

TECHNIKA LOTNICZA

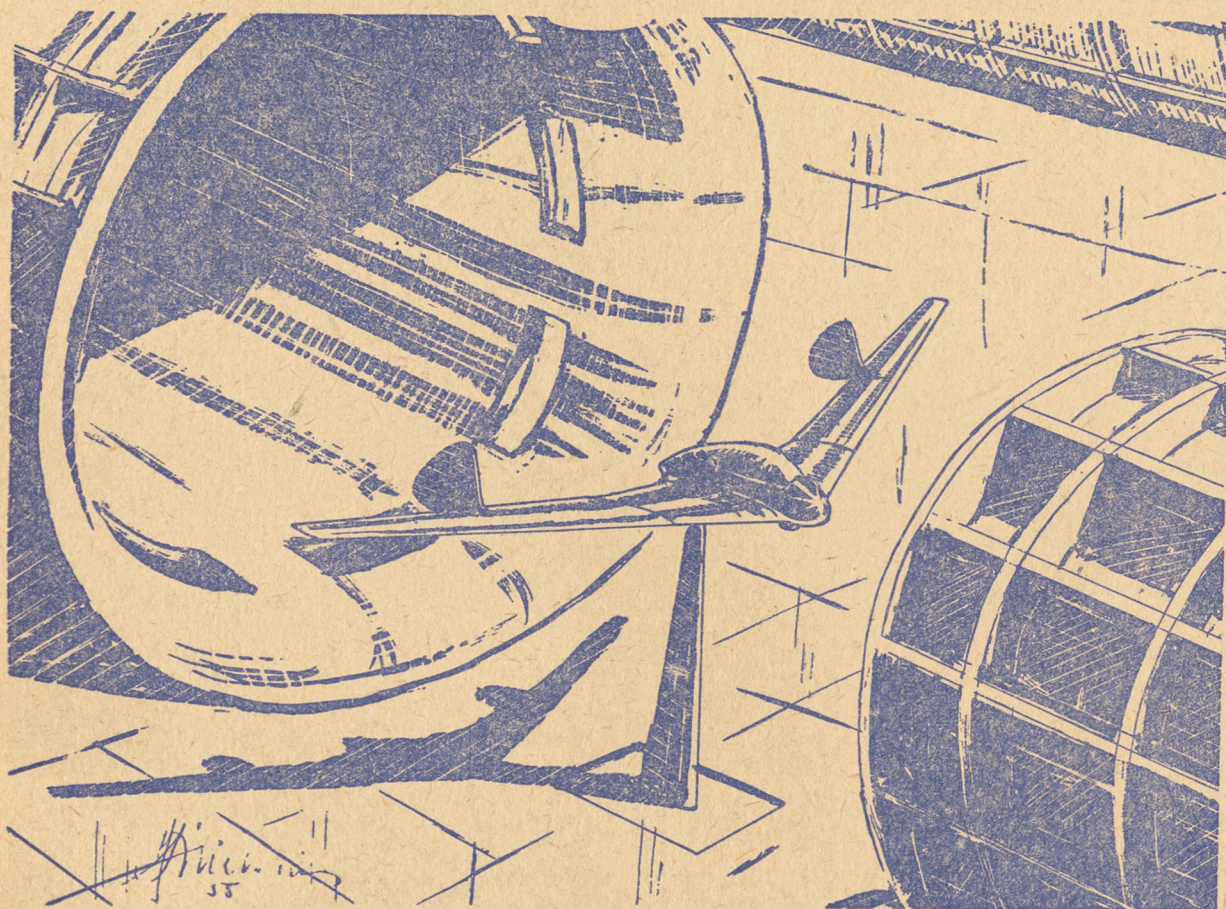
LISTOPAD – GRUDZIĘN

6

1955 R.

ROK X

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



TREŚĆ ZESZYTU

| | Str. | | Str. |
|--|------|--|------|
| Dziesięciolecie Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego | 157 | Nowości techniczne | 181 |
| J. Koźniewski: Aerodynamika i osiągi śmigłowca | 159 | Przeglądamy usprawnienia | 182 |
| Produkcja — M. Wasilewski: Lekkie narzędzia pneumatyczne stosowane w przemyśle lotniczym, cz. II | 172 | Na półkach księgarskich | 183 |
| Notatnik użytkownika — Zablokowany drążek sterowy | 179 | Kronika — Konferencje naukowe PAN | 184 |
| Lotnicze słownictwo techniczne | 179 | Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa | 185 |
| Skrzynka techniczna — „Postęp techniczny w służbie człowieka” | 180 | Pomoce Konstruktorskie — A. Rossakiewicz: Materiały lakiernicze stosowane w lotnictwie | okł. |

WYDAWNICTWO NACZELNEJ ORGANIZACJI TECHNICZNEJ

„Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej”

Materiały lakiernicze stosowane w lotnictwie

Opracowała mgr inż. Anna Rossakiewicz

Materiały lakiernicze stosowane są w lotnictwie do pokrywania elementów i konstrukcji metalowych dla ochrony ich przed korozją, oraz do konstrukcji drewnianych i pokryć płóciennych dla zwiększenia ich wytrzymałości i ochrony przed wpływami atmosferycznymi. Ponadto gładka powłoka lakieru na powierzchniach zewnętrznych powoduje zmniejszenie w znacznym stopniu oporów aerodynamicznych samolotu.

Objaśnienia do „Zestawienia materiałów lakierniczych, stosowanych w przemyśle lotniczym”: Zestawienie obejmuje materiały lakiernicze, dostępne w przemyśle krajowym. W Zestawieniu zebrano najważniejsze własności lakierów wg wymaganych warunków technicznych krajowych. W przypadku braku warunków technicznych krajowych, oparto się na warunkach technicznych radzieckich.

Oznaczenia własności materiałów lakierniczych przyjęto wg umownych kryteriów, scharakteryzowanych w odpowiednich warunkach technicznych, a mianowicie:

1. Odporność na wodę — stanowi w większości przypadków odporność powłoki lakierniczej położonej na płytce metalowej na działanie wody o temperaturze pokojowej w ciągu 18 godz. Po wyjęciu z wody powłoka nie powinna dać się ścierać przy mocnym tarcu szmatą i przy zadrapaniu nie powinna odchodzić płatami od podłoża.

2. Odporność na benzynę jest to odporność powłoki lakierniczej położonej na płytce metalowej na działanie benzyny lotniczej o temperaturze pokojowej w ciągu 24 godz. Powłoka nie powinna tak zmięknąć, by dała się ścierać przy mocnym tarcu szmatą lub odchodzić płatami od podłoża. Po całkowitym wyschnięciu powinna odzyskać twardość i poprzedni wygląd.

3. Odporność na olej stanowi w większości przypadków odporność powłoki lakierniczej położonej na płytce metalowej na działanie oleju lotniczego o temp 50°C w ciągu 2 godz. Po wyjęciu z oleju powłoka nie powinna dać się ścierać przy mocnym tarcu szmatą lub odchodzić płatami od podłoża.

4. Odporność na temperaturę — odporność na wymienioną w Zestawieniu temperaturę jest rzędu kilku godzin. Bepośrednio po ustaniu działania podwyższonej temperatury powłoka nie powinna tak zmięknąć, aby przy dotknięciu palcem powstawał jego odcisk.

5. Odporność na uderzenie w aparacie Du Ponta jest wyrażona pracą w kGm i stanowi odporność powłoki lakierniczej położonej na płytce metalowej na uderzenie ciężarka 1 kG, opadającego z odpowiedniej wysokości na kolek, przekazujący uderzenie płytce z białą lakierniczą. Powłoka uderzona z określonej wysokości nie powinna wykazać pęknięć.

6. Twardość w aparacie wahadłowym Walker-Steela jest wyrażona stosunkiem czasu zaniku wahań wahadła, którego punkt podparcia jest umieszczony na powierzchni badanej powłoki, do czasu zaniku wahań wahadła, którego punkt podparcia umieszczony jest na wzorcowym szkle lustrzanym. Wielkości oznaczone gwiazdką odnoszą się do stosunku odwrotnego.

7. Elastyczność metodą NIELKa jest oznaczona przez podanie średnicy pręta, dokoła którego zginana powłoka lakiernicza na zewnątrz płytki, nie wykazuje pęknięć powłoki.

Wszystkie powyższe badania przeprowadza się wg warunków technicznych I. L.-Ch-1 po około 2 do 6 dniach schnięcia w temperaturze pokojowej.

Oprócz własności wymienionych w Zestawieniu należy uwzględnić dodatkowo własności następujących materiałów lakierniczych: nitrocellon podkładowy AIN — przyrost wytrzymałości tkaniny, oznaczony w aparacie Schoppera (średnio wzdłuż osnowy i wątki), powinien być większy lub równy 475 kG/mb;

nitrocellon nawierzchniowy — nie mogą wywierać wpływu na wytrzymałość i skurcz uzyskane od nitrocellonu podkładowego AIN; lakier kwasoodporny asfaltowy czarny — powinien być odporny na działanie kwasu akumulatorowego (H_2SO_4 36°Bé) w ciągu 48 godz. w temperaturze pokojowej;

klej nitrocelulozowy — wytrzymałość sklejenia tkanina-drewno, oznaczona w aparacie Schoppera, powinna być większa lub równa 60 kG/mb;

lakier izolacyjny olejowo-krezolowy Nr 9-827 — odporność na przebicie błonki przy temperaturze 20°C powinna być większa lub równa 50 kV/mm, przy temperaturze 90°C powinna być większa lub równa 25 kV/mm, po przebywaniu w wodzie o temperaturze pokojowej w ciągu 24 godzin — większa lub równa 20 kV/mm;

emalia elektroizolacyjna Nr 1201 — odporność na przebicie błonki grubości 40 — 60 μ powinna być większa lub równa 30 kV/mm, po przebywaniu w wodzie o temperaturze pokojowej w ciągu 24 godz. — większa lub równa 10 kV/mm. Wymagana jest także odporność na działanie oleju transformatorowego w ciągu 24 godz. w temperaturze 105°C.

Znane w przemyśle lotniczym są również materiały lakiernicze perchlorowinyłowe, zbliżone własnościami do nitrocelulozowych, jednak mniej palne i bardziej odporne na wpływy atmosferyczne oraz ognioodporne lakiery silikonowe, odznaczające się odpornością na temperaturę 400 — 500°C.

Oznaczenia stosowane w tabelach:

d — własności dodatnie,

— — badanie nie przewidziane według warunków technicznych.

СОДЕРЖАНИЕ

| | стр. |
|---|---------|
| Десятилетняя годовщина Планерной Опытной Станции | 157 |
| J. KOŹNIEWSKI: Аэродинамика и летные качества планера | 159 |
| Производство — M. WASILEWSKI: Легкие пневматические инструменты, применяемые в авиационном промышленности | 172 |
| Заметки по технической эксплуатации. Авиационный технический словарь | 179 |
| Технический почтовый ящик | 180 |
| Технические новости | 181 |
| Обзор новаторских предложений | 182 |
| На книжных полках | 183 |
| Хроника | 184 |
| Документальный обзор авиации. Конструкторские пособия — A. ROSSAKIEWICZ: Лаккокрасочные покрытия, применяемые в авиации | 185 |
| | обертки |

CONTENTS

| | page |
|--|------|
| Ten years of Experimental Gliding Establishment | 157 |
| J. Koźniewski: Aerodynamics and performance of helicopters | 159 |
| Production — M. Wasilewski: Small pneumatic tool used in aircraft industry (part II) | 172 |
| The User's Note-Book | 179 |
| Aeronautical Technical Glossary | 179 |
| Technical Letter Box | 180 |
| Technical News | 181 |
| Review of Rationalisation Projets — S. M. | 182 |
| On Booksellers Shelves | 183 |
| Chronicle | 184 |
| Aviation Documentation Review | 185 |
| Designer's Data Sheets — A. Rossakiewicz: Paints used in aircraft production | — |

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

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

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

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11

Prenumeratę normalną przyjmują wyłącznie urzędy pocztowe miejsca zamieszkania oraz listonosze.

Cena pojedynczego zeszytu 9.— zł.

Prenumerata roczna 54.— zł.

Półroczna 27.— zł.

TECHNIKA LOTNICZA

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

ROK X

LISTOPAD – GRUDZIEŃ 1955 R.

ZESZYT 6 (36)

Dziesięciolecie Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego

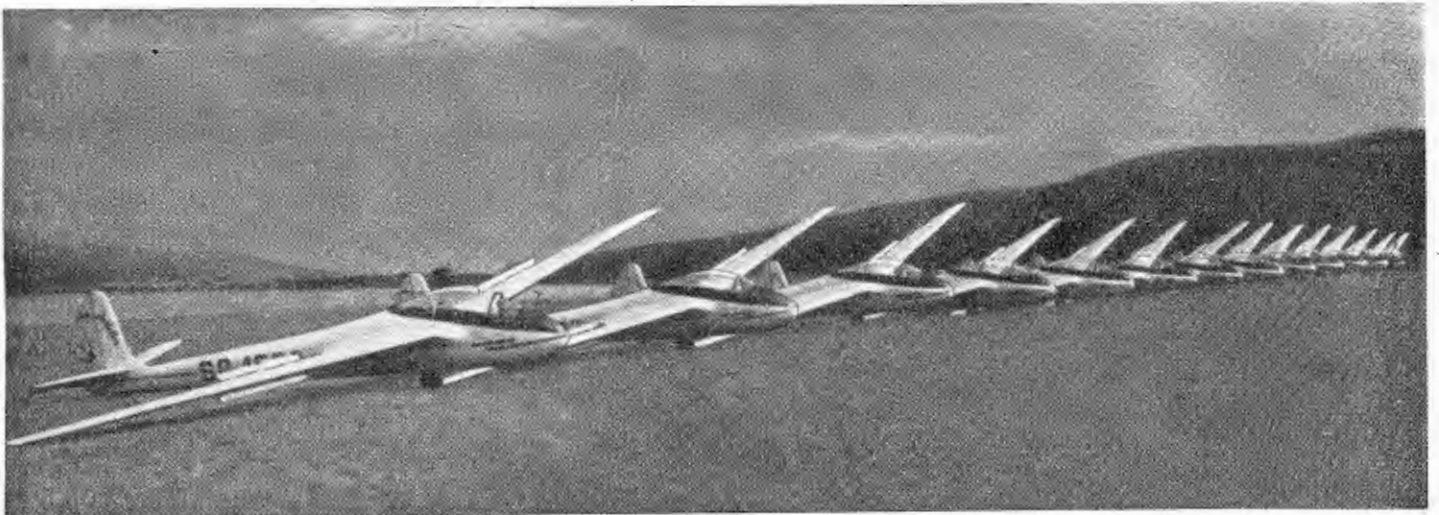
W dniu 27 sierpnia miała miejsce w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym w Bielsku uroczystość, którą wiele naszych zakładów i instytucji obchodzi w bieżącym roku — dziesięciolecie pracy. Święto tej zasłużonej placówki polskiego szybownictwa zgromadziło przedstawicieli całego lotnictwa sportowego, którzy przybyli do Bielska, aby złożyć kolektywowi SZD życzenia dalszych sukcesów w jego twórczej pracy. Uczestnikom uroczystości, gospodarzom i gościom trudno będzie zapomnieć ten dzień, który upłynął w serdecznym jubileuszowym nastroju. W godzinach przedpołudniowych zaproszeni goście wzięli udział w pokazie urozmaiconym lotami pasażerskimi na samolotach i szybowcach dwumiejscowych. Po pokazach odbyła się akademicka, podczas której 16 pracowników SZD zostało odznaczonych Krzyżami Zasługi i Medalami X-lecia, przyznanymi im przez Radę Państwa za wybitne osiągnięcia w pracy. Złote Krzyże Zasługi otrzymali: kierownik Zakładu mgr inż. Władysław Nowakowski i inż. Józef Niespał. Wspólny obiad oraz zabawa taneczna zakończyły tę miłą uroczystość.

Dziesięcioletnia działalność Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego jest ściśle związana z powojenną historią polskiego szybownictwa. Praca kolektywu inżynierów, techników i robotników stworzyła naszemu szybownictwu mocne zaplecze techniczne i umożliwiła polskim szybownikom osiągnąć sukcesy na skalę światową. Dziś SZD stanowi silny i skryształizowany ośrodek techniczny, składający się z dobrze wyposażonego biura konstrukcyjnego i nowoczesnych warsztatów. Początki były jednak o wiele skromniejsze. Załącz-

sandrowicach koło Bielska, szkoły szybowcowe na Zarze i w Goleszowie oraz warsztaty doświadczalne naprawcze w Białej.

W latach 1946 — 47 w wielotorowej działalności Instytutu Szybownictwa zaczyna wysuwać się na pierwsze miejsce biuro konstrukcyjne, opracowujące dokumentację pierwszych powojennych polskich prototypów. Wyraźne krystalizowanie się charakteru konstrukcyjno-badawczego Instytutu jest wynikiem sytuacji, w jakiej znajdowało się ówczesne polskie szybownictwo. Zapasy sprzętu ponemieckiego szybko topnieją; dalszy rozwój szybownictwa wymaga własnej, krajowej bazy produkcyjnej. Szczupłe grono konstruktorów musi podjąć decyzję: bazować na sprzęcie niemieckim, lub rozpocząć konstrukcję nowych szybowców. Pomimo braku fachowej literatury i częstokroć doświadczenia, ambitny kolektyw wybrał drogę trudniejszą i, jak wykazała przyszłość, słuszną. Należy podkreślić, że wiele państw zachodnich w tym okresie porzuciło na kopiowaniu renomowanych szybowców niemieckich i nie zdobyło się na opracowanie konstrukcji oryginalnych.

Rezultatem pierwszego roku pracy IS-u stał się udany szybowiec wyczynowy IS-1 „Sęp”. Oblatany w r. 1947, w tym samym roku bierze udział w międzynarodowych zawodach w Szwajcarii, budząc ogólne zainteresowanie jako jeden z nielicznych szybowców konstrukcji powojennej. Budowa serii pięciu sztuk tego szybowca była pierwszym poważnym zadaniem dla skromnego warsztatu, którego pracownicy w większości po raz pierwszy zetknęli się z produkcją lotniczą.



