrzydle samolotu w locie z prędkością ponadkrytyczną.
3. Optykę geometryczną metody cieni użytej w powyższych badaniach. Najciekawszą jest część traktująca o fotografii fal w locie. Otrzymane zdjęcia umożliwiają dokładne wyznaczenie obrysu (przekrój poziomy), profilu (przekrój pionowy w linii lotu), drgań oraz zmian położenia fali na skrzydle przy zmianie np. prędkości lotu. Opisano różne warianty wykonywania zdjęć. (A. Jakubowski)

Niniejszy Przegląd Bibliograficzny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych ch wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa — Al. Niepodległości 188). CINDT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, którą 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.

CINDT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Bibliograficznym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

Warunki prenumeraty czasopism technicznych na rok 1953

Administracja Czasopism Technicznych Naczelnej Organizacji Technicznej, Państwowe Wydawnictwa Techniczne i Wydawnictwa Komunikacyjne, wprowadzają zatwierdzone przez Biuro Prasy i Informacji przy Prezydium Rady Ministrów i Departament Techniki PKPG następujące warunki prenumeraty czasopism technicznych na rok 1953:

L. p.	Nazwa czasopisma	A b o n a m e n t					
		Opłata normalna			Opłata ulgowa		
		roczna	półroczna	kwartalna	roczna	półroczna	kwartalna
1	2	3	4	5	6	7	8
CZASOPISMA NAUKOWO-TECHNICZNE							
1.	Architektura	18,—	90,—	45,—	90,—	45,—	22,50
2.	Budownictwo Przemysł.	108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
3.	Gazeta Cukrownicza	54,—	27,—	13,50	36,—	18,—	9,—
4.	Caz, Woda i Techn. Sanit.	72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	9,—
5.	Gospodarka Wodna	90,—	45,—	22,50	54,—	27,—	13,50
6.	Gospodarka Ciepła (dwumiesięcznik)	27,—	13,50	—	—	—	—
7.	Inżynieria i Budownictwo	108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
8.	Materiały Budowlane	72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	9,—
9.	Ocież	48,—	24,—	12,—	—	—	—
10.	Ochrona Pracy	48,—	24,—	12,—	—	—	—
11.	Poligrafika	36,—	18,—	—	1,—	9,—	—
12.	Przegląd Budowlany	108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
13.	Przegląd Elektrotechn.	108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
14.	Przegląd Geodezyjny	72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	—
15.	Przegląd Mechaniczny	108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
16.	Przegląd Papierniczy	54,—	27,—	13,50	36,—	18,—	9,—
17.	Przegląd Skórzany	54,—	27,—	13,50	36,—	18,—	9,—
18.	Przegląd Spawalnictwa	54,—	27,—	13,50	36,—	18,—	9,—
19.	Przemysł Chemiczny	108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
20.	Przegląd Techniczny	108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
21.	Przegląd Telekomunik.	72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	9,—
22.	Przemysł Drzewny	54,—	27,—	13,50	36,—	18,—	—
23.	Przemysł Rolny i Spoż.	90,—	45,—	22,50	54,—	27,—	13,50
24.	Przemysł Włókienniczy	108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
25.	Szkło i Ceramika	54,—	27,—	13,50	36,—	18,—	9,—
26.	Technika Lotnicza	54,—	27,—	13,50	36,—	18,—	9,—
27.	Technika Motoryzacyjna	54,—	27,—	13,50	36,—	1,—	9,—
28.	Cement Wapno. Gips	54,—	27,—	13,50	36,—	18,—	9,—
29.	Drogownictwo	72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	9,—
30.	Energetyka	72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	9,—
31.	Hutnik	108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
32.	Nafta	72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	9,—
33.	Przegląd Górniczy	108,—	54,—	27,—	54,—	27,—	13,50
34.	Przegląd Odlewnictwa	72,—	36,—	18,—	36,—	18,—	9,—
CZASOPISMA POPULARNOTECHNICZNE							
35.	Chemik	54,—	27,—	13,50	18,—	9,—	4,50
36.	Horyzonty Technik	36,—	18,—	9,—	—	—	—
37.	Mechanik	108,—	54,—	27,—	36,—	18,—	9,—
38.	Motoryzacja	54,—	27,—	13,50	18,—	9,—	4,50
39.	Technik Przemysłu Spożywczego	30,—	15,—	7,50	—	—	—
40.	Gospodarka Węglowa	36,—	18,—	—	—	—	—
41.	Wiadomości Elektrotechniczne	36,—	18,—	9,—	18,—	9,—	4,50
42.	Wiadomości Telekomunikacyjne	36,—	18,—	9,—	18,—	—	4,50
43.	Wiadomości Górnicze	54,—	27,—	13,50	18,—	9,—	4,50
44.	Wiadomości Hutnicze	54,—	27,—	13,50	18,—	9,—	4,50
45.	Włókiennictwo	24,—	12,—	6,—	—	—	—