Seria „Jaskółek” na lotnisku

kiem dzisiejszego Zakładu był utworzony w 1945 r. Centralny Ośrodek Wyszczolenia Szybowcowego w Bielsku o charakterze zgodnym ze swoją nazwą, a więc wyszkoleniowym. Szybki rozwój szybownictwa w latach 1945 — 46 wymagał jednak oparcia nie tylko w dziedzinie wyszkoleniowej — zagadnienia techniczne stawały się coraz bardziej palące. Z inicjatywy grupy inżynierów lotniczych z inż. R. Weiglem na czele, Centralny Ośrodek przekształca się w Instytut Szybownictwa o bardzo szerokiej tematyce pracy — technicznej, wyszkoleniowej i organizacyjnej. Instytut przejął lotnisko w Alek-

Równoległe z konstrukcją „Sępa” biuro konstrukcyjne opracowywało projekt szybowca treningowo-wyczynowego IS-2 „Mucha”. Prototyp „Muchy”, oblatany w r. 1947 na lotnisku w Aleksandrowicach, przeszedł następnie bogatą ewolucję. Szybowce seryjne „Mucha-bis” i „Mucha-ter” stanowiły przez kilka lat standardowe wyposażenie aeroklubów i pozwoliły polskim pilotom doścignąć czołówkę światową. Szereg rekordów krajowych jakie zapisał na swym koncie ten szybowiec jest jego najlepszą legitymacją. Ostatnia ewolucja tego typu — „Mucha-100” jest w chwili obecnej jedynym szybowcem

treningowo-wyczynowym aeroklubów i w pełni odpowiada swoim zadaniom. Należy również zaznaczyć, że „Mucha” była pierwszym polskim szybowcem budowanym w dużych seriach.

W r. 1948 na lotnisku w Aleksandrowicach pojawia się nowy prototyp IS-3 „ABC”. Jest to szybowiec szkolny o kadłubie kratowym, którego zadaniem jest zastąpienie poniemieckiego SG-38. „ABC” również przechodzi szereg ewolucji i dziś posiada już bogatą historię jako szybowiec, na którym wykształciło się całe pokolenie młodych szybowców.

W okresie 1946 — 48 biuro konstrukcyjne IS-u opracowało również rekonstrukcję dwóch polskich szybowców przedwojennych — „Salamandry” i „Komara”. W r. 1948 Instytut Szybownictwa zostaje przemianowany na Szybowcowy Zakład Doświadczalny, który rozpoczyna na lotnisku w Aleksandrowicach budowę nowoczesnego scentralizowanego zakładu mieszczącego biuro konstrukcyjne, warsztaty i pion administracyjny. W związku z przeniesieniem mgr inż. R. Weigla do Warszawy, kierownikiem SZD zostaje mgr inż. W. Nowakowski. W tym okresie biuro konstrukcyjne rozpoczyna intensywne prace nad układami nieortodoksyjnymi. Rezultatem ich było zbudowanie szybowców doświadczalnych IS-5 „Kaczka”, bezogonowca SZD-6x „Nietoperz” i laminarnej IS-7 „Osy”. Te trzy szybowce, mające na celu zdobycie doświadczeń w nieznanym dotychczas w Polsce dziedzinach, okazały się, pomimo swoich „chorób dziecięcych”, konstrukcjami udanymi i umożliwiły konstruktorom konfrontację założeń obliczeniowych z wynikami prób w locie, a pilotom oblatywaczom pozwoliły zaznajomić się ze specyficznymi właściwościami układów nieortodoksyjnych. Zdobyte doświadczenia są obecnie wykorzystywane przy projektowaniu nowych szybowców o charakterze użytkowym. Otwarte pole dla badań i doświadczeń zostało jednak wykorzystane tylko częściowo. Zbyt szczypliwy program prób w locie i zaniechanie dalszej pracy nad poprawieniem własności pilotażowych „Kaczki” i „Nietoperza” nie pozwoliły na pełne wykorzystanie możliwości doświadczalno-naukowych.

W r. 1950, oprócz szybowców doświadczalnych, na lotnisku w Aleksandrowicach pojawia się również prototyp szybowca akrobacyjnego IS-4 „Jastrząb”.

Rosnące kwalifikacje czółowki szybowcowej postawiły przed konstruktorami SZD nowe zadanie — opracować wysokowyczynowe szybowce, jedno i dwumiejscowe. Jako rezultat pracy kolektywu SZD powstają w latach 1951 — 52 szybowce SZD-8 „Jaskółka” i SZD-9 „Bocian”, będące bezsprzecznie osiągnięciem zarówno w dziedzinie aerodynamiki jak i konstrukcji. Próby w locie przeprowadzone przez SZD i Instytut Lotnictwa wykazały wysokie zalety obu szybowców i zdecydowały o ich budowie seryjnej. W chwili obecnej „Jaskółka” i „Bocian” stanowią standartowe wyposażenie aeroklubów i pozwoliły polskim szybowcom na ustalenie szeregu rekordów krajowych i światowych. Dużym sukcesem „Jaskółki” było indywidualne i zespołowe zwycięstwo polskiej ekipy w trudnej konkurencji międzynarodowej na zeszłorocznych zawodach w Lesznie. Podczas tych zawodów na „Jaskółkach” latali również piloci angielscy i bułgarscy, ustanawiając kilka rekordów krajowych.

Budowa seryjna „Jaskółek”, mająca na celu pełne zaspokojenie potrzeb aeroklubów, została zlecona warsztatowi SZD, co spowodowało zmianę jego dotychczasowego profilu produkcyjnego z prototypowo-remontowego na seryjny. Również i biuro konstrukcyjne musiało przejść poważną reorganizację i przetrząść szereg pracowników z sekcji prototypów do prac związanych bezpośrednio z produkcją, jak konstrukcja przyrządów warsztatowych lub opracowanie materiałowe.

W r. 1952 zespół konstruktorów SZD w składzie mgr inż. J. Kaniewska, mgr inż. T. Kostia, inż. J. Niespał, mgr inż. W. Nowakowski i mgr inż. J. Sandauer otrzymał Nagrodę Państwową III-go stopnia za osiągnięcia w dziedzinie konstrukcji szybowców.

Rok 1953 i 1954 przynosi w SZD oblatanie nowych prototypów — dwumiejscowego szkolnego SZD-10 „Czapla”, jednomiejscowego wyczynowego SZD-11 „Albatros”, doświadczalnego SZD-14x „Jaskółka M” oraz SZD-12 „Mucha-100”, będącego dalszą ewolucją „Muchy”. „Czapla” wypełnia lukę jaką wytworzyła się w szkoleniu podstawowym na dwusterze, do którego był dotychczas używany poniemiecki „Żuraw” (produkowany w Polsce na podstawie adaptowanej przez SZD dokumentacji). Próba eksploatacja „Czapli” wykazała jej zalety i w chwili obecnej szybowiec ten znajduje się już w produkcji seryjnej. „Albatros” jest to studium szybowca

wyczynowego o dużej rozpiętości i powierzchni nośnej, w którym zastosowano kadłub „Jaskółki”. Celem tego studium jest porównanie w naszych warunkach klimatycznych szybowca o małym obciążeniu powierzchniowym z szybowcem ciężkim reprezentowanym przez „Jaskółkę”. „Jaskółka M” jest doświadczalnym szybowcem wyposażonym w usterzenie motylkowe. Do budowy tego szybowca wykorzystano skrzydło i kadłub „Jaskółki”. Próby „Jaskółki M” wypadły w zasadzie pozytywnie i są podstawą do zastosowania usterzenia motylkowego w obecnie opracowywanym projekcie nowego szybowca wyczynowego.

„Albatros” i „Jaskółka M” nie wyczerpują całej tematyki prac nad polepszeniem osiągnięć szybowca wyczynowego. Na tegorocznych mistrzostwach Polski w Lisich Kątach przeszły próbę eksploatacji „Jaskółki” wyposażone w zbiorniki z wodą. Zadaniem balastu wodnego jest zwiększenie prędkości przelotowej szybowca. Zwiększone opadanie na małych prędkościach i większy promień krążenia są oczywiście ceną, którą płaci pilot za polepszenie osiągnięć szybowca na dużych prędkościach przeskoków międzykominowych, ale jak wykazało porównanie szybowców o dużym obciążeniu powierzchniowym — radzieckiego A-9 i „Jaskółki” z balastem wodnym — z szybowcami o mniejszym obciążeniu — „Albatrosem” i „Jaskółką” bez balastu — zastosowanie zbiorników wodnych daje nowe możliwości wyczynowe i zostało bardzo przychylnie powitane przez pilotów.

Wszystkie dotychczasowe doświadczenia i studia przeprowadzone na różnych wersjach „Jaskółki” służą obecnie jako materiał do projektu nowego jednomiejscowego szybowca wysokowyczynowego SZD-17x, budowanego na mistrzostwa świata w r. 1956, który powinien być najwyższym osiągnięciem polskiej techniki szybowcowej. Pomimo krótkiego terminu i obciążenia innymi równoległe biegnącymi pracami, konstruktorzy SZD pragną w tym szybowcu połączyć najbardziej „wyśrubowane” osiągi z bogatym wyposażeniem, nie mówiąc już o łatwości i poprawności pilotażu.

Bieżące prace biura konstrukcyjnego SZD to, oprócz wspomnianego już SZD-17x, jeszcze szybowce SZD-13x „Wampir”, SZD-15 „Pionier” i SZD-16 „Gil”. „Wampir” jest projektem wyczynowego bezogonowca i stanowi dalszy etap pracy zapoczątkowanej „Nietoperzem”. Trudno w chwili obecnej przewidzieć, czy będzie on już w pełni odpowiadał wymaganiom stawianym szybowcowi użytkowanemu w aeroklubach, czy też rola jego ograniczy się do zebrania dalszych doświadczeń w dziedzinie układów nieortodoksyjnych. W każdym razie należy z uznaniem podkreślić fakt, że konstruktorzy SZD nie trzymają się wyłącznie utartych dróg konstrukcji układów konwencjonalnych. „Pionier” i „Gil” są dwiema wersjami jednomiejscowego szybowca treningowego, mającego zastąpić przestarzałego już dziś „Komara”. Podczas gdy „Pionier” odpowiada aktualnym wymaganiom zleceniodawcy, tj. LPZ i już wkrótce zostanie oblatany, „Gil” jest dopiero w stadium projektu wstępnego, lecz zdaniem konstruktorów posiada rozwiązania i parametry konstrukcyjne bardziej nowoczesne.

Dotychczasowy dorobek SZD to nie tylko szybowce, lecz również szereg urządzeń pomocniczych, jak wyciągarki, ściągarki, sprzęt transportowy i lotniskowy.

Osiągnięcia polskiej techniki szybowcowej demonstrowane na licznych wystawach międzynarodowych, a przede wszystkim „reklamowane” wynikami sportowymi naszych szybowców, nie pozostały bez echa i otworzyły drogę polskim szybowcom za granicę. Na specjalną uwagę zasługuje zwrotanie się Chińskiej Republiki Ludowej do naszych władz o pomoc w organizacji chińskiego szybownictwa. W chwili obecnej Polska buduje w CHRL nowoczesny zakład szybowcowy, wzorowany na SZD, a do czasu uruchomienia jego pełnej mocy produkcyjnej, zaopatruje chińskie szybownictwo w nasz sprzęt.

Niewątpliwie osiągnięcia SZD nie zawsze szły w parze ze słusznymi koncepcjami organizacyjno-rozwojowymi. Często zmieniający się opiekunowie (Dep. Lot. Cyw., Liga Lotnicza, Zarząd Zakładów Sprzętu Lot. Sport.) niejednokrotnie narzucali zadania wypaczające doświadczalny charakter Zakładu. Nawał prac produkcyjnych i remontowych na warsztacie oraz przeciążanie biura konstrukcyjnego pracami czysto użytkowymi jak np. projektowaniem opakowań (skrzyń) dla szybowców lub przyrządów warsztatowych utrudniają, a niejednokrotnie uniemożliwiają prowadzenie prac doświadczalnych. Wynikiem tego jest zbyt skromna działalność SZD na polu badawczym jak np. w dziedzinie konstrukcji sandwichowych, nowych metod pomiarów w locie, lub technologii.

Charakter pracy SZD wymaga od konstruktorów jak najlepszej znajomości nowych osiągnięć techniki szybowcowej. Nie sprzyja temu jednak dotychczasowy brak kontaktów zagranicznych, np. wyjazdów na zawody lub wystawy międzynarodowe.

Dalszą bolączką SZD było i jest zaopatrzenie. Pomimo ważnego i odpowiedzialnego charakteru produkcji, pod względem zaopatrzeniowym Zakład ciągle jeszcze jest „kopciuszkiem” i nie korzysta w sposób pełnoprawny z całej bazy materiałowej krajowego przemysłu lotniczego. Powyższy problem nabiera specjalnej wagi w obliczu rozwijającej się obecnie produkcji eksportowej.

Dotychczasowa działalność SZD zobowiązuje również na przyszłość, tym bardziej że kwalifikacje i wymagania pilotów stale rosną, a rozwój szybownictwa jest uzależniony przede wszystkim od postępu zaplecza technicznego. Tematyka zagadnień, które muszą być rozwiązane w najbliższej przyszłości jest bogata i będzie wymagać od biura konstrukcyjnego i warsztatów dużego wysiłku. W dziedzinie konstrukcji szybowców zostały postawione przed SZD następujące zadania: budowa nowego szybowca wyczynowego o profilu laminarnym, szybowca akrobacyjnego (ew. dalszej ewolucji „Jastrzębia”) i szybowca szkolnego (ew. dalszej ewolucji „ABC”). Równoległe z konstrukcjami nowymi musi iść praca nad dalszą ewolucją szybowców obecnie projektowanych, jak np. „Wampira”, „Pioniera” lub „Gila”.

Dalszy postęp w dziedzinie budowy szybowców jest nie do pomyślenia bez wprowadzenia nowych tworzyw konstrukcyj-

nych i klejów oraz postępu technologicznego. W tej, dotychczas zaniedbanej, dziedzinie otwiera się przed SZD szerokie pole twórczej pracy.

W dziedzinie osprzętu bardzo pilnymi zagadnieniami jest zastosowanie łączności radiowej w szybownictwie oraz opracowanie nowych typów przyrządów pokładowych. Podczas gdy zagadnienie łączności radiowej ruszyło ostatnio z martwego punktu, w którym tkwiło przez szereg lat, co pozwala żywić nadzieję, że w ciągu kilku lat opóźnienie w tej dziedzinie zostanie nadrobione, gorzej przedstawia się sprawa z przyrządami pokładowymi. Zapotrzebowanie na typowe przyrządy jest obecnie pokrywane wyłącznie z importu (jakość ich pozostawia wiele do życzenia), a problem przyrządów specjalnych, np. wykrywających na odległość prądy pionowe, jest jeszcze w ogóle nietknięty.

Plan SZD obejmuje również prace nad zagadnieniem samodzielnego startu szybowców. Choć jasne jest, że do tego celu nadaje się napęd odrzutowy, trudno dziś przesądzić, jaki rodzaj tego napędu najlepiej zda egzamin.

Wyżej wymienione zagadnienia, stojące przed SZD wiążą się ściśle z dalszym rozwojem szybownictwa. W chwili obecnej dyskutuje się możliwość rozszerzenia problematyki prac SZD na dziedzinę lotnictwa silnikowego, sportowego i gospodarczego. Bez względu na ostateczną decyzję w tej sprawie zadania już postawione przed kolektywem SZD są poważne. Redakcja „Techniki Lotniczej” życzy mu w nowym dziesięcioleciu dalszych sukcesów w pracy dla dobra polskiego lotnictwa.

Mgr inż. JAN KOŹNIEWSKI

629.135.4:533.6.011

Aerodynamika i osiągi śmigłowca

Celem artykułu jest zaznajomienie czytelnika z podstawowymi zagadnieniami osiągnięć śmigłowca. Aerodynamika śmigłowca została podana w zakresie niezbędnym do fizycznego zrozumienia osiągnięć śmigłowca. Natomiast nie zostały w artykule poruszone inne problemy mechaniki lotu śmigłowca, jak mechanika wirnika oraz stateczność i sterowność. Ponadto artykuł ogranicza się do omówienia jedynie śmigłowca jednowirnikowego ze śmigłem ogonowym, napędzanego silnikiem tłokowym.

Mimo że autor unikał skomplikowanych form matematycznych, które utrudniałyby zrozumienie artykułu, to jednak omówienie w ramach jednego artykułu możliwości wszystkich podstawowych zagadnień osiągnięć śmigłowca zmusiło do przyjęcia, że czytelnik posiada podstawowe wiadomości z aerodynamiki i mechaniki lotu samolotu.

Aby dać pogląd na ilościową stronę osiągnięć, załączono wykresy (Rys. 2, 4, 13, 15, 17, 18, 19) które stanowią ilustrację przeliczenia przykładu typowego dla chwili obecnej śmigłowca o układzie wyżej podanym.

W praktyce, podczas obliczania osiągnięć śmigłowca oraz w projekcie wstępnym przy ustalaniu podstawowych parametrów konstrukcyjnych, istnieje możliwość traktowania wirnika nośnego w sposób generalny, bez wnikania w zagadnienie mechaniki łopatki wirnika.

Kąt nastawienia Θ , kąt wahań pionowych β oraz kąt wahań poziomych γ są funkcjami okresowymi azymutu łopatki Ψ . Amplitudy tych wahań są funkcjami prędkości lotu. Ten skomplikowany ruch łopatki wirnika ma oczywiście wpływ na kształtowanie się przepływu przez wirnik nośny. Ze względu na złożoność zagadnienia, w obliczeniach aerodynamiki śmigłowca przyjmuje się stałość kąta nastawienia łopatki w każdym jej położeniu.

To uproszczenie zjawiska pozwala tworzyć stosunkowo łatwe i praktyczne metody obliczania osiągnięć.

Podstawowymi w rozważaniach tych są teorie śmigła, a mianowicie teoria strumieniowa i teoria elementu łopatki. Do naszych rozważań wprowadzimy następujące oznaczenia oraz zależności podstawowe.

T — ciężar wirnika [kG]
 M — moment [kG.m]
 G — ciężar śmigłowca [kG]
 P_x — opór [kG]

$R = \frac{D}{2}$ — Promień wirnika [m]

D — Średnica wirnika [m]

r — promień danego przekroju łopatki [m]

$x = \frac{r}{R}$ — względny promień przekroju łopatki

l — cięciwa łopatki [m]

b — ilość łopatek

$\sigma = \frac{l \cdot b}{\pi R}$ — wypełnienie wirnika

$S = \pi R^2$ — powierzchnia wirnika [m²]

V — prędkość pozioma [m/sek] albo [km/godz]

w — prędkość pionowa wznoszenia (opadania) [m/sek]

U — prędkość przepływu przez wirnik [m/sek]

v_i — prędkość indukowana w płaszczyźnie tarczy wirnika [m/sek]

Ω — prędkość kątowa wirnika [sek⁻¹]

α — kąt natarcia [rad]

$\mu = \frac{V}{\Omega R}$ — współczynnik prędkości

$\lambda = \frac{w + v_i}{\Omega R} = \frac{U}{\omega R}$ współczynnik przepływu

Θ — kąta nastawienia [rad]

ρ — gęstość powietrza $\left[\frac{kG \text{ sek}^2}{m^3} \right]$

N — moc $\left[\frac{kG \text{ m}}{\text{sek}} \right]$

$$k_t = \frac{T}{\frac{1}{2} \rho (\Omega R)^2 \cdot \pi R^2} \text{ współczynnik ciągu}$$

$$k_m = \frac{M}{\frac{1}{2} \rho (\Omega R)^2 \pi R^3} \text{ współczynnik momentu}$$

$$\eta_M = \frac{1}{2} \frac{k_t^{2/3}}{k_m} \text{ współczynnik jakości wirnika}$$

- h — wysokość lotu [km], [m]
- q — zużycie paliwa na godzinę lotu [kg/godz]
- B — zużycie paliwa na konia mechanicznego i godzinę [kg/KM godz]
- L — zasięg lotu [km]

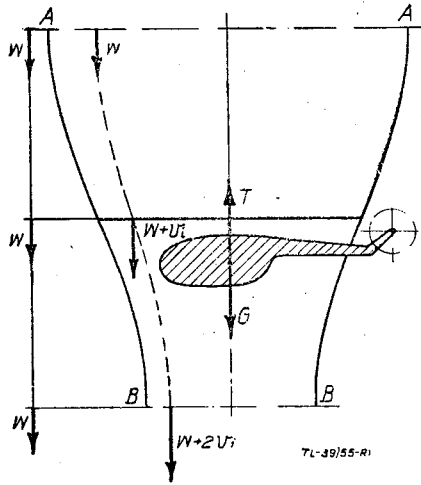
Pozostałe oznaczenia użyte albo będą wyjaśnione w tekście, albo powstaną przez uzupełnienie powyższych odpowiednimi indeksami.

Lot pionowy

Podczas pionowego wznoszenia się śmigłowca, oraz lotu wiszącego, to znaczy takiego stanu lotu, gdy śmigłowiec nie zmienia swego położenia pionowego i poziomego, wirnik nośny śmigłowca pracuje w warunkach podobnych jak zwykłe śmigło. Strumień powietrza przepływający przez wirnik w stanie pionowego wznoszenia oraz lotu wiszącego, przez analogię do strumienia przepływowego przez śmigło pracujące w locie albo w miejscu, nazywamy strumieniem śmigłowym.

W strumieniu śmigłowym kierunek przepływu jest zgodny z kierunkiem przepływu powietrza otaczającego i jest przeciwny niż kierunek ciągu wirnika.

Rozważymy z punktu widzenia znanej teorii strumieniowej śmigła, zjawisko pionowego wznoszenia się śmigłowca z prędkością w Rys. 1.



Rys. 1. Strumień śmigłowy podczas wznoszenia pionowego z prędkością w

W powietrzu otaczającym strumień przepływający przez tarczę wirnika, prędkość względna jest skierowana z góry ku dołowi i jest we wszystkich punktach równa prędkości pionowego wznoszenia w.

Skutkiem oddziaływania wirnika na powietrze przepływające przez jego tarczę, prędkość w strumieniu śmigłowym wzrasta od prędkości w w przekroju A—A położonym „daleko” nad wirnikiem, do prędkości w + 2 v_i w przekroju B—B położonym „daleko” pod wirnikiem. W płaszczyźnie wirnika przyrost prędkości jest równy połowie całkowitego przyrostu prędkości, nazywamy go prędkością indukowaną i oznaczamy symbolem v_i. Ciąg wirnika jak wynika z praw mechaniki jest równy iloczynowi masy powietrza przepływającego przez wirnik w ciągu jednostki czasu przez całkowity przyrost prędkości strumienia. Jeżeli prędkość wznoszenia śmigłowca jest stała oraz gdy pominąć opór aerodynamiczny jaki stawia kadłub opływany przez pionowy strumień pod wirnikiem, to ciąg wirnika jest równy ciężarowi śmigłowca. Możemy zatem napisać.

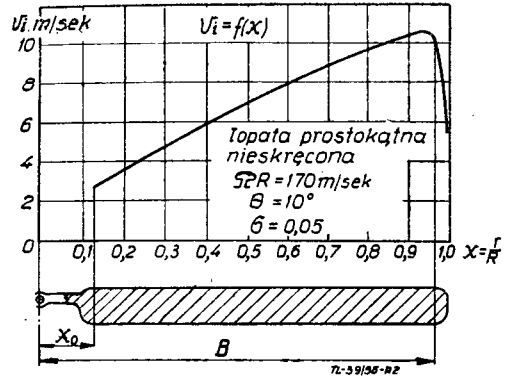
$$G = \pi R^2 \rho \cdot (w + v_i) 2v_i \dots \dots \dots [1]$$

Podczas lotu wiszącego gdy prędkość pionowa w = 0, zachodzi zależność.

$$G = 2 \pi R^2 \rho v_i^2 \dots \dots \dots [2]$$

Występująca we wzorze prędkość wzbudzona (indukowana) v_i jest prędkością indukowaną idealną w strumieniu o stałym rozkładzie prędkości.

W rzeczywistości tak nie jest. Prędkość przepływu na poszczególnych obwodach wirnika jest różna. Sposób w jaki zmienia się ona wzdłuż łopaty wirnika pokazany jest na rys. 2.



Rys. 2. Rozkład prędkości indukowanej wzdłuż łopaty wirnika

Zespół napędowy dostarcza poprzez wał mocy wirnikowi pokonując jego moment oporów aerodynamicznych.

Opór elementu łopaty wirnika, Rys. 3 oraz jej ciąg wynoszą

$$dP_x = dP_z \cdot \sin \Phi + dP_{x \text{ prof}} \cdot \cos \Phi$$

$$dT = dP_z \cdot \cos \Phi - dP_{x \text{ prof}} \cdot \sin \Phi$$

Dla małych kątów Φ jakie tworzy kierunek przepływu z płaszczyzną wirnika możemy wyrazić elementarny opór w sposób uproszczony.

$$dP_x = dT \frac{w + v_i}{\Omega R_x} + dP_{x \text{ prof}}$$

Elementarny moment oporu będzie

$$dM_s = R \cdot x \cdot dP_x = dT \frac{w + v_i}{\Omega} + dP_{x \text{ prof}} R \cdot x$$

Moment całkowity oporów aerodynamicznych łopaty, przy założeniu stałości v_i na całej powierzchni wirnika, po dokonaniu całkowania wzdłuż łopaty, w przedziale od x = 0 do x = 1

$$M_s = \int_{x=0}^{x=1} dM = \frac{w + v_i}{\Omega} \cdot T + \int_{x=0}^{x=1} dP_{x \text{ prof}} R \cdot x$$

Moc pobierana przez wirnik wyniesie N = M_s · Ω. Podczas wznoszenia się śmigłowca o ciężarze G, moc dostaniemy mnożąc moment z poprzedniego równania przez prędkość kątową oraz podstawiając T = G.

$$N = G \cdot w + G \cdot v_i + \Omega \int_{x=0}^{x=1} dP_{x \text{ prof}} \cdot R \cdot x \dots \dots [3]$$

Człon pierwszy powyższego wzoru jest przyrostem energii potencjalnej śmigłowca w jednostce czasu. Człon drugi jest mocą indukowaną idealnego wirnika wzbudzającego w całym przekroju strumienia stałą prędkość v_i.

Człon trzeci nazywamy mocą profilową N_{prof}. Możemy napisać tę zależność prościej.

$$N = G \cdot w + N_i + N_{\text{prof}} \dots \dots \dots [3']$$

Podczas lotu wiszącego w = 0 oraz jak wynika z równania [2]

$$v_i = \sqrt{\frac{G}{2\pi R^2 \rho}}$$

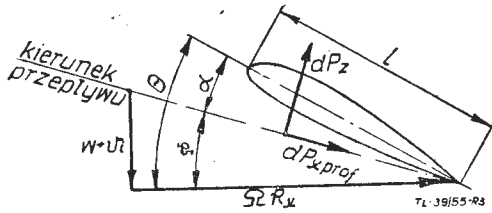
Zatem moc indukowana idealnego wirnika wyniesie.

$$N_{i_{w=0}} = \frac{G^2}{\sqrt{2\pi R^2 \rho}} \dots \dots \dots [4]$$

Moc indukowana wirnika wynika z konieczności pokonywania oporu indukowanego jego łopatek jest funkcjonalnie związana z siłą nośną wirnika i jego powierzchnią.

Można wykazać, że podczas lotu pionowego $T(w + v_i) = G \cdot w + N_i$ jest przyrostem energii kinetycznej masy powietrza przepływającego przez wirnik w ciągu jednostki czasu.

Jak było zaznaczone prędkość przepływu przez wirnik nie jest w każdym jego punkcie stała, lecz wzrasta wraz z odległością r .



Rys. 3. Rozkład prędkości przepływu przez element łopaty wirnika
 θ — kąt ustawienia
 Φ — kąt względnego przepływu
 $\alpha = \theta - \Phi$ — kąt natarcia

Przyrost energii kinetycznej powietrza przepływającego podczas lotu wznoszącego przez elementarny pierścień powierzchni wirnika jest równy.

$$dE = \frac{1}{2} 2\pi r \cdot dr v_i(r) \cdot \rho [2v_i(r)]^2 = 4\pi R^2 \rho v_i^3(r) \cdot dx$$

Całkując to wyrażenie wzdłuż łopaty wirnika na jej długości efektywnej, w przedziale od x_0 do B , dostajemy wyrażenie na moc indukowaną.

$$N_i = 4\pi R^2 \rho \int_{x_0}^{x=B} v_i(x)^3 x dx \dots \dots \dots [5]$$

x_0 określa nam promień, gdzie kończy się głowica wirnika nośnego wraz z okuciami łopatek, a zaczyna się „czysta” pod względem aerodynamicznym łopata.

Górna granica całkowania $B = \frac{r_e}{R}$ określa nam wielkość strat brzegowych wywołanych skończoną długością łopaty.

Na współczynnik strat brzegowych „B” istnieje bardzo dużo formuł, empirycznych, półempirycznych lub opartych na teorii na przykład według Sissingh'a

$$B = 1 - \frac{l_{max} (1 - 0,7 t)}{1,5 \cdot R}$$

gdzie l_{max} — największa cięciwa u nasady łopaty

$$t = 1 - \frac{t_{min}}{t_{max}} \text{ — zbieżność łopaty.}$$

Najprostsza jest formuła $B = 1 - \frac{1}{2} \frac{l_{min}}{R}$.

w myśl której przyjmuje się, że nie wytwarza ciągu odcinek końcowy łopaty, o długości równej połowie końcowej cięciwy. W praktyce często można przyjąć $B = 0,96$.

Powracając do zagadnienia mocy indukowanej, całkujemy przyrosty energii kinetycznej w wyżej określonych granicach.

Tak otrzymana moc indukowana jest o 10 + 15% większa niż moc indukowana przy stałym rozkładzie prędkości w strumieniu. Wpływ niestałości rozkładu prędkości określamy przy pomocy współczynnika k .

$$k = \frac{N_i}{N_{i_t}} \dots \dots \dots [6]$$

którego wielkość zwykle zawiera się w granicach (1,10 ÷ 1,15).

W celu zbliżenia współczynnika „k” możliwie do jedności, należy starać się ujednostajnić rozkład prędkości na powierzchni wirnika. To znaczy należy „zwiększyć pracę” wewnętrznych części wirnika, pracujących na małych promieniach. W tym celu stosuje się w niektórych wirnikach dodatnie zwichrzenie geometryczne łopat. Zwichrzenie to daje się rzędu 8° do 12°, oraz nadaje się łopacie zbieżność jej obrysu.

Zajmiemy się teraz mocą profilową „ N_{prof} ” określoną przez trzeci składnik we wzorze [3]

$$N_{prof} = \Omega \int_{x=0}^{x=1} dP_{x \text{ prof}} \cdot R \cdot x$$

$$N_{prof} = \Omega \int_{x=0}^{x=1} \frac{1}{2} \rho (R\Omega x)^2 C_{xp(x)} \cdot b \cdot l(x) \cdot R dx \cdot R \cdot x$$

$$N_{prof} = \frac{1}{2} \rho \Omega^3 R^3 b \int_{x=0}^{x=1} l \cdot C_{xp(x)} \cdot x^3 \cdot dx \dots \dots \dots [7]$$

Praktyka obliczeniowa wykazała, że najbardziej wpływa na własności wirnika odcinek łopaty zawarty między $x = 0,7$ a $x = 0,8$.

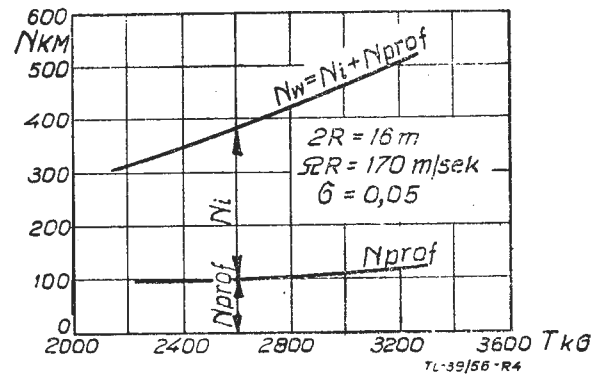
Przy wyznaczaniu wielkości momentu i mocy profilowej wprowadza się czasem upraszczające założenie, że c_{xp} na całej długości łopaty jest stały, równy c_{px} w przekroju $x = 0,75$.

$$C_{xp} = C_{xp(x=0,75)} = const$$

Jeżeli jeszcze podobne uproszczenie wprowadzimy odnośnie szerokości łopaty $l = l(x=0,75) = const$ to moc profilową wyrazi się prosto.

$$N_{prof} = \frac{1}{8} \rho \Omega^3 R^3 b l c_{xp} = \frac{1}{8} \rho \Omega^3 R^5 \sigma \pi c_{xp} \dots \dots [8]$$

gdzie σ jest wypełnieniem wirnika.



Rys. 4. Zmienność mocy profilowej N_{prof} oraz mocy całkowitej $N_i + N_{prof}$, pobieranej przez wirnik w zależności od jego ciągu

Przyjęty we wzorze [8] współczynnik oporu profilowego można związać ze średnim współczynnikiem siły nośnej „ C_{zsr} ” dla łopaty wirnika. Można wykazać że przybliżona wartość C_{zsr} jest funkcją współczynnika ciągu, mianowicie (jeżeli założymy $c_z = C_{zsr} = const$ we wszystkich przekrojach, to

$$\begin{aligned} \text{ciąg wirnika } T &= \int_0^1 \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot (\Omega R)^2 \cdot x^2 \cdot b \cdot l \cdot R \cdot dx \cdot C_{zsr} = \\ &= \frac{1}{6} \cdot \rho \cdot (\Omega \cdot R)^2 \cdot \pi \cdot R^2 \cdot \sigma \cdot C_{zsr} \end{aligned}$$

Porównując to wyrażenie z wyrażeniem $T = \frac{1}{2} \rho (\Omega R)^2 \pi R^2 k_t$,

dostajemy

$$C_{zsr} = \frac{3}{\sigma} k_t = \frac{6G}{\rho \Omega^2 R^2 \pi R^2 \sigma} \dots \dots \dots [9]$$

Moc tracona na pokonywanie oporu profilowego jest bardzo znaczna, może stanowić w locie wiszącym 20 do 30% mocy całkowitej wirnika.

Widać stąd, że obok mocy indukowanej, opory profilowe odgrywają ważną rolę w kształtowaniu się osiągow śmigłowca. Mówiąc o oporach profilowych należy pamiętać o wpływie liczby Macha oraz liczby Reynoldsa.

Współczynnik jakości wirnika

Za kryterium aerodynamicznej jakości wirnika nośnego, przyjmujemy stosunek mocy „idealnej”, niezbędnej do wytworzenia danego ciągu w locie wiszącym, do mocy pobieranej rzeczywiście przez wirnik.

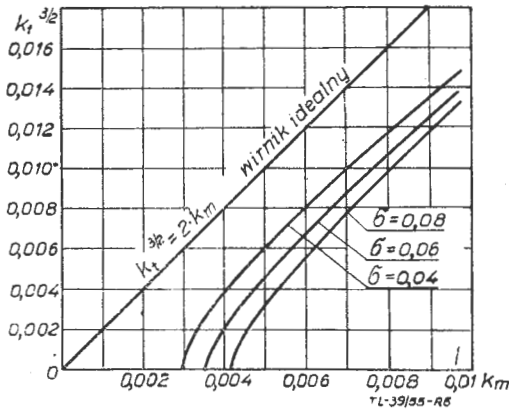
Moc „idealną” pobiera granicznie doskonały wirnik o łopatach pozbawionych oporu profilowego, wzbudzający w całym przekroju strumienia stałą prędkość v_i .