Przy czasopismach „Technik Przemysłu Spożywczego”, „Horyzonty Techniki”, „Włókiennictwo”, „Odzież”, „Gospodarka Ciepła”, „Ochrona Pracy” i „Gospodarka Węglem” ze względu na niskie ceny obowiązuje tylko prenumerata normalna.

Prenumerata normalna

Stosownie do zarządzenia Ministerstwa Poczty i Telegrafów z dnia 18 kwietnia 1952 r. Nr P. C. 243, dotychczasowy sposób przyjmowania zgłoszeń na prenumeratę normalną bezpośrednio przez PPK „Ruch” zostaje z dniem 31 grudnia 1952 r. skasowany.

Zgłoszenia na prenumeratę normalną na rok 1953 przyjmują wyłącznie urzędy pocztowe oraz listonosze miejscy i wiejscy.

Termin zgłaszania prenumeraty normalnej na okres kwartalny, półroczny lub roczny upływa z dniem 15 każdego miesiąca poprzedzającego okres prenumeraty.

Prenumerata ulgowa

A. Czasopisma naukowo-techniczne.

Z prenumeraty ulgowej czasopism naukowo-technicznych korzystać mogą tylko:

- 1) członkowie stowarzyszeń inżynierów i techników zrzeszonych w NOT oraz członkowie klubów racjonalizacji i techniki przy zamawianiu zbiorowym przez mężów zaufania lub koła zakładowe stowarzyszeń technicznych NOT i oddziałów NOT,
- 2) studenci szkół wyższych przy abonowaniu zbiorowym przez koła naukowe uczelni lub inne stowarzyszenia szkół wyższych.

B. Czasopisma popularnotekniczne

Z prenumeraty ulgowej czasopism popularnoteknicznych korzystać mogą:

- 1) członkowie stowarzyszeń inżynierów i techników zrzeszonych w NOT oraz członkowie klubów racjonalizacji i techniki — przy abonowaniu zbiorowym — w taki sam sposób jak przy zamawianiu czasopism naukowo-technicznych,

- 2) wszyscy pracownicy zatrudnieni w zakładach pracy — przy abonowaniu zbiorowym — przez mężów zaufania lub koła zakładowe stowarzyszeń technicznych NOT,
- 3) studenci szkół wyższych przy abonowaniu zbiorowym — przez koła naukowe uczelni lub inne stowarzyszenia studentów,
- 4) uczniowie szkół zawodowych — przy abonowaniu zbiorowym — przez dyrekcję szkoły.

Termin składania zgłoszeń na prenumeratę ulgową na I kwartał 1953 r. upływa z dniem 30 listopada br.

Zgłoszenia na prenumeratę w następnych kwartałach należy składać w okresach:

II kwartał — do 1 marca 1953 r.,
 III „ — „ 1 czerwca „
 IV „ — „ 1 września „

Zgłoszenia na prenumeratę ulgową przez oddziały wojewódzkie NOT, koła naukowe studentów szkół wyższych oraz dyrekcje szkół zawodowych należy przysyłać do PPK „Ruch”, wpłacając jednocześnie należność do PKO na następujące konta:

dla czasopism poz. od 1 do 8

„ 10 „ 15

„ 18 „ 23

„ 25 „ 27,

poz. 29 i od 36 do 39 oraz poz. 41 i 42

— PPK „Ruch”, Warszawa Centralna Ekspedycja, ul. Srebrna 12, konto PKO Nr I-14000/110;

dla czasopism wg poz. 9, 16, 17, 24 i 45:

— Oddział PPK „Ruch” w Łodzi, konto PKO Nr VII-9907/110;

dla czasopism wg poz. 28 i od 30 do 35. oraz poz. 40, 43 i 44:

— Oddział PPK „Ruch” — Katowice, konto PKO Nr III-13763/110.

Uzupełnienie „Pomocy konstruktorskich” z zeszytu 5/52

Przykład liczbowy

Dla lepszego zilustrowania stosowania metody przeliczeń podamy przykład:

Dany samolot sportowy o następującej charakterystyce:

ciężar w locie $Q = 700$ kG

pow. nośna $S = 18$ m²

dla warunków normalnych przy ziemi (O m A.W.)

max. moc silnika $N = 125$ KM

śmigło stałe

max. obroty w locie poziomym $n_{max} = 2100$ obr/min

max. obroty w miejscu $n_{max} = 1900$ obr/min

największa prędkość lotu poziom. $V_{max} = 170$ km/h

największa prędkość wznoszenia $w_{max} = 4,0$ m/sek

prędkość optymalna $V_{opt} = 130$ km/h

prędkość ekonomiczna $V_{ek} = 110$ km/h

prędkość przeciągnięcia $V_p = 70$ km/h

pułap praktyczny 4500 m

Obliczymy, jak zmienia się osiągi, gdy —

1) w danym dniu na poziomie lotniska panuje temperatura 35°C, ciśnienie zaś wynosi 735 mmHg,

2) silnik jest zużyty tak, że zamiast 1900 obr/min daje w dniu normalnym tylko 1850 przy pełnym otwarciu przepustnicy,

3) samolot został dodatkowo obciążony 65 kG ładunku,

4) na samolocie umieszczono (nazewnątrz) zbiornik o największym przekroju poprzecznym 0,6 m × 0,4 m, współczynnik oporu szkodliwego może być przyjęty jako $c_{xel} = 0,3$.

I. Wpływ temperatury i ciśnienia powietrza

W danym dniu na poziomie lotniska

$$\Delta t = 35 - 15 = 20^\circ\text{C}$$

$$\Delta p = 735 - 760 = -25 \text{ mm Hg}$$

1) spadek mocy silnika

$$\Delta N\% = 0,161 (-25) = -0,087.20 = -5,8\%$$

2) zwiększenie prędkości charakterystycznych

$$\Delta V_{ch}\% = 0,174.20 - 0,066 (-25) = 5,13\%$$

dla utrzymania tej samej prędkości przepustnicę należy więcej otworzyć, by obroty wzrosły o

$$\Delta n\% = \Delta V\% = 5,13\%$$

3) prędkość maksymalna zmniejsza się o

$$\Delta V_{max}\% = 0,087.20 + 0,01 (-25) = 1,5\%$$

4) prędkość wznoszenia zmniejszy się o

$$\Delta w = \frac{125}{700} [0,08 (-25) - 0,0435.20] = -0,51 \quad [\text{m/sek}]$$

5) ponieważ moc spadła o 5,8% to pułap zmniejszy się o

$$\Delta h = -70,5,8 = -406 \quad [\text{m}]$$

II. Wpływ zużycia silnika

$$\Delta N\% = (3 - k) \Delta n\%$$

$$\Delta n = \frac{1850 - 1900}{1900} 100 = -2,6\%$$

przyjmując $k = 0,8$

$$\Delta N\% = (3 - 0,8).2,6 = -5,7\%$$

1) zmniejszenie prędkości max.

$$\Delta V_{max}\% = -1,2 \cdot 2,6 = -3,1\%$$

2) zmniejszenie prędkości wznoszenia

$$\Delta w = 1,5 \frac{125}{700} (-2,6) = -0,7 \quad [\text{m/sek}]$$

3) zmniejszenie pułapu dla $h \approx 5$ km $k_1 = 70$

$$\Delta h = 70.(-5,7) = -400 \quad [\text{m}]$$

III. Wpływ zwiększenia ciężaru w locie

$$\Delta Q\% = \frac{65}{700} \cdot 100 = 9,3\%$$

1) prędkości charakterystyczne i obroty potrzebne

$$\Delta V\% = \Delta n\% = 0,5 \cdot 9,3 = 4,7\%$$

2) zmniejszenie V_{max}

obciążenie mocy samolotu wynosi

$$Q/N_o = \frac{765}{125} = 6,1 \quad [\text{kG/KM}]$$

czyli jest to średni nadmiar mocy.