Moc takiego wirnika jest oczywiście równa najmniejszej pomysłanej mocy indukowanej.

$$N_{idealna} = N_{i \min} = T \cdot v_i = \frac{T^{3/2}}{\sqrt{2 \rho \pi R^2}} \dots [10]$$

Moc pobierana przez wirnik rzeczywisty jest większa, wynika ona z wielkości rzeczywistego momentu oporu aerodynamicznego

$$N_w = M_s \cdot \Omega \dots [11]$$



Rys. 5. Wpływ współczynnika wypełnienia wirnika σ na jakość wirnika

Współczynnik jakości wirnika zgodnie z definicją możemy zatem napisać:

$$\eta_M = \frac{N_{idealna}}{N_w} = \frac{N_{idealna}}{N_{i \text{ rzeczywista}} + N_{prof}} = \sqrt{\frac{T^3}{2 \rho \pi R^2 \Omega^2 M_s^2}} [12]$$

Jeżeli moment oraz ciąg wirnika wyrazimy przy pomocy współczynników ciągu i momentu „ k_m ” i „ k_t ” to po przekształceniu dostaniemy.

$$\eta_M = \frac{1}{2} \frac{k_t^{3/2}}{k_m} \dots [12]$$

Dla rzeczywistego wirnika $\eta_M < 1$; $\frac{k_t^{3/2}}{k_m} < 2$.

Współczynnik jakości wirnika η_M określić można jeszcze inaczej przez obciążenie powierzchni G/S , oraz obciążenie mocy w locie wiszącym G/N :

$$\eta_M = \frac{N_{idealna}}{N_w} = \frac{G \sqrt{\frac{G}{S}} \frac{1}{\sqrt{2 \rho}}}{N_w} = \frac{G}{N_w} \sqrt{\frac{G}{S}} \frac{1}{\sqrt{2 \rho}}$$

Zależność ta daje możliwość doświadczalnego określenia współczynnika jakości wirnika drogą pomiaru ciągu i mocy pobieranej przez wirnik.

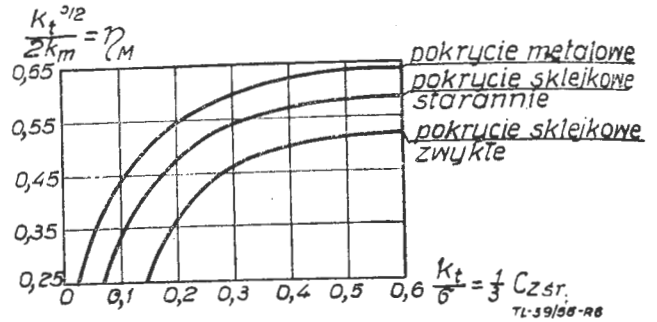
Ze wzoru [8] widać wpływ wypełnienia wirnika σ oraz współczynnika oporu profilowego c_{xp} na wielkość mocy profilowej a tym samym na jakość wirnika.

Zauważmy, że malenie wypełnienia, jak wynika z [9] pociąga za sobą wzrost współczynnika siły nośnej $c_z \text{ sr}$ jak

również i pewien wzrost związanego z nim współczynnika oporu profilowego c_{xp}

Jednak w zakresie użytecznych kątów natarcia wzrost c_{xp} nie jest duży w stosunku do przyrostu c_z .

W rezultacie zmniejszenie wypełnienia polepsza aerodynamiczną jakość wirnika. Wpływ ten jest pokazany na rys. 5.



Rys. 6. Wpływ rodzaju powierzchni łopat na współczynnik jakości wirnika

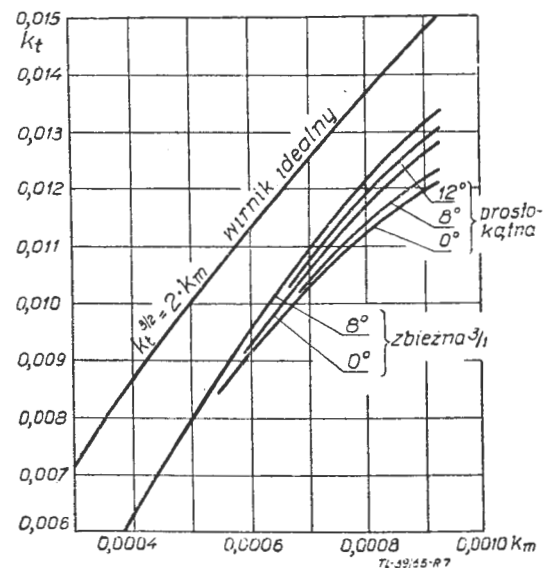
Nie należy jednak zapominać, że małe wypełnienie, a co za tym idzie duże kąty nastawienia łopat Θ , powodują wcześniejsze oderwanie opływu na łopatach co, jak zobaczymy w dalszych rozważaniach, ogranicza prędkość lotu poziomego. Znaczny wpływ na moc pobieraną przez wirnik ma współczynnik oporu profilowego. Przez jego zmniejszenie można znacznie poprawić osiągi śmigłowca.

Obok doboru właściwych profili na łopaty, jednoczących możliwie mały współczynnik oporu profilowego z dużym zakresem użytecznych kątów natarcia, skutecznym sposobem zmniejszenia oporu profilowego jest polepszenie gładkości powierzchni łopaty.

Stosowane obecnie coraz częściej łopaty metalowe klejone, posiadają mniejszy opór profilowy niż łopaty kryte sklejką. Wpływ jakości powierzchni na jakość aerodynamiczną wirnika widoczny jest z rys. 6.

Przez nadanie łopacie zbieżnego obrysu np. trapezowego, oraz skręcenia, zmniejszamy moc indukowaną wirnika, a tym samym polepszamy jego współczynnik jakości rys. 7.

Przeciętne wartości współczynnika jakości wirnika zawierają się w granicach około $\eta_M = 0,5$, dla wirników mało „doskonałych” do $\eta_M = 0,75$, dla wirników bardzo starannie aerodynamicznie dobranych do warunków lotu pionowego.



Rys. 7. Wpływ geometrii łopat na jakość wirnika

Prędkość pionowego wznoszenia

Moc pobierana przez wirnik podczas pionowego wznoszenia jest równa sumie mocy indukowanej, mocy profilowej oraz przyrostowi energii potencjalnej śmigłowca w ciągu jednostki czasu (równanie [3]). Moc indukowana wyrażona w tym równaniu jest funkcją prędkości pionowej. Zależność

między v_i oraz w daje równanie [1]. Moc indukowaną w locie wznoszącym przekształćmy

$$N_i = kGv_i = kG \frac{G}{2S\rho(w+v_i)} = k \frac{G^3}{2 \cdot S \cdot \rho} \cdot \frac{1}{(w+v_i)G} = k \left(\frac{G^{3/2}}{\sqrt{2S\rho}} \right)^2 \cdot \frac{1}{(w+v_i)G}$$

k — jest poprzednio omówionym współczynnikiem uwzględniającym nierównomierność rozkładu prędkości przepływu

przez tarczę wirnika [wzór (6)]. Wyrażenie $\frac{G^{3/2}}{\sqrt{2S\rho}}$ jest ideal-

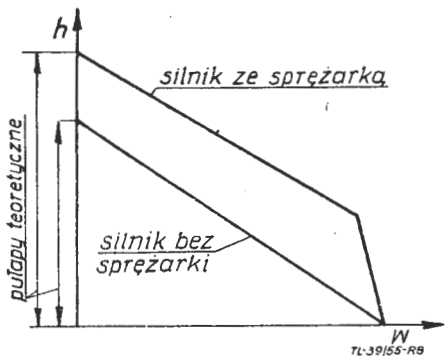
ną mocą indukowaną w locie wiszącym, zaś $(w+v_i)G = N_w - N_{prof}$; zatem możemy napisać

$$N_i = k \frac{N_i^2(w=0)}{N_w - N_{prof}} \dots \dots \dots [13]$$

Moc indukowaną [13] podstawimy do zależności [3'] i wyznaczamy prędkość pionowego wznoszenia.

$$w = \frac{1}{G} \left[(N_w - N_{prof}) - k \frac{N_i^2(w=0)}{N_w - N_{prof}} \right] \dots \dots [14]$$

Wszystkie składniki powyższego wyrażenia są funkcjami wysokości i dają się łatwo obliczyć.



Rys. 8. Zmienność prędkości wznoszenia z wysokością, widoczny jest wpływ zastosowania silnika ze sprężarką na wysokość pułapu

Moc całkowita N_w pobierana przez wirnik jest mocą dostarczaną przez zespół napędowy na wał wirnika nośnego. Oblicza się ją mnożąc rozporządzalną moc silnika na danej wysokości przez współczynnik $\eta = (1 - \zeta)$, gdzie ζ wyraża sumę strat mocy w przekładniach, mocy chłodzenia silnika oraz mocy pobieranej przez śmigło ogonowe.

$$N_{w(h)} = N_{s(h)} \cdot \eta \dots \dots \dots [15]$$

Moc indukowaną idealną $N_i(w=0)$ w locie wiszącym na danej wysokości na podstawie zależności [4] możemy wyrazić:

$$N_i(w=0)_{(h=h)} = N_i(w=0)_{(h=0)} \cdot \sqrt{\frac{\rho_0}{\rho_h}} \dots \dots \dots [16]$$

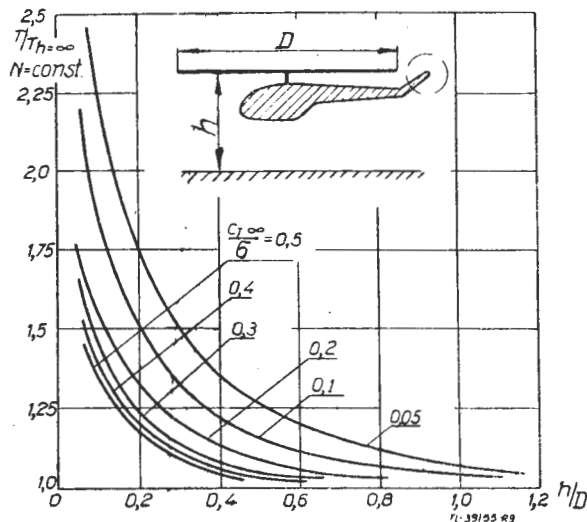
Moc profilowa N_{prof} na wysokości h określona być może przez uproszczony wzór [8], w którym c_{xp} jest funkcją c_{zs} z równania [9].

Charakter zmienności prędkości wznoszenia pionowego „ w ” w zależności od wysokości „ h ” pokazany jest na rys. 8.

Uwidoczny jest na nim wpływ rodzaju silnika na prędkości wznoszenia, oraz na wysokość pułapu statycznego.

W mechanice lotu śmigłowca odróżnia się pułap statyczny od pułapu dynamicznego osiąganego w locie ukośnym. Z dalszych rozważań wynika, że pułap statyczny oraz prędkość wznoszenia pionowego są mniejsze od pułapu dynamicznego oraz prędkości wznoszenia w locie ukośnym. Wielkość pułapów statycznych współczesnych śmigłowców zawiera się w granicach [1000-3000] m. Ta ciekawa własność śmigłowca może być przyczyną dużych trudności podczas eksploatacji w wysokich górach. Może się mianowicie okazać możliwy jedynie start ukośny. Nastąpi to wówczas, gdy wysokość miejsca startu wg atmosfery wzorcowej będzie większa od pułapu statycznego. Przy śmigłowcach o małym nadmiarze mocy podobna trudność zaistnieć może również podczas gorących dni letnich. Mowa oczywiście o starcie, to znaczy o osiągnięciu wysokości pierwszych parudziesięciu metrów

wysokości. Skutkiem oddziaływania ziemi, samo oderwanie się od ziemi może być pionowe. Przy dokładniejszym obliczaniu osiągow w locie pionowym uwzględnia się opór kadłuba odmuchiwane przez strumień śmigłowy wirnika, w kierunku



Rys. 9. Wpływ bliskości ziemi na ciąg wirnika przy zachowaniu stałej mocy

do dołu, z prędkością $(w + 2v_i)$. Pionowy opór kadłuba dodaje się wówczas do ciężaru śmigłowca. W bardzo dokładnych obliczeniach uwzględnić można również siłę bezwładności śmigłowca podczas ciągłej zmiany prędkości pionowej.

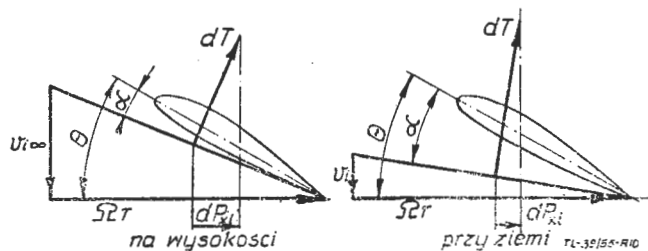
Wpływ bliskości ziemi

Podczas startu oraz lądowania bliskość powierzchni ziemi wpływa na kształtowanie się strumienia przepływającego przez tarczę wirnika, a tym samym na własności aerodynamiczne śmigłowca.

Wpływ ziemi uwidacznia się zmniejszeniem mocy pobieranej przez wirnik przy zachowanym stałym jego ciągu, albo wzrostem ciągu przy danej stałej mocy (rys. 9).

Efekt ten szybko maleje ze wzrostem odległości wirnika od ziemi. Przy wysokości równej średnicy wirnika wpływ ten jest znikomo mały.

Zjawisko wpływu ziemi tłumaczy się tym, że składowa osiowa prędkości strumienia wirnika musi być na powierzchni ziemi równa zeru, a nie jak w locie wiszącym na większej wysokości równa $2v_i$. Wynika stąd zmniejszenie prędkości indukowanej w płaszczyźnie wirnika.



Rys. 10. Wpływ ziemi na zmianę wielkości ciągu i momentu wirnika

Na szkicu rys. 10 pokazane jest jaki wpływ ma to zmniejszenie prędkości indukowanej na składowe aerodynamiczne na elemencie łopaty. Oddziaływanie ziemi zmniejsza moc potrzebną do pionowego oderwania się od ziemi oraz wpływa hamująco na prędkość pionową podczas lądowania.

Bilans mocy śmigłowca

Poprzednio było wspomniane, że tylko część mocy dostarczanej przez silnik zostaje pobierana przez wirnik nośny. Reszta mocy idzie na pokrycie:

1. Strat chłodzenia silnika; straty te są znaczne i wynikają z faktu „głębokiego” zabudowania silnika w kadłubie śmigłowca. Stwarza to konieczność wywoływania w warunkach małej prędkości lotu przymusowego przepływu przez komorę kadłuba, w której znajduje się silnik. W przypadku lotu

pionowego praktycznie nawet nie mamy możliwości wykorzystania ciśnienia dynamicznego do wywoływania przepływu i chłodzenia silnika.

Stosujemy dwa sposoby wywoływania przymusowego przepływu. Przy pomocy wentylatora umieszczonego na wale silnika, albo przy pomocy ejektora, wykorzystując energię kinetyczną uchodzących spalin. Niestety w zakresie średnich mocy silników do ~ 500 KM chłodzenie ejektorowe jest mało zbadane. Moc pobierana przez chłodzenie wentylatorem jest bardzo duża. Zależnie od sposobu zabudowania silnika oraz opracowania aerodynamicznego wynosi ona 3—10% mocy dla silnika tłokowego. Ze względu na chłodzenie wydaje się celowe umieszczanie silników w oddzielnych gondolach na zewnątrz kadłuba.

2. Straty mechaniczne w przekładniach. Konieczność znacznej różnicy obrotów między wirnikiem, którego prędkość obwodowa jest ograniczona, a wałem silnika, zmusza do stosowania przekładni o dużym przełożeniu. Na przykład: jeżeli średnica wirnika $2R = 16\text{ m}$ a jego prędkość obwodowa ograniczymy do $\Omega \cdot R = 160\text{ m/sek}$, to obroty wirnika wypadną $n_{wir} = 190\text{ min}^{-1}$. Przy silniku o obrotach $n_{sil} = 2200\text{ min}^{-1}$ wypadnie przełożenie $i = 11,6$. W takich przekładniach, mimo bardzo starannego ich konstruowania, straty odniesione do mocy silnika mogą dochodzić do 8%. O sprawności przekładni decyduje nie tylko jej konstrukcja ale nawet gęstość użytego oleju.

3. Moc pobierana przez śmigło ogonowe daje się prosto obliczyć, wychodząc z mocy i obrotów wirnika nośnego.

Ciąg śmigła ogonowego w danym stanie lotu

$$T_{simog} = \frac{N_w}{\Omega_w} \cdot \frac{1}{l} \dots \dots \dots [17]$$

gdzie l — odległość między osią wirnika nośnego a osią śmigła ogonowego.

Moc śmigła ogonowego obliczamy jako sumę mocy indukowanej oraz profilowej, opierając się na poprzednio omówionych wzorach [4] i [8]. Moc pobierana przez śmigło ogonowe w zależności od parametrów geometrycznych śmigłowca oraz jego ciężaru, wynosi od 5 do 10% mocy silnika.

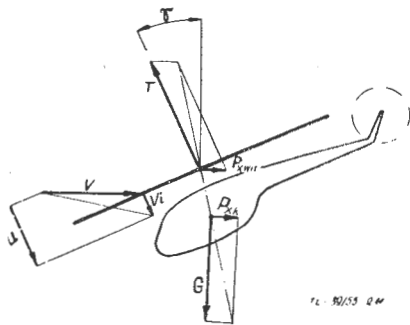
Jak widać, skutkiem wyżej omówionych strat, na wał wirnika przekazywane jest tylko około 80% mocy silnika.

Moc potrzebna do lotu poziomego

Podstawową zależnością przy wyznaczaniu osiągow jest $N = f(V)$ na poszczególnych wysokościach lotu i przy danych ciężarach śmigłowca.

Zajmiemy się teraz wyznaczaniem krzywych mocy potrzebnej do lotu poziomego w funkcji prędkości poziomej V .