$$\Delta V_{max}\% = -2,5 \cdot 0,93 = -2,3\%$$

3) zmniejszenie pułapu

$$\Delta h = -80 \cdot 9,3 = -750 \quad [\text{m}]$$

4) zmniejszenie prędkości wznoszenia o

$$\Delta w = -50 \frac{125 \cdot 65}{700^2} = -0,83 \quad [\text{m/sek}]$$

5) zwiększenie zużycia paliwa

$$\Delta z.p. = 0,8 \cdot 9,3 = 7,5\%$$

IV. Wpływ umieszczenia zbiornika

$$\Delta c_x = 0,3 \frac{0,6 \cdot 0,4}{18} = 0,004$$

przyjmując dla naszego samolotu

$$\text{dla } V_{max} c_x = 0,3 \text{ otrzymamy } \Delta c_x = \frac{0,004}{0,03} 100 = 13,3\%$$

$$,, V_{opt} c_x = 0,5 \quad ,, \quad \Delta c_x = \frac{0,004}{0,05} 100 = 8\%$$

$$,, V_{ek} c_x = 0,09 \quad ,, \quad \Delta c_x = \frac{0,004}{0,09} 100 = 4,4\%$$

$$1) V_{max} \Delta V_{max}\% = -\frac{13,3}{3} = -4,4\%$$

2) by otrzymać prędkość optymalną obroty należy zwiększyć o

$$\Delta n\% = \frac{8}{3} = 2,7\%$$

3) zużycie paliwa dla V_{opt} wzrasta w tym samym stopniu co moc potrzebna czyli

$$\Delta Z.p. = 8\%$$

gdyż moc potrzebna jest proporcjonalna do Δc_x

$$4) \text{zmniejszenie pułapu } F\% = 100 \frac{0,6 \cdot 0,4}{1,8} = 1,33\%$$

$$\Delta h = -110 \frac{0,3}{0,2} 1,33 = -218 \quad [\text{m}]$$

5) przy wznoszeniu na V_{ek} moc wzrasta proporcjonalnie do Δc_x czyli

$$\Delta N\% = 2 \frac{0,3}{0,2} 1,33 = 3,9\%$$

zaś obroty

$$\Delta n\% = 0,7 \frac{0,3}{0,2} 1,33 = 1,4\%$$

% zmiana pułapu wynosi

$$\frac{218}{4500} 100 = 4,8\%$$

możemy więc przyjąć, że i prędkość wznoszenia spada o 4,8%

Zestawienie wyników

	I	II	III	IV	
zmiana	warunki atmosferycz.	zużycie silnika	zwiększenie ciężaru	zwiększenie oporu szkodliw.	Razem
a) moc N	-5,8	-5,7	-	-	-11,5%
b) V_{ch}	5,13	-	4,7	-	9,8%
c) n dla tej samej prędkości	5,13	-	4,7	przelot-2,7 wznosz.-1,4	12,5% 11,2%
d) V_{max}	-1,5	-3,1	-2,3	-4,4	-11,3%
e) Δw	-0,51	-0,7	-0,83	-0,19	-2,23 m/sek
f) pułap	-406	-400	-750	-218	-1774 m
g) Z.p.	-	-	7,5	8	15,5%

a) moc największa silnika spada o 11,5%, czyli wyniesie teraz $125 \cdot 0,885 = 110$ KM, a nawet mniej, gdyż nie uwzględniliśmy czynników III i IV.

b) prędkości charakterystyczne wzrosną średnio o 10% czyli

$$V_{opt} = 1,1 \cdot 130 = 143 \quad [\text{km/h}]$$

$$V_{ek} = 1,1 \cdot 110 = 121 \quad [,,]$$

$$V_p = 1,1 \cdot 70 = 77 \quad [,,]$$

c) dla utrzymania tej samej prędkości przelotowej trzeba obroty zwiększyć o 12,5%, przy wznoszeniu zaś o 11,2%.

d) prędkość max. wyniesie teraz

$$V_{max} = 170 \cdot 0,887 = 151 \quad [\text{km/h}]$$

e) najwyższa prędkość wznoszenia przy ziemi wyniesie

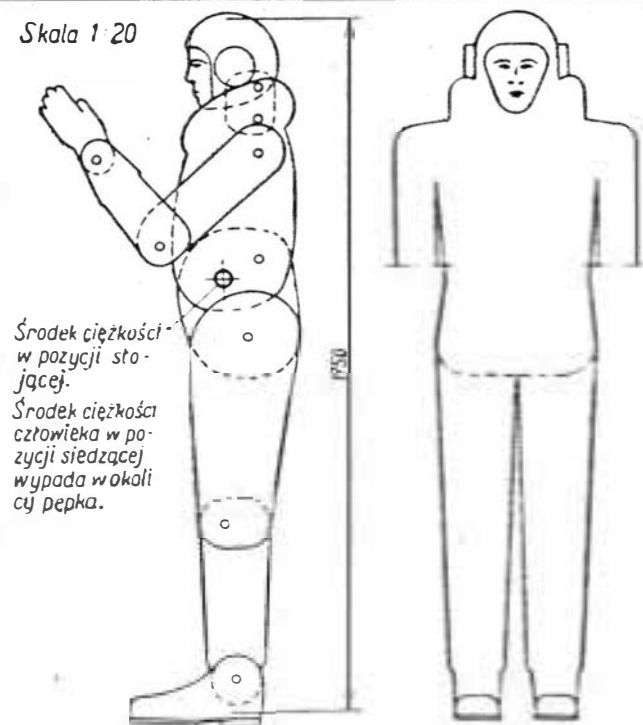
$$w_{max} = 4,0 - 2,2 = 1,8 \quad [\text{m/sek}]$$

f) pułap obniży się do

$$4500 - 1774 \approx 2700 \text{ m}$$

g) zużycie paliwa wzrośnie o ~ 16%.

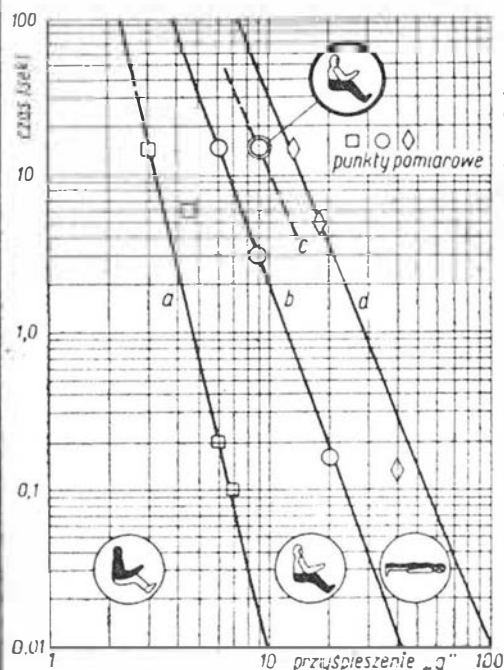
Skala 1:20



Środek ciężkości w pozycji stojącej.

Środek ciężkości człowieka w pozycji siedzącej wypada wokół cię pępka.

Rys. 2. Człowiek normalny, wzrost 1750 mm. Wymiary w odzieży zimowej. Wzrost człowieka „niskiego” 1570 - 1600, „wysokiego” 1880 - 1900 Szerokość * grubość dłoni 100 * 45. Średnica palca 25.



Rys. 3.

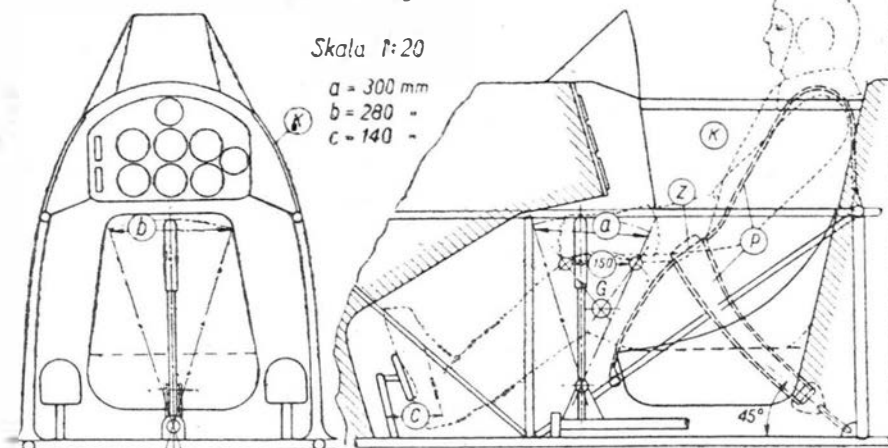
Odporność organizmu ludzkiego na przyspieszenia.

a - przyspieszenie skierowane od nóg do głowy
b - od głowy do nóg.
c - jak w p-cie „b” lecz w ubiorze przeciwp przyspieszeniowym
d - skierowane prostopadle do ciała.

W razie wypadku pasy brzuszne zabezpieczające pilota do przyspieszenia 20 g, działają tego do przodu, natomiast pasy cztero- lub pięcio-członowe aż do 30-40 g pod warunkiem wystarczającej szerokości (patrz rys. 1 i wytrzymałości pasów i ich zamocowania).