Rys. 11 przedstawia schematycznie rozkład sił oraz prędkości podczas lotu poziomego z prędkością V . Rysunek ten przedstawia wszystkie kąty w sposób przesadzony. Przyjmu-



Rys. 11. Równowaga sił oraz rozkład prędkości przepływu przez wirnik śmigłowca podczas lotu poziomego. V — prędkość lotu, v_i — prędkość indukowana, U — składowa przepływu prostopadła do tarczy wirnika $\vec{G} + \vec{P}_{xk} + \vec{T} + \vec{P}_{xwir} = 0$

$$\vec{G} + \vec{P}_{xk} + \vec{T} + \vec{P}_{xwir} = 0$$

jąc, że stan ruchu jest ustalony, układ sił T, G, P_{xk}, P_{xwir} jest w równowadze. Jeżeli założymy, że kąt γ jest mały, to możemy napisać:

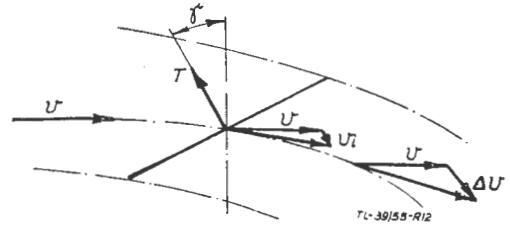
$$\left. \begin{aligned} T &= -G \\ T \cdot \sin \gamma &= -(P_{xwir} + P_{xk}) \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots [18]$$

Przeprowadzimy następujące uproszczone rozumowanie: Moc pobierana przez wirnik

$$\begin{aligned} N_w &= T(v_i + V \cdot \sin \gamma) + N_{prof} \\ N_w &= T \left(v_i + V \frac{P_{xk} + P_{xwir}}{G} \right) + N_{prof} \\ N_w &= G \cdot v_i + V(P_{xk} + P_{xwir}) + N_{prof} \dots \dots [19] \end{aligned}$$

Moc pobierana przez wirnik jest zużywana na:

1. pracę wzbudzania prędkości v_i ,
2. pracę pokonywania oporu szkodliwego śmigłowca ($P_{xk} + P_{xwir}$), na który składa się opór szkodliwy kadłuba podwozia oraz innych stałych części śmigłowca, jak również opór wirnika,
3. moc profilową wirnika, pokonywania momentu oporów profilowych łopatek wirnika.



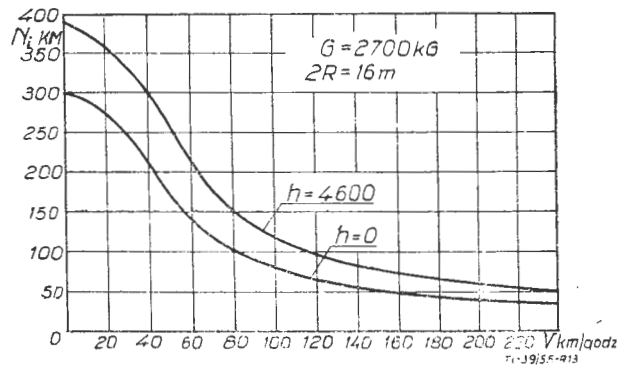
Rys. 12. Przepływ przez wirnik w czasie lotu poziomego

Wszystkie te składniki mocy dają się wyrazić jako funkcje prędkości lotu poziomego. Po ich dodaniu i uwzględnieniu poprzednio omówionych strat w przekładniach, chłodzeniu oraz mocy śmigła ogonowego, dochodzimy do podstawowej dla nas krzywej mocy potrzebnej $N = f(V)$.

Pierwszy punkt tej krzywej, a mianowicie moc potrzebną do lotu wiszącego ($v = 0$) został poprzednio wyznaczony.

Moc indukowana w locie poziomym

Zmiana prędkości przepływu przez wirnik w strumieniu ukośnym podczas lotu poziomego kształtuje się podobnie jak na rys. 12. Powietrze napływa na wirnik ze względną prędkością lotu śmigłowca, a w obszarze oddziaływania wirnika doznaje przyrostu prędkości Δv , skierowanego w kierunku przeciwnym niż wektor ciągu. W płaszczyźnie wirnika prędkość wzbudzona (indukowana) wynosi $v_i = 1/2 \Delta v$.



Rys. 13. Moc indukowana pobierana przez wirnik jako funkcja prędkości poziomej lotu

Podobnie jak w teorii płata nośnego tak i w przypadku wirnika przyjmuje się hipotezę, że masa powietrza doznająca impulsu przepływa przez powierzchnię koła opisanego na rozpiętości przy wirniku, po prostu przez powierzchnię równą powierzchni jego tarczy πR^2 . Prędkość indukowana zatem wyniesie:

$$v_i = \frac{T}{2 \pi R^2 \rho \sqrt{V^2 + v_i^2}} \dots \dots \dots [20]$$

Przy małych kątach nachylenia wirnika γ można przyjąć $|\vec{V} + \vec{v}_i| = \sqrt{V^2 + v_i^2}$ oraz pamiętając, że $T \cong G$, dostajemy wielkość prędkości wzbudzonej

$$v_i = \frac{T}{2 \pi R^2 \rho \sqrt{V^2 + v_i^2}} \dots \dots \dots [20']$$

Na przykład dla prędkości lotu 18 m/sek (65 km/godz) prędkość indukowana przy wirniku o obciążeniu 15 kG/m² wyniesie około 3,3 m/sek. Przyjmując zatem $\vec{V} + \vec{v}_i = V$ popełniamy błąd rzędu 1,5%. Można zatem dla prędkości lotu $V \gg 18$ m/sek przyjąć wzór:

$$v_i = \frac{G}{2\pi R^2 \rho V} \dots [20'']$$

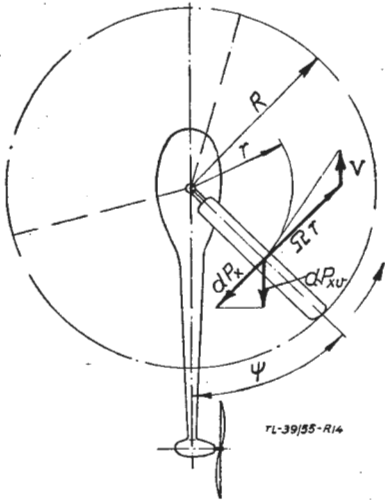
Dla prędkości mniejszych $V \leq 18$ m/sek prędkość indukowaną trzeba przyjąć z rozwiązania równania [20'] względem v_i .

$$v_i = \sqrt{\sqrt{\frac{1}{4} V^4 + \left(\frac{G}{2\pi R^2 \rho}\right)^2} - \frac{1}{2} V^2} \dots [21]$$

Moc indukowaną dostajemy z pomnożenia prędkości indukowanej przez ciężar śmigłowca. Krzywe mocy indukowanej pokazują rys. 13.

Moc potrzebna do pokonania oporów szkodliwych.

Składowa oporu elementarnego odcinka łopaty w położeniu (Ψ) wynosi: $dP_{x\sigma} = \frac{1}{2} \rho c_{xp} \cdot l(\Omega \cdot r + V \cdot \sin \Psi)^2 \cdot \sin \Psi \cdot dr$



Rys. 14. Opór czołowy elementu łopaty wirnika podczas lotu poziomego; dP_x elementarny opór obwodowy łopaty, $dP_{xv} = dP_x \cdot \cos \Psi$ — elementarny opór czołowy łopaty

Opór łopatkę w położeniu Ψ wyniknie z całkowania tego wyrażenia jako funkcji „r” w przedziale od 0 do $r = R$. Aby dostać średni opór wirnika o ilości „b” łopat, należy znaleźć średni opór jednej łopaty w przedziale ($\Psi = 0$ do $\Psi = 2\pi$) i pomnożyć przez ilość łopat wirnika „b”. Dokonujemy tego przez całkowanie

$$P_{x \text{ wir}} = b \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R \frac{1}{2} \rho c_{xp} l (\Omega \cdot r + V \sin \Psi)^2 \cdot \sin \Psi dr \cdot d\Psi$$

Czyniąc założenia upraszczające; $c_{xp} = c_{xp}(0,75) = \text{const}$ oraz $l = l(0,75) = \text{const}$, podstawiając $b \cdot l = \sigma \pi R$ dostajemy opór wirnika

$$P_{x \text{ wir}} = \frac{1}{4} c_{xp} \rho \sigma \pi R^2 V (\Omega R) \dots [22]$$

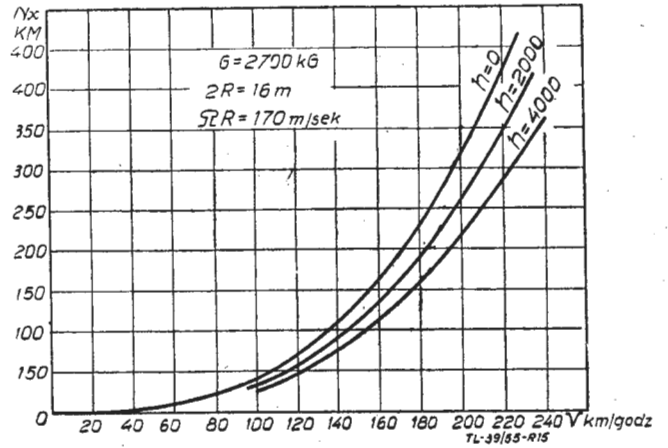
Całkowity opór szkodliwy śmigłowca jest równy sumie oporów szkodliwych wszystkich jego części oraz oporu obracającego się wirnika

$$P_x = \frac{1}{2} \rho V^2 \left[\sum_{i=1}^{i=n} (c_{xi} S_i) + \frac{1}{2} c_{xp} \sigma \pi R^2 \frac{1}{\mu} \right] \dots [23]$$

Moc potrzebna do pokonania tych oporów jest równa iloczynowi $P_x \cdot V$. Wykresy tej mocy w zależności od prędkości lotu oraz wysokości pokazane są na rys. 15.

Jak widzimy udział oporów kadłuba podwozia i innych części stałych śmigłowca w jego oporze szkodliwym całkowitym, jest funkcją współczynnika prędkości μ . Zależność między oporem szkodliwym części stałych śmigłowca a prędkością lotu jest paraboliczna, natomiast między oporem wirnika a prędkością — jest liniowa [22]. Przy prędkości lotu zbliżonej do V_{max} opory części stałych mogą przewyższać opór szkodliwy wirnika (rys. 16).

kością lotu jest paraboliczna, natomiast między oporem wirnika a prędkością — jest liniowa [22]. Przy prędkości lotu zbliżonej do V_{max} opory części stałych mogą przewyższać opór szkodliwy wirnika (rys. 16).



Rys. 15. Moc potrzebna do pokonania oporów szkodliwych śmigłowca w zależności od prędkości lotu, dla różnych wysokości lotu

Obecnie zwraca się coraz większą uwagę na opracowanie aerodynamiczne kształtów śmigłowców. Zmniejszenie oporów szkodliwych ma decydujący wpływ na podniesienie wartości ekonomicznej śmigłowca podczas przelotów. Ostatnio zostały skonstruowane dwa śmigłowce wyposażone w podwozie chowane.

Moc profilowa

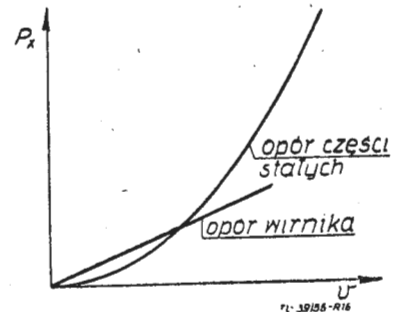
Postępując podobnie jak przy wyznaczaniu oporu wirnika, określamy moc potrzebną do pokonania momentu oporów profilowych. Elementarny moment oporu profilowego łopaty w położeniu Ψ przy prędkości lotu V

$$dM_{prof} = \frac{1}{2} \rho l c_{xp} r (\Omega r + V \sin \Psi)^2 dr$$

Czyniąc identyczne uproszczenia jak poprzednio, dostajemy wielkość średniego momentu oporów profilowych.

$$M_{prof} = b \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \int_0^R \frac{1}{2} \rho c_{xp} r (\Omega r + V \sin \Psi)^2 dr \cdot d\Psi$$

$$M_{prof} = \frac{1}{8} \rho c_{xp} \sigma \pi R^2 (\Omega R)^2 \cdot R (1 + \mu^2) \dots [24]$$



Rys. 16. Zmienność oporu czołowego części stałych śmigłowca (kadłub, podwozie itp.) oraz wirnika

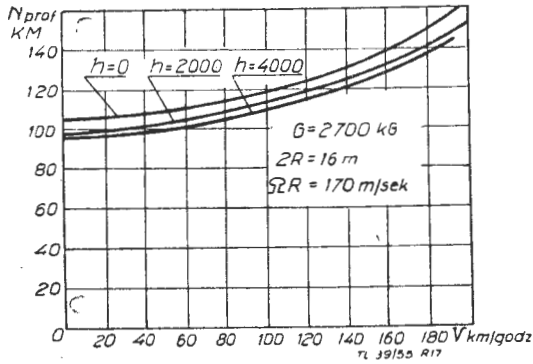
Porównując równanie [24] z równaniem [8] wyrażającym moc profilową podczas lotu wiszącego $v = 0$ dostajemy:

$$N_{prof(v=v)} = N_{prof(v=0)} \cdot (1 + \mu^2) \dots [25]$$

Bardziej wnikliwe rozważania energetyczne biorące pod uwagę większą ilość czynników sugerują nieco inną zależność

$$N_{prof(v=v)} = N_{prof(v=0)} \cdot (1 + 4,65 \mu^2) \dots [25']$$

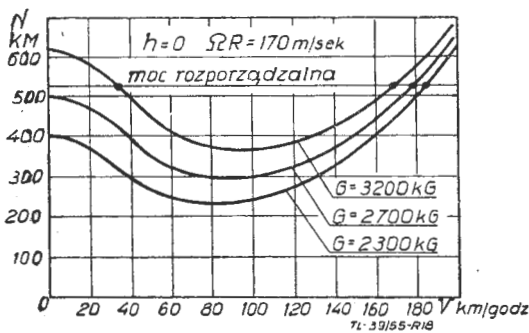
Rysunek 17 uwidacznia zmienność mocy profilowej jako funkcji prędkości lotu oraz wysokości.



Rys. 17. Moc potrzebna do pokonania oporów profilowych łopaty wirnika w zależności od prędkości lotu, dla różnych wysokości lotu

Moc całkowita potrzebna do lotu poziomego.

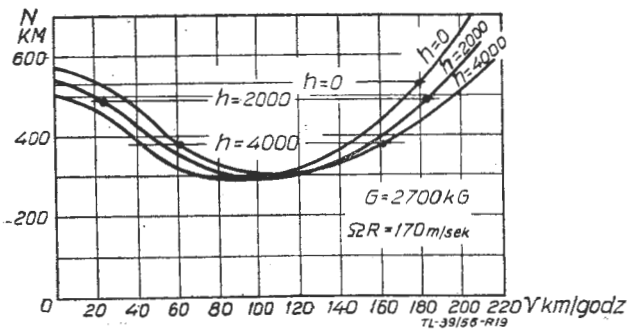
Moc, pobieraną przez wirnik podczas lotu poziomego na danej wysokości i przy danym ciężarze śmigłowca, obliczyć możemy na przykład dodając graficznie moc indukowaną rys. 13, moc potrzebną do pokonania oporów szkodliwych śmigłowca rys. 15 oraz moc potrzebną do pokonania oporów profilowych rys. 17. Przy dokładnym rachunku należy uwzględnić wzrost oporów profilowych wywołany zjawie-



Rys. 18. Krzywe mocy potrzebnej do lotu poziomego, dla różnych ciężarów śmigłowca w locie

ciem oderwania oraz oporem ściśliwości. Moc całkowitą potrzebną do lotu poziomego dostajemy dzieląc rzędne tak otrzymanego wykresu $N_{wir} = f(v)$ przez współczynnik η , oszacowany na podstawie przewidywanych strat mocy na chłodzenie silnika, mechanicznych strat w przekładniach oraz mocy pobieranej przez śmigło ogonowe.

Przy dokładniejszych obliczeniach możemy też moc śmigła ogonowego traktować jako funkcję prędkości lotu.



Rys. 19. Krzywa mocy potrzebnej do lotu poziomego, dla różnych wysokości lotu

Na wykresach rys. 18 pokazano krzywe mocy potrzebnej przy różnych ciężarach śmigłowca na stałej wysokości lotu. Na rys. 19 pokazano krzywe mocy potrzebnej na różnych wysokościach lotu przy stałym ciężarze. Na tych wykresach są jednocześnie poziome proste mocy rozporządzalnej.

Najmniejsze wartości mocy potrzebnej do lotu poziomego odpowiadają zwykle współczynnikowi prędkości $\mu \cong 0,15$, to znaczy prędkości lotu $V(N_{min}) = 0,15 \cdot \Omega \cdot R$. Na przykład dla śmigłowca z wirnikiem o prędkości obwodowej 160 m/sek $V(N_{min}) \cong 85 \text{ km/godz}$.

Wpływ zjawiska oderwania na łopacie powracającej oraz zjawiska ściśliwości na łopacie nacierającej na prędkość lotu poziomego.

Podczas lotu poziomego kąt nastawienia łopat wirnika jest funkcją okresową azymutu.

$$\Theta = \Theta_0 - \Theta_1 \cdot \sin \Psi$$

Ogólny kąt nastawienia Θ_0 oraz amplituda Θ_1 są funkcjami współczynnika przepływu λ oraz współczynnika prędkości μ . W położeniu łopaty $\Psi = 90^\circ$, to znaczy w położeniu, gdy prędkość lotu V dodaje się do prędkości obwodowej ΩR , kąt nastawienia jest najmniejszy $\Theta_{min} = \Theta_0 - \Theta_1$. W położeniu $\Psi = 270^\circ$, kiedy względna prędkość elementu łopaty jest różnicą prędkości obwodowej i prędkości lotu kąt nastawienia jest największy $\Theta_{max} = \Theta_0 + \Theta_1$. Wraz z prędkością lotu wyrażoną przez μ wzrasta największy kąt nastawienia łopaty, odpowiadający położeniu $\Psi = 270^\circ$.

Kąt natarcia elementu łopaty w przekroju x i w położeniu Ψ , przy założeniu stałej wartości prędkości indukowanej, można napisać

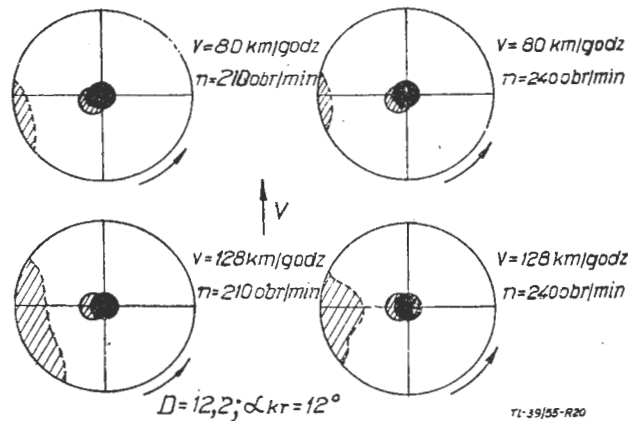
$$\alpha = \Theta_0 - \Theta_1 \cdot \sin \Psi - \frac{U}{Q \cdot R \cdot x + V \sin \Psi} \quad [27]$$

Gdzie $U = V \sin \gamma + v_i$ oznacza prędkość przepływu osiowego.