Skala 1:20

a = 300 mm
b = 280 -
c = 140 -



Rys. 4. Kabina samolotu sportowego-akrobacyjnego (Wymiary minimalne) K - klapy otwierane na bok dla ułatwienia wychodzenia z kabiny. P - pasy pięcio-członowe. Z - zamek pasów. G - dźwignia gazu.

Tabela III Wytrzymałość foteli i pasów bezpieczeństwa i ich zamocowań

W razie lądowania awaryjnego fotele itd. winny wytrzymać obciążenia od sił masowych aż do wystąpienia przyspieszenia:

kierunek przyspieszenia	s a m o l o t y			
	zwykłe	półakrobac.	akrobacyjne	bojowe
do przodu	6g ÷ 15g	9g ÷ 22g	12g ÷ 30g	25g ÷ 40g
do góry	min. 3g	min. 4.5g	min. 6g	min. 6g
do dołu	min. 4g	min. 4g	min. 4g	min. 13g
w bok	min. 1.5g	min. 2.25g	min. 3g	min. 4g

Gdy przyspieszenie działa do przodu, w bok i w pionie to jako wypadkową należy przyjmować wartości jak dla kierunku „do przodu”

Obciążenia wywołane brutalnym sterowaniem:

do góry	1.5 g	2.7 g	4.5 g	6 g
do dołu	3.75 g ÷ 5.25 g	6.75 g	9 g	13 g

Należy stosować przy samolotach zwykłych — pasy brzuszne a przy pozostałych — pasy cztero — lub pięcio — członowe. Wymiary wg rys. 1

Przy obliczeniach pasów w stosunku do podanych obciążeń należy stosować współczynnik 1.33 ze względu na niejednorodność materiału. przy obliczaniu foteli, ich zamocowań itd. stosować współczynnik 1.0. Ostatnio powstała tendencja wmięszczenia foteli pasażerów tyłem do kierunku lotu, wtedy człowiek może znieść przyspieszenie nawet powyżej 40 g.

Tabela IV Wysiłki pilota

	Największy wysiłek przy sterowaniu		Siły wymiarujące sterownicę		
	w warunk. normalnych	w warunk. wyjątkow.	szybowce zwykłe	szybowce akrobac. samoloty do 1200 kg	samoloty o ciężarze w locie powyżej 1200 kg
Drażek sterowy na wysok. na lotki	14 9	32 23	45 20 ÷ 25	30 ÷ 40 40 ÷ 50 25 ÷ 30	60 ÷ 80 35 ÷ 40
Wolant na wysok. na lotki — siła	18 14	14 9	32 23	50 36	75 ÷ 100 50 ÷ 60
na lotki — moment	7 · D	12 · D	18 · D		30 ÷ 35 · D
Pedały jedną nogą zaparcie się obiema nogami	27 90		40 ÷ 60 2 x 60	60 ÷ 80 2 x 80	100 ÷ 130 1 x 130

Gdy jednocześnie działa dwóch pilotów należy przyjmować, że każdy z nich wywiera 2/3 do 3/4 wysiłku, określonego w tabeli.

Podkreślenie oznacza że pilot działa oburącz.

Siły określone w kg. momenty w kgm przy czym D w m oznacza średnicę wolantu.

Tabela V Wymiary fotela pilota w mm.

Szerokość siedzenia 400 ÷ 460. długość siedzenia 360 ÷ 460.
Pochylenie siedzenia 11° ÷ 14°. pochylenie oparcia 13° ÷ 20°
Regulacja fotela w dół i w górę po 60 ÷ 95.
Regulacja pedatów do przodu i do tyłu po 40 ÷ 70.

Tabela VI Wymiary spadochronów w mm

Spadochron	szer.	długość	grubość
siedzeniowy	400	340	160 ÷ 180
plecowy	320	500	160
piersiowy	350	420	160

Tabela VII Ruchy sterowniczy w mm

Wychylenia	sterowanie na wysok.		sterow. lotkami		pedały
	drażek ster.	wolant	drażek ster.	wolant	
przeciętnie	a = 360	b = 340	500	c = 160	
maksymalnie	460	460	1 000	200	
minimalnie	300 (250)	240 (200)	300	120	
Wymiary „a”, „b” i „c” patrz rys. 4					*) licząc po obwodzie
Minimalna odległość całkowicie ściągniętego drążka sterowego od oparcia fotela 360					