Największe wartości kątów natarcia osiągają poszczególne przekroje w położeniach zbliżonych do $\Psi = 270^\circ$. W tych okolicach tarczy wirnika przy pewnej prędkości lotu powstaje oderwanie na łopatach i jego obszar wzrasta razem ze zwiększaniem prędkości lotu. Zjawisko oderwania jest szkodliwe. Powoduje ono:

1. spadek sterowności śmigłowca, a w końcu jej utratę,
2. jest źródłem bardzo silnych, niebezpiecznych dla konstrukcji drgań,
3. skutkiem wzrostu oporów profilowych zwiększa się zapotrzebowanie mocy.

Na rys. 20 pokazano poglądowo obszary objęte oderwaniem przy dwóch prędkościach lotu i przy dwóch liczbach obrotów wirnika.



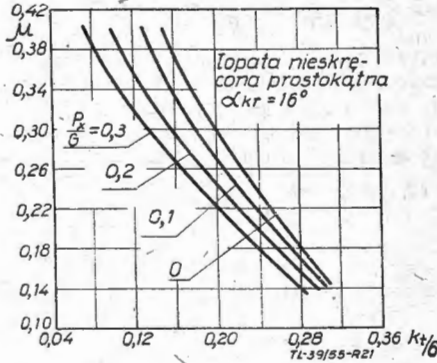
Rys. 20. Obszary powstawania oderwania na łopatach wirnika podczas lotu poziomego

Przy zastosowaniu łopat zwichrzonych obszary oderwania przenoszą się bardziej ku środkowi wirnika. Opóźnić oderwanie można dobierając profile o możliwie wysokich wartościach kątów krytycznych, oraz przez zwiększenie prędkości obwodowej wirnika.

Niezależnie od prędkości V_{max} , wynikłej z przecięcia się krzywej mocy potrzebnej do lotu poziomego z poziomą prostą mocy rozporządzalnej; dopuszczalna prędkość lotu może być ograniczona zjawiskiem oderwania.

Pilot instynktownie nie będzie przekraczać prędkości lotu, przy której śmigłowiec będzie trudny do opanowania skutkiem malenia sterowności, oraz cała maszyna podlegać będzie drganiom i wstrząsom.

W praktyce ustalono, że w locie poziomym zbliżonym do V_{max} można dopuścić oderwanie na (15 ÷ 20%) powierzchni wirnika. Takiego założenia dotyczy się empiryczny wykres rys. 21, wyrażający współczynnik prędkości μ , przy którym następuje



Rys. 21. Krzywe granicznego dopuszczalnego współczynnika prędkości $\mu = \frac{V}{\Omega R}$, przy którym następuje oderwanie opływu na łopacie powracającej, w zależności od średniego współczynnika siły nośnej $\frac{P_x}{G}$ oraz pochylenia wektora ciągu wirnika wyrażonego przez $\frac{P_x}{G}$.

niedopuszczalne oderwanie na wirniku, w zależności od kt/c czynnika proporcjonalnego do C_x średniego, oraz od stosunku oporu śmigłowca do jego ciężaru $\frac{P_x}{G} \cong \gamma$. Wykres jest sporządzony dla prostokątnej łopaty nie skręconej, i dla profilu o krytycznym kącie natarcia $\alpha_{kr} = 16^\circ$. Na drodze prostego rachunku wykresnego, albo posługując się metodą kolejnych prób, można przy pomocy tego wykresu odnaleźć krytyczną prędkość lotu.

Korzystne ze względu na opóźnienie oderwania zwiększanie prędkości obwodowej jest ograniczone przez powstawanie dodatkowego oporu wywołanego ściśnięciem powietrza. Liczba Macha dla elementu w przekroju x i w położeniu $\psi = 90^\circ$ wynosi:

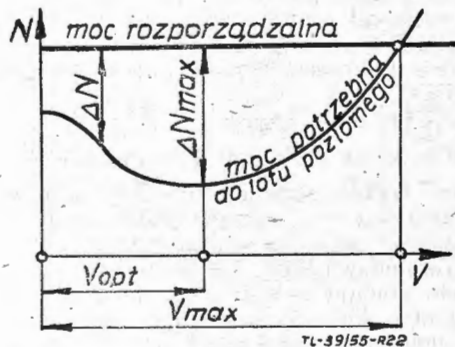
$$M_a = \frac{\Omega R x (1 + \mu)}{c} \dots \dots \dots [28]$$

gdzie c — prędkość dźwięku.

Tę liczbę Macha należy porównywać z krytyczną liczbą Macha dla profilu danego oraz współczynnika siły nośnej $C_x = a \cdot \alpha (\psi = 90^\circ)$

Efekt ściśnięcia powoduje gwałtowny wzrost oporów profilowych, co pociąga za sobą zwiększenie mocy potrzebnej do lotu.

Z powyższych rozważań widoczne jest, że zagadnienie zwiększania prędkości lotu śmigłowca jest związane z trudnościami. Z jednej strony ze względu na zjawisko oderwania na łopacie powracającej, należy zwiększać prędkość obwodową wirnika, z drugiej zaś strony ta prędkość obwodowa jest ograniczona krytyczną liczbą Macha dla łopaty nacierającej.



Rys. 22. Moc rozporządzalna, dostarczona przez zespół napędowy na wał wirnika, oraz moc potrzebna do lotu poziomego. ΔN — nadmiar mocy

Z tych to powodów prędkości maksymalne dzisiejszych śmigłowców są nieduże, zazwyczaj nie przekraczają 200 km/godz. Aktualny oficjalny rekord prędkości 252 km/godz. został ustalony na śmigłowcu Sikorski S — 59 (USA) z silnikiem turbinyowym, Artouste III Turbomeca 360 KM (Francja).

Prędkość wznoszenia w locie ukośnym

Prędkość wznoszenia w locie ukośnym na wysokości h przy prędkości lotu V , określona jest zależnością

$$w = \frac{\Delta N(h;v)}{G} \dots \dots \dots [29]$$

Gdzie ΔN jest nadmiarem mocy.

Prędkość lotu, przy której moc potrzebna do lotu poziomego na wysokości h jest najmniejsza, nazywamy prędkością optymalną V_{opt} . Prędkości optymalnej odpowiada największy nadmiar mocy a zatem największa prędkość wznoszenia.

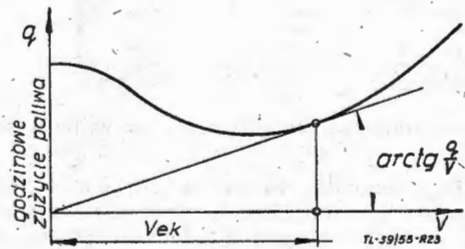
Pułap dynamiczny

W miarę wzrastania wysokości lotu moc rozporządzalna maleje. Punkty przecięcia krzywej mocy potrzebnej z prostą poziomą mocy rozporządzalnej określają nam prędkość najmniejszą oraz największą, przy których możliwy jest poziomy lot śmigłowca. Prędkościom lotu zawartym w tym przedziale odpowiadają prędkości wznoszenia.

Pułapem dynamicznym teoretycznym jest wysokość lotu, na której prosta mocy rozporządzalnej posiada z krzywą mocy potrzebnej tylko jeden wspólny punkt styczności. Na pułapie teoretycznym możliwy jest lot śmigłowca tylko z jedną prędkością poziomą. Prędkość wznoszenia na pułapie teoretycznym, równa jest zeru.

Za praktyczny pułap dynamiczny przyjmujemy wysokość, na której prędkość wznoszenia wynosi jeszcze $w = 0,5 \text{ m/sek}$. Należy dodać, że wysokość pułapu dynamicznego może przewyższać 2 do 3 razy pułap statyczny.

Jest rzeczą charakterystyczną, że zwiększenie mocy silnika w większym stopniu wpływa na wzrost pułapu statycznego niż dynamicznego. Przeciętne wartości pułapów dynamicznych dzisiejszych śmigłowców zawierają się w granicach [3000 ÷ 6000] m.



Rys. 23. Ekonomiczna prędkość lotu, odpowiadająca najmniejszemu stosunkowi godzinowego zużycia paliwa do prędkości lotu

Czas wznoszenia

Lecąc stale z prędkością optymalną oraz na pełnej mocy osiągamy w najkrótszym czasie pułap dynamiczny. Czas wznoszenia wyniesie:

$$t = \int_{h=0}^h \frac{dh}{w(h)} \dots \dots \dots [30]$$

Prędkość ekonomiczna

Prędkością ekonomiczną nazywamy prędkość lotu, przy której zużycie paliwa w odniesieniu do odległości przeleciałej jest najmniejsze. Możemy napisać

$$\frac{\Delta L}{\Delta P} = \frac{\Delta t \cdot v}{\Delta t \cdot q} = \frac{V}{q} = \frac{V}{N_s \cdot B(N)}$$

- gdzie ΔP — zużycie paliwa
- ΔL — droga przeleciała
- q — godzinowe zużycie paliwa
- Δt — czas lotu

Wychodząc z krzywej mocy potrzebnej do lotu poziomego kreślimy krzywą zużycia paliwa w locie poziomym $q = f(V)$. Prędkość ekonomiczną odpowiadającą najmniejszemu stosunkowi q/V odnajdujemy wystawiając styczną do krzywej, wychodzącą z początku układu współrzędnych.

Zasięg lotu

Największy zasięg lotu osiąga się lecąc z prędkością ekonomiczną dla danego ciężaru śmigłowca. W miarę trwania lotu ciężar śmigłowca zmienia się wraz z ubytkiem paliwa. Zasięg lotu przy spalaniu paliwa $\Delta P = G_{max} - G_{min}$ wynosi:

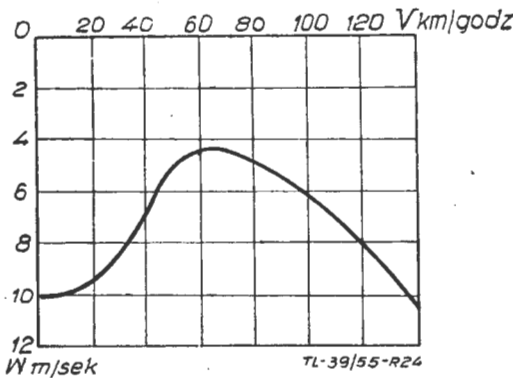
$$L = \int_{G_{max}}^{G_{min}} \left(\frac{V}{q}\right)_{(G)} \cdot dG \dots \dots \dots [31]$$

gdzie $\frac{V}{q}$ jest funkcją ciężaru śmigłowca. Przyjmując pewną przeciętną wartość stosunku w zakresie ciężarów śmigłowca od G_{max} do G_{min} , zasięg lotu można wyrazić prościej:

$$L = \frac{V_{ek}}{q} (G_{max} - G_{min}) \dots \dots \dots [31']$$

Lot bezsilnikowy śmigłowca

Śmigłowiec może podobnie jak samolot wykonywać bezsilnikowy lot opadający. Moc niezbędna do obracania wirnika i do wytwarzania siły nośnej, pobierana jest wówczas nie od silnika, lecz kosztem utraty energii potencjalnej śmigłowca. Możliwe jest zarówno pionowe opadanie jak i lot ślizgowy. Lot bezsilnikowy jest możliwy dzięki zjawisku samokrętu wirnika.

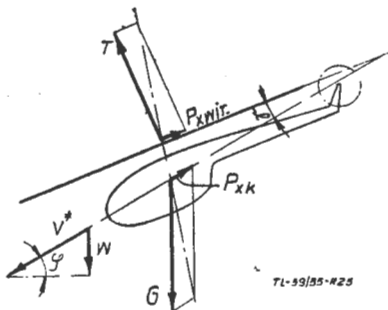


Rys. 24. Biegunowa prędkości śmigłowca w locie ślizgowym

Lot opadający na mocy zredukowanej jest stanem normalnym, lecz do lotu bezsilnikowego pilot ucieka się z konieczności np. w razie lądowania przymusowego z uszkodzonym napędem. Cenną wówczas własnością śmigłowca jest możliwość wykonywania lotu ślizgowego, gdyż pozwala ona na pewien wybór miejsca lądowania. Poza tym, jak będzie dalej wskazane, najmniejsza prędkość opadania wypada właśnie w locie przy pewnym optymalnym kącie lotu ślizgowego (rys. 24). Najmniejsza prędkość opadania w locie ślizgowym jest około dwa razy mniejsza niż przy opadaniu pionowym.

Lot ślizgowy śmigłowca

Na rys. 25 pokazany jest rozkład sił i prędkości podczas ustalonego lotu ślizgowego.



Rys. 25. Równowaga sił podczas bezsilnikowego lotu ślizgowego.
 $\vec{G} + \vec{P}_{xk} + \vec{T} + \vec{P}_{xwir} = 0$

Odwrotnie niż w locie silnikowym wirnik posiada dodatni kąt natarcia γ to znaczy pochylony jest w stosunku do kierunku lotu do tyłu o kąt γ . Rzutując wektory sił na kierunek lotu dostajemy warunek ustalonego lotu ślizgowego $G \sin \varphi - T \sin \gamma - P_{xk} - P_{xwir} = 0$. Możemy stąd określić kąt pochylony wirnika (kąt natarcia)

$$\sin \gamma = \frac{G \sin \varphi - P_{xk} - P_{xwir}}{T} \dots \dots \dots [32]$$

Równanie mocy w locie bezsilnikowym możemy napisać $T(V^* \sin \gamma - v_i) - N_{prof} = 0 \dots \dots \dots [33]$

Składnik pierwszy $T \cdot V^* \sin \gamma$ jest mocą dostarczoną do wirnika przez strumień przepływającego przez niego powietrza. Składnik drugi — $T v_i$ jest pobieraną przez wirnik mocą indukowaną, trzeci — jest pobieraną przez wirnik mocą profilową. Podstawiamy wielkość $\sin \gamma$ z równania [32] do równania [33]

$$T \left(V^* \frac{G \sin \varphi - P_{xk} - P_{xwir}}{T} - v_i \right) - N_{prof} = 0$$

Po przekształceniu podstawiając $\sin \varphi = \frac{w}{V^*}$ oraz przyjmując $G = T$ dostajemy zależność:

$$G \cdot w - (P_{xk} + P_{xwir}) \cdot V^* - G \cdot v_i - N_{prof} = 0 \dots \dots [34]$$

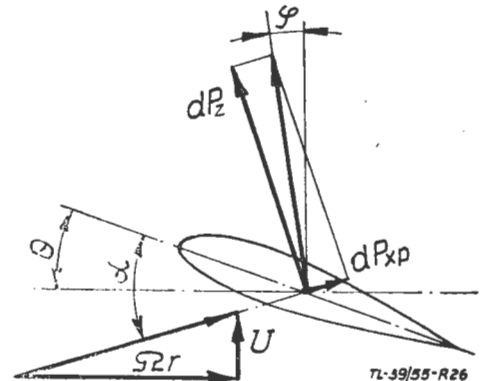
Porównując równanie [34] z równaniem [19] widać, że podczas lotu ślizgowego z prędkością V^* (po torze) moc pobierana przez wirnik jest ta sama co w locie poziomym z prędkością poziomą $V = V^*$. W przypadku lotu ślizgowego jest ona pokrywana kosztem utraty energii potencjalnej śmigłowca ($G \cdot w$). Prędkość zatem opadania w locie ślizgowym z prędkością po torze $V^* = V$ wyniesie

$$w(V^*) = \frac{N_{(v=v^*)}}{G} \dots \dots \dots [35]$$

Ten sposób określenia prędkości opadania nadaje się dla zakresu $V > 60$ km/godz.

Opadanie pionowe przy samokręceniu

Omówimy obecnie zjawisko autorotacji podczas pionowego opadania śmigłowca. Podczas opadania przy autorotacji z silnikiem nie pracującym, tracona energia potencjalna jest zuży-



Rys. 26. Powstawanie siły na elemencie łopaty wywołującej samokręt wirnika

wana na pokonywanie momentu oporów profilowych obracającego się wirnika, na wytwarzanie siły nośnej, to znaczy na moc indukowaną, oraz na pokonywanie oporów mechanicznych, np. tarcie w łożyskach, moc oporu profilowego śmigła ogonowego itp.

Bilans energii możemy napisać

$$G \cdot w = G \cdot v_i + N_{prof} + N_{(strat mechanicznych)} \dots \dots [36]$$

Z powyższego wynika, że prędkość opadania możemy zmniejszyć przez zmniejszenie oporów profilowych wirnika oraz przez zmniejszenie strat mechanicznych. W tym celu stosuje się sprzęgło „wolnego biegu” odłączającego samoczynnie wał wirnika od nie pracującego silnika. Nadal niestety pozostaje połączenie między śmigłem ogonowym a wirnikiem nośnym. Wprawdzie podczas samokrętu moment na wale wirnika teoretycznie winien być równy zeru, a zatem śmigło ogonowe nie potrzebowałoby dawać ciągu. Jednak pozostaje do pokonania pewien niewielki moment tarcia w łożyskach wału wirnika moment wynikły od połączenia ze śmigłem ogonowym, oraz ewentualna konieczność sterowania kierunkowego (wykonywania zwrotów).

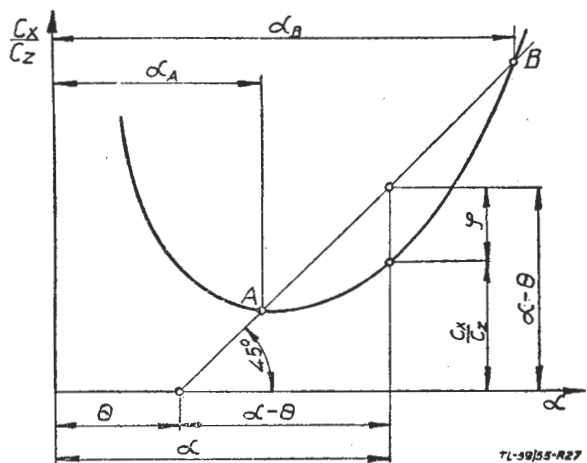
Przy opadaniu prędkość osiowego przepływu przez tarczę wirnika w danym miejscu może być skierowana do góry albo do dołu zależnie od wielkości prędkości indukowanej oraz

prędkości opadania. Na rys. 26 pokazany jest element łopaty wirnika nośnego opływany z prędkością osiową U . Z rysunku widać, że kiedy całkowita siła aerodynamiczna pochylona jest do przodu ($\varphi > 0$), to element łopaty jest przez nią napędzany, jeżeli zaś ($\varphi < 0$) wówczas ma miejsce hamowanie.

Kąt pochylecia siły aerodynamicznej można wyrazić

$$\varphi = \alpha - \Theta - \left(\frac{c_{xp}}{c_z} \right) \alpha \dots \dots \dots [37]$$

Dla danego profilu elementu rozważanej łopaty, wykres $\frac{c_{xp}}{c_z} = f(\alpha)$ ilustruje rys. 2. Jeżeli na osi α odłożymy kąt ustawienia Θ , a następnie poprowadzimy z niego prostą nachyloną pod 45° do osi α , to punkty przecięcia A i B na krzy-



Rys. 27. Graficzne wyrażenie warunku powstawania siły przyspieszającej na elemencie łopaty

wej $\frac{c_{xp}}{c_z} = f(\alpha)$ ograniczą nam przedział kątów natarcia, wewnątrz którego $(\alpha - \Theta) > \frac{c_{xp}}{c_z}$, a zatem przedział w którym

istnieje przyspieszające działanie siły aerodynamicznej. Kąt ustawienia Θ , przy którym prosta staje się styczną do krzywej, jest ustawieniem granicznym, powyżej którego występować może tylko hamowanie.

Na łopatach obracającego się pod wpływem samokrętu wirnika występuje oczywiście zarówno „hamowanie” jak i „napędzanie”. Mianowicie na pewnym odcinku części końcowej łopat istnieje „hamowanie” odpowiadające kątom $\alpha < \alpha_A$, na części centralnej „napędzanie” przy kątach natarcia $\alpha_A < \alpha < \alpha_B$, a na części łopaty zbliżonej do piasty znowu „hamowanie”, odpowiadające przedziałowi $\alpha > \alpha_B$.

Równowaga momentów hamujących i napędzających elementy łopat oraz momenty od oporów tarć i mechanizmów jest warunkiem ustalania się obrotów wirnika.

Z powyższych rozważań wynika warunek stanu samokrętu, a mianowicie ustawienie łopat wirnika na kącie mniejszym od pewnego granicznego. W momencie, gdy zajdzie konieczność przejścia na autorotację, pilot winien przestawić łopaty wirnika na mały kąt ustawienia. Czynność ta powinna być odruchowa, podobnie jak na samolocie „oddanie drążka od siebie” przy nagłym defekcie silnika. W miarę dalszego zmniejszenia kąta ustawienia, prędkość obracania się wirnika wzrasta.

Przy zbyt małej prędkości obracania się wirnika śmigłowca jest mało sterowny. Z tego względu piloci wolą opadać na autorotacji przy możliwie wysokich obrotach wirnika. Wyższe obroty wirnika mają jeszcze tę zaletę, że w czasie lądowania można zwiększyć nagłe kąt ustawienia łopat i zakumulowaną w wirniku energię kinetyczną wyzyskać do zmniejszenia prędkości zderzenia z ziemią. Jednak ograniczenie obrotów jest konieczne ze względu na wytrzymałość łopat oraz piasty. Dopuszczalne obroty wirnika przyjmuje się o 15% ÷ 20% większe niż obroty lotu silnikowego.

Zakres stosowalności teorii strumieniowej

Przy locie pionowym wznoszącym oraz wiszącym można było przyjąć zależność (strumień śmigłowca):

$$T = \pi R^2 \rho (v_i + w) 2 v_i$$

gdzie v_i było pewną efektywną prędkością indukowaną w płaszczyźnie wirnika.

Podobnie dla lotu opadającego przy stanie strumienia wiatrakowego, to znaczy takiego, który kosztem utraty własnej energii kinetycznej obraca wirnik,

$$T = \pi R^2 \rho (-w - v_i) \cdot 2 v_i$$

W obu równaniach prędkości w i v_i zastąpimy przez odpowiednie prędkości w postaci bezwymiarowej.

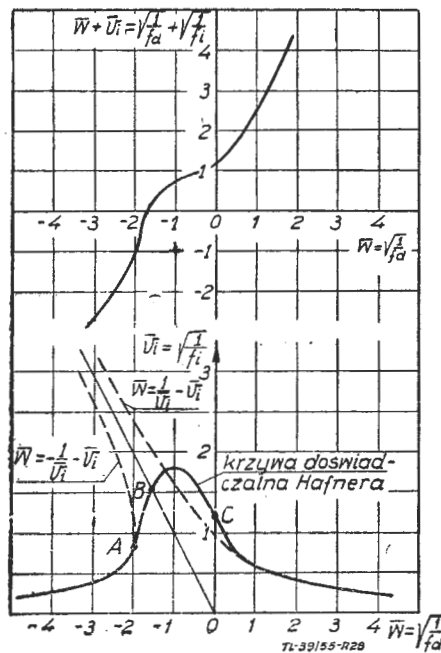
$$\left. \begin{aligned} \bar{v}_i &= \frac{v_i}{\sqrt{\frac{T}{2 \rho \pi R^2}}} \\ \bar{w} &= \frac{w}{\sqrt{\frac{T}{2 \rho \pi R^2}}} \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots [38]$$

Związki między prędkościami możemy przedstawić jako niezależne od obciążenia wirnika i gęstości powietrza:

$$\left. \begin{aligned} \text{dla śmigła} \quad \bar{w} &= \frac{1}{\bar{v}_i} - \bar{v}_i \\ \text{dla wiatraka} \quad \bar{w} &= -\frac{1}{\bar{v}_i} - \bar{v}_i \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots [39]$$

Te teoretyczne zależności pokazane są na rys. 28 pod postacią dwu różnych gałęzi. Hafner wprowadził współczynniki f_i i f_d , wiążące wielkość ciągu wirnika z prędkościami

$$\begin{aligned} T &= 2 f_i \pi R^2 \rho v_i^2 \\ T &= 2 \cdot f_d \pi R^2 \rho w^2 \end{aligned}$$



Rys. 28. Zależności między bezwymiarowymi prędkościami.

$$\begin{aligned} \bar{v}_i &= \frac{v_i}{\sqrt{\frac{T}{2 \rho \pi R^2}}} \text{ — bezwymiarowa prędkość indukowana} \\ \bar{w} &= \frac{w}{\sqrt{\frac{T}{2 \rho \pi R^2}}} \text{ — bezwymiarowa prędkość pionowa śmigłowca} \end{aligned}$$

Linia przerywaną oznaczone są zależności teoretyczne, linią ciągłą zależności otrzymane z doświadczeń Hafnera

Zależność między współczynnikami Hafnera a prędkościami bezwymiarowymi

$$f_i = \frac{1}{v_i^2}$$

$$f_d = \frac{1}{w^2}$$

Badania przeprowadzone nad śmigłowcami w locie, wykazały dużą zgodność krzywych teoretycznych w zakresie lotu wiszącego $w \geq 0$, oraz opadania przy samokręcie dla $w \leq 2$

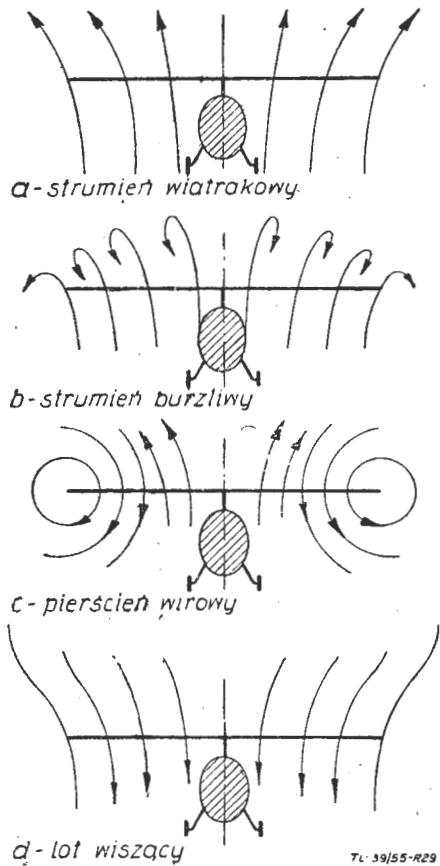
dla mniejszego pierwiastka równania $v_i = \frac{w}{2} - \sqrt{\frac{w^2}{4} - 1}$

Między tymi dwoma gałęziami istnieje doświadczalnie ustalona krzywa łącząca.

Całość krzywej $\frac{1}{\sqrt{f_i}} = f\left(\frac{1}{\sqrt{f_d}}\right)$ nosi nazwę krzywej Hafnera.

Do wyznaczenia prędkości opadania na autorotacji trzeba znać zależność między całkowitą prędkością przepływu przez wirnik a pionową prędkością opadania. Wychodząc z krzywej Hafnera dostajemy $v_i + w = f(w)$ pokazaną na górnej części rys. 28.

Poszczególnym odcinkom krzywych odpowiadają różne typy strumieni przepływających przez wirnik.



Rys. 29. Typy przepływu przez wirnik nośny podczas pionowego opadania oraz w locie wiszącym

1. odcinek krzywej Hafnera, dla $w < -2$ odpowiada strumieniowi wiatrakowemu, do którego daje się stosować strumieniową teorię śmigła. Graniczny punkt A odpowiada prędkości opadania, przy której prędkość względna strumienia w przekroju nieskończenie odległym w górę od płaszczyzny wirnika, równa jest zeru. Postać przepływu w strumieniu wiatrakowym pokazano na rys. 29a,

2. odcinek krzywej między A i B odpowiada strumieniowi, którego prędkości przepływu zostają zahamowane i zmieniają kierunek w pewnych przekrojach położonych powyżej wirnika. Stan taki nazywamy strumieniem burzliwym rys. 29b. Punkt B określa strumień, w którym średnia prędkość przepływu przez tarcze wirnika równa się zeru. $w = -v_i$.

3. odcinek krzywej między punktami „B” i „C” odpowiada prędkości opadania, przy której średnia prędkość przepływu przez tarczę wirnika skierowana jest do dołu.

Na częściach zewnętrznych wirnika prędkości przepływu są skierowane do dołu, a w części centralnej wirnika przepływ odbywa się ku górze.

Wokół linii obwodu tarczy wirnika powstaje pierścień wirowy. rys. 29c. W miarę malenia pionowej prędkości opadania obszar prędkości przepływu „ku dołowi” zwiększa się. W granicznym przypadku określonym przez punkt „C”, odpowiadającym stanowi lotu wiszącego (rys. 29d), obszar pierścienia wirowego obejmuje już całkowitą powierzchnię wirnika; we wszystkich jego punktach prędkość przepływu jest skierowana do dołu.

4. w przedziale $w \geq 0$ mamy do czynienia ze strumieniem śmigłowym, do którego z powodzeniem stosuje się strumieniową teorię śmigła.

Prędkość pionowego opadania przy samokręcie

Przyjmąwszy, że przepływ przez tarczę wirnika skierowany jest z góry do dołu, elementarny ciąg możemy wyrazić wzorem:

$$dT = \frac{1}{2} \rho (\Omega r)^2 bl a \left(\Theta + \frac{U}{r\Omega} \right) dr$$

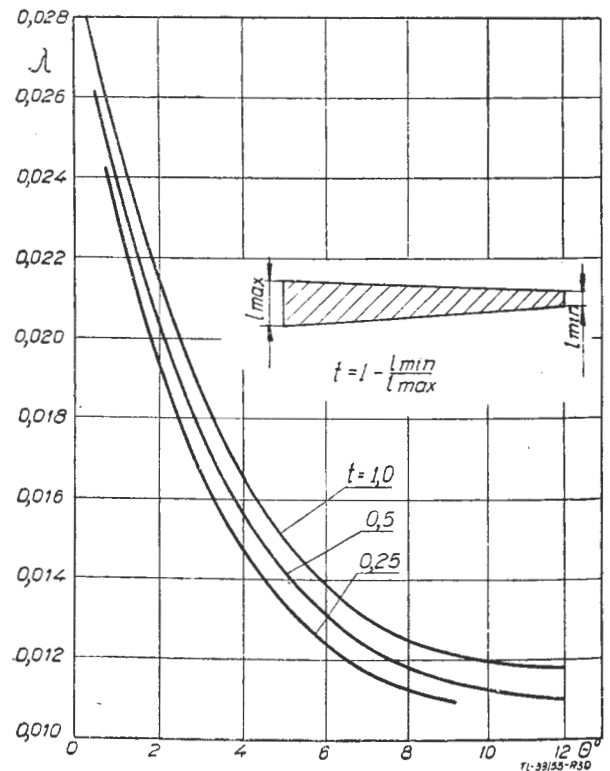
uczynimy upraszczające założenie, że prędkość przepływu U jest stała we wszystkich punktach wirnika. Wówczas po scałkowaniu powyższego wyrażenia w przedziale od $r = 0$ do $r = R$, dostajemy ciąg wirnika. Ponieważ podczas ustalonego opadania $T = G$, zatem napiszemy:

$$G = \frac{1}{2} \rho \sigma \pi R^2 (\Omega R)^2 \cdot a \left(\frac{1}{3} \Theta + \frac{1}{2} \lambda \right) \dots [40]$$

Zależność ta daje nam związek między ciężarem śmigłowca, geometrią wirnika, własnościami profilu, prędkością obwodową (ΩR) oraz kątem nastawienia Θ i współczynnikiem przepływu λ . Warunkiem stałości obrotów wirnika obracającego się pod wpływem autorotacji jest, aby moment na wale wirnika był równy zeru ($M = 0$). Elementarny moment aerodynamiczny.

$$dM = \frac{1}{2} \rho bl (\Omega R)^2 R^2 x^3 \left[c_{x\ prof} - \frac{U}{(\Omega R) x} \cdot a \left(\Theta + \frac{U}{(\Omega R) x} \right) \right] dx$$

Zatem warunek autorotacji napiszemy:



Rys. 30. Współczynnik przepływu λ odpowiadający samokrętowi z ustaloną prędkością w zależności od kąta nastawienia łopaty Θ dla różnych jej zbieżności

$$\int_0^1 \left[c_{x\ prof} \cdot x^3 - \frac{U a \Theta}{(\Omega R)} x^2 - \frac{U^2}{(\Omega R)^2} x \right] l dx = 0 \quad [41]$$

Zależność między współczynnikiem przepływu $\lambda = \frac{U}{\Omega R}$ (U — średnia prędkość przepływu) a kątem nastawienia Θ określona równaniem [41], dla łopat o różnej zbieżności, podana jest na rys. 30.

Przy odnajdywaniu prędkości opadania przy samokręceniu przy danym kącie nastawienia Θ , postępować można następująco:

1. odnajduje się z wykresów rys. 30 współczynnik przepływu λ , przy którym dla kąta Θ , istnieje stan ustalonego samokrętu,
2. do wzoru [40] podstawiamy Θ , λ oraz inne znane wielkości i odnajdujemy prędkość obwodową ΩR , przy której ciąg wirnika jest równy ciężarowi śmigłowca,
3. znając ΩR i λ odnajdujemy bezwzględną wartość średniej prędkości przepływu,

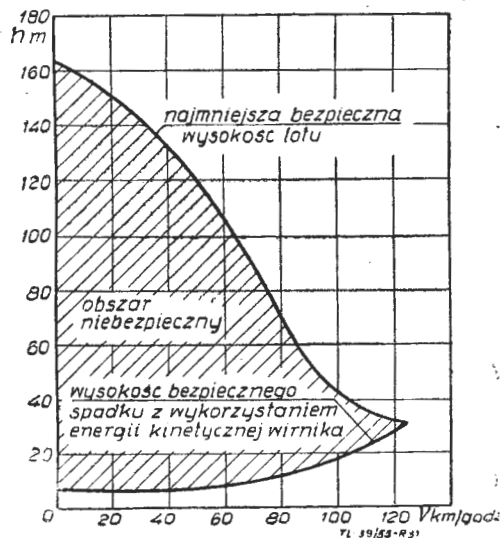
$$U = w + v_i = (\Omega R) \cdot \lambda$$

4. obliczamy

$$\bar{v}_i + \bar{w} = \frac{1}{\sqrt{f_i}} + \frac{1}{\sqrt{f_d}} = \frac{U}{\sqrt{\frac{G}{2\rho\pi R^2}}}$$

i z krzywej Hafnera odnajdujemy $\bar{w} = \frac{1}{\sqrt{f_d}}$ a następnie prędkość pionową opadania

$$w = \bar{w} \cdot \sqrt{\frac{G}{2\rho\pi R^2}}$$



Rys. 31. Niebezpieczny przedział wysokości lotu śmigłowca, uwzględniony możliwością bezpiecznego lądowania w razie uszkodzenia napędów

W praktyce możemy korzystać z przybliżonego wzoru określającego najmniejszą prędkość opadania przy samokręceniu nad ziemią:

$$w = 3,5 \sqrt{\frac{G}{S}} \dots \dots \dots [42]$$

Wzór ten daje wynik z dokładnością $\pm 10\%$. Prędkości pionowego opadania przy samokręceniu są bardzo duże i dla normalnych obciążeń wirników śmigłowców (8 ÷ 14

kG/m² wynoszą 10 ÷ 14 m/sek. Takie prędkości opadania wykluczają bezawaryjne lądowanie, toteż liczy się, że pilot śmigłowca lądującego przymusowo potrafi wykorzystać zasób energii kinetycznej wirnika, zwiększwszy w odpowiednim momencie kąt nastawienia łopat. O ile jest to tylko możliwe, podejście do lądowania winno odbyć się w locie ślizgowym z prędkością zbliżoną do V_{opt} zapewniającą najmniejszą prędkość pionową opadania.

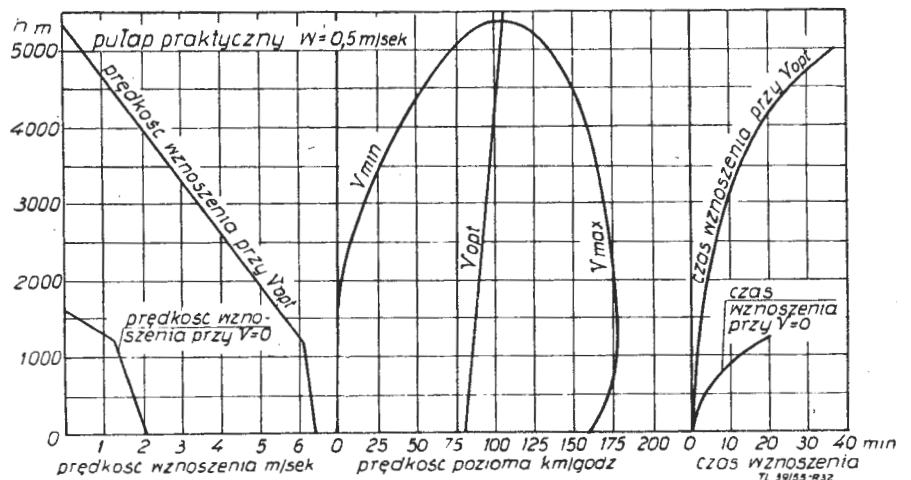
Obszar niebezpieczny

W przypadku nagłej konieczności przejścia od lotu silnikowego do opadania przy samokręceniu, potrzebny jest pewien przeciąg czasu od chwili przestawienia łopat na mały kąt nastawienia do chwili ustalenia się nowych obrotów wirnika oraz prędkości opadania przy autorotacji, w przeciągu tego czasu śmigłowiec silnie przepada. Istnieje pewna zależna od prędkości lotu poziomego wysokość, którą utracić musi śmigłowiec zanim przejdzie do normalnego lotu opadającego przy samokręceniu.

Na rys. 31 pokazany jest „niebezpieczny obszar lotu” pewnego śmigłowca. Jest on ograniczony od góry niezbędną wysokością przejścia do samokrętu, oraz od dołu ograniczoną wysokością spadku, na której wytraca się zasób energii kinetycznej nagromadzonej w wirniku.

Krzywe charakterystyk osiągow śmigłowca

Charakterystyczne osiągi śmigłowca zestawić można w zbiorze krzywych ilustrujących zmienność prędkości wznoszenia pionowego, wznoszenia przy prędkości optymalnej, prędkości minimalnej, prędkości maksymalnej, prędkości optymalnej, oraz czasów wznoszenia na daną wysokość, jako funkcje wysokości.



Rys. 32. Zestawienie osiągow śmigłowca

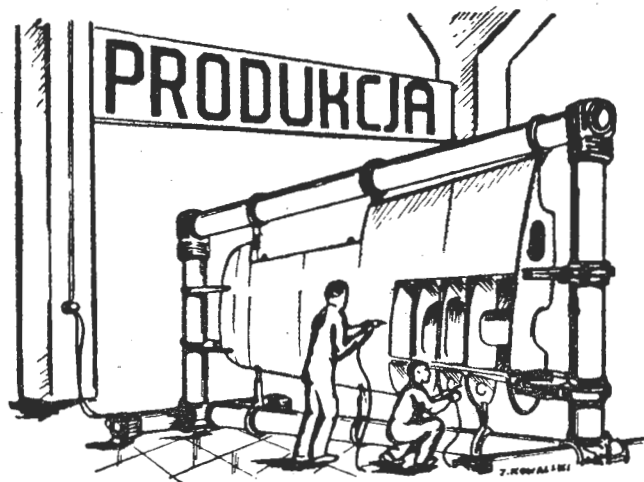
Na rys. 32 pokazano taki zbiór krzywych dla typowego przykładu śmigłowca, wyposażonego w silnik tłokowy ze sprzężarką. —

Artykuł wpłynął dnia 30 maja 1955
Literatura

1. R. I. Harris, L. H. Sloan, K. W. Ulrich — Typical Helicopter performance calculation. Rotorcraft Publishing Committee Morton. Pa.
2. W. Z. Stepniowski — Introduction to helicopter aerodynamics. Rotorcraft Publishing Committee Morton. Pa.
3. Durand — Aerodynamic Theory.
4. Raymond A. Young — Helicopter engineering. New York 1949.
5. Martin Schrenk — Die aerodynamischen Grundlagen der Trag-schraube Z. F. M. 1933.
6. J. A. S. Bennett — Über der Flug eines Autogiro mit grosser Geschwindigkeit Z. F. M. 1933.
7. Alexander A. Nikolsky — Helicopter analysis. New York 1951.
8. B. N. Juriew, W. Je. Kostorskiy — Gielikoptiery. Moskwa 1951.
9. Gessou, G. Meiers — Aerodynamika Wiertolota. Oborongiz 1954.

Mgr inż. MARIAN WASILEWSKI

621.542.629.13.002



Lekkie narzędzia pneumatyczne stosowane w przemyśle lotniczym

CZĘŚĆ II

Jest to dalszy ciąg pracy, mieszczącej się w zeszycie 4/55 „Techniki Lotniczej”, a omawiającej głównie klasyfikację narzędzi pneumatycznych i młotki pneumatyczne. W części II znajdują się opisy pras ręcznych do nitowania, wiertarek pneumatycznych i rozpylaczy do natryskiwania lakierami.

PRASY DO NITOWANIA. BUDOWA I SPOSÓB DZIAŁANIA

Spośród na ogół stosowanych rodzajów pras: 1) stałych do nitowania grupowego, 2) stałych do nitowania pojedynczego, 3) przenośnych do nitowania pojedynczego — omówione zostaną tylko te ostatnie, jako bardziej rozpowszechnione w przemyśle lotniczym lekkie narzędzia pneumatyczne. Ze względu na sposób przenoszenia siły potrzebnej do nitowania można podzielić tę grupę na dwie dalsze odmiany konstrukcyjne:

- prasy z dźwigniowym przeniesieniem siły,
- prasy z hydraulicznym przeniesieniem siły.

Prasa przenośna z dźwigniowym przeniesieniem siły

Prasa taka, przedstawiona na rys. 13, składa się z głowicy i szczęk.

W głowicy znajdują się dwa cylindry pracujące: większy 8, pracujący podczas ruchu roboczego i mniejszy 9, pracujący podczas ruchu powrotnego. Tłok 6 połączony jest wodzidłem 5 z dźwignią 14, przekazującą następnie ruch za pośrednictwem wodzidła 15 i cięgna 3 na ruchomą szczękę 1. Doprowadzone do głowicy sprężone powietrze sterowane jest obrotowym suwakiem 11, uruchamianym ręcznie za pomocą rękojeści 13.

Do ustawienia rozstawu szczęk na nitowaną grubość zespołu (wraz z wysokością zakuwka) służy śruba 3 z pokrętką 2. Ruchoma obrotowo rękojeść 17 służy do zmiany rozstawu szczęk podczas przykładania ich do nita przed zaciśnięciem.

Prasa przenośna z hydraulicznym przeniesieniem siły

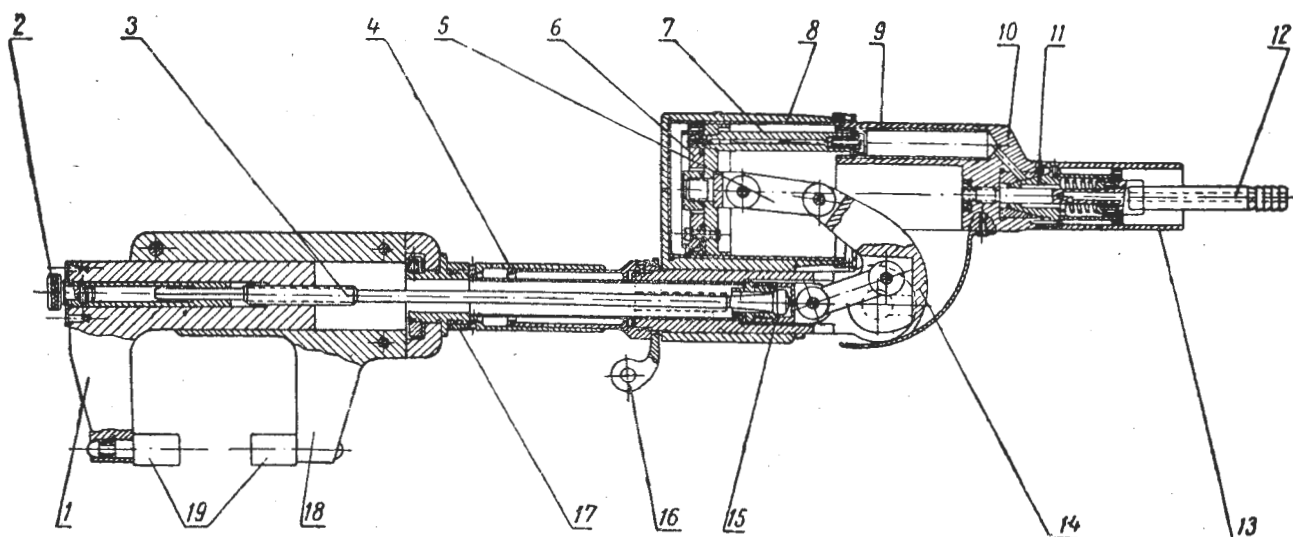
Schemat budowy takiej prasy przedstawiony jest na rys. 14. Sprężone powietrze dostaje się przez zawór uruchamiający i kanał 1 do dolnej części cylindra 2, podnosząc tłok 3 wraz z tłoczyskiem 4 do góry. Tłoczysko, wchodząc do cylindra 5 wypełnionego cieczą (np. olejem maszynowym), powoduje odpowiednio większe ciśnienie, pod którym tłoczek 6 przemieszcza się, zgniatając sworzeń nita umieszczonego między zagłownikami.

Dla uzyskania ruchu powrotnego należy uruchomić na rękojeści zawór wpuszczający powietrze do górnej części cylindra kanałem 10. Tłok pociąga za sobą tłoczysko w dół, ciśnienie w cylindrze spada, a sprężyna 7 rozluźnia zwarcie zagłowników przez obniżenie tłoka 6.

Regulowanie rozstawu zagłowników na odpowiednią grubość zespołu nitowanego odbywa się przez pokręcenie pokrętki 11, wskutek czego tłoczysko 12 z tłokiem 13 wyciska ciecz z cylindra 14 do cylindra 5. Tłok 3, pozostając stale pod ciśnieniem działającym od dołu, jest nieruchomy, więc tłoczek 6 musi przesunąć się wraz z zagłownikiem 8 do góry na żadaną odległość od zagłownika 9.

Dane charakterystyczne pras

Do charakterystycznych danych pras należą: 1) siła ścisku, 2) zużycie powietrza, 3) liczba cykli na minutę, 4) główne wy-

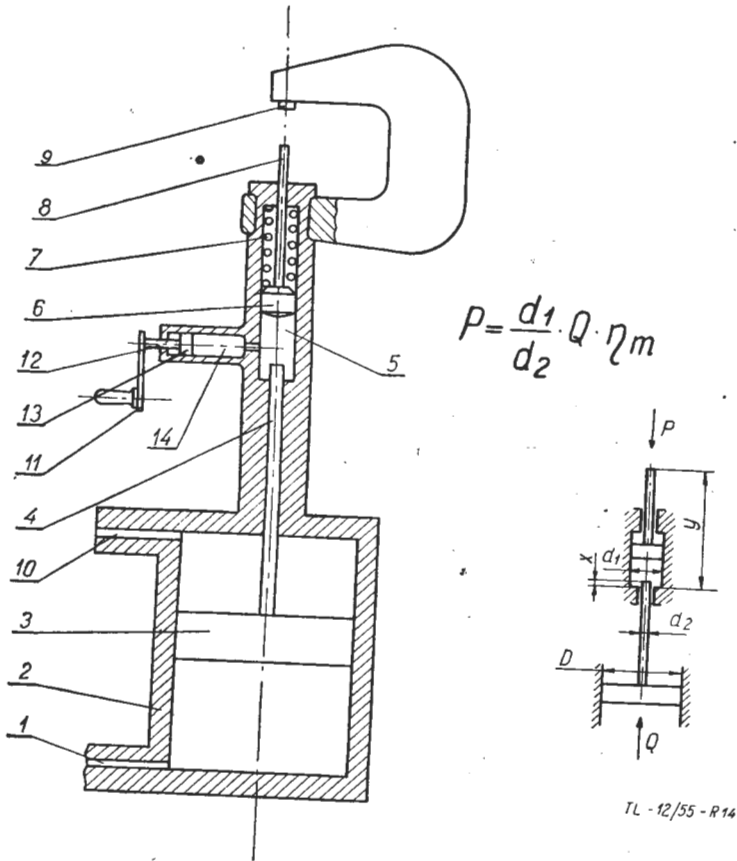


Rys. 13. Prasa przenośna z dźwigniowym przeniesieniem siły. 1 — szczęką ruchomą; 2 — nakrętka regulująca; 3 — cięgno; 4 — mufa łącząca; 5 — wodzidło; 6 — tłok; 7 — tłoczysko; 8 — cylinder ruchu roboczego; 9 — cylinder ruchu powrotnego; 10 — trzon; 11 — suwak; 12 — końcówka; 13 — rękojeść otwierająca dopływ sprężonego powietrza; 14 — dźwignia; 15 — wodzik; 16 — ucho do podwieszania prasy; 17 — rękojeść rozsuw. szczęki; 18 — szczęką nieruchomą; 19 — zagłownik.

TL-12/55-R13

miary i ciężar. Dane te są zwykle zamieszczane w katalogach i dokumentach pras.

Siła ścisku. W zależności od układu przeniesienia sił w mechanizmie prasy, siłę ścisku obliczyć można z wzoru:



$$P = \frac{d_1}{d_2} \cdot Q \cdot \eta_m$$

Rys. 14. Schemat działania prasy z hydraulicznym przeniesieniem siły.

1 — kanał doprowadzający sprężone powietrze przy ruchu roboczym; 2 — cylinder pneumatyczny; 3 — tłok; 4 — tłoczyśko; 5 — cylinder hydrauliczny; 6 — tłok hydrauliczny; 7 — sprężyna; 8 — zagłownik; 9 — kanał doprowadzający sprężone powietrze przy ruchu powrotnym; 10 — pokrętło; 11 — tłoczyśko; 12 — tłok regulujący; 13 — tłoczyśko; 14 — tłok regulujący.

rów podanych na rys. 15 dla różnych przeniesień dźwigniowych.

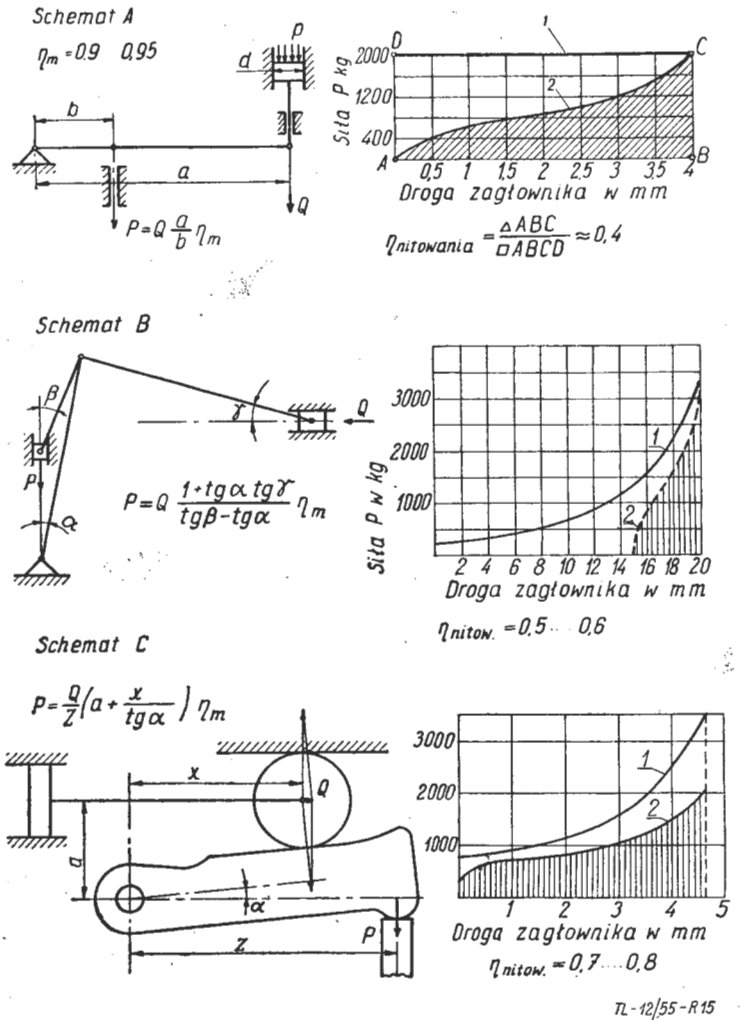
Na ogół siła ścisku będzie zmienna wzdłuż drogi zagłownika jak to wykazują wykresy (krzywe 1) na rys. 15, ale powinna być zawsze większa od siły niezbędnej do zgięcia sworzni nita (krzywe 2). Ta ostatnia zależy również od wielkości zgięcia, to jest od przebytej drogi, a poza tym od materiału i średnicy nita (rys. 16).

W katalogach podawane są maksymalne siły dysponowane przez prasy. Wykresy siły dysponowanej oraz niezbędnej do zgięcia zakuwka (kształt zakuwka odgrywa tu poważną rolę) stanowią podstawę dla doboru prasy.

Zużycie powietrza. Zużycie powietrza podawane jest w katalogach w metrach sześciennych na jeden cykl, obejmujący zarówno ruch roboczy jak i ruch powrotny tłoka. Charakteryzuje ono ekonomię stosowanych pras i zależy od ich konstrukcji i wymiarów cylindrów powietrznych, czyli pośrednio od wielkości siły ścisku.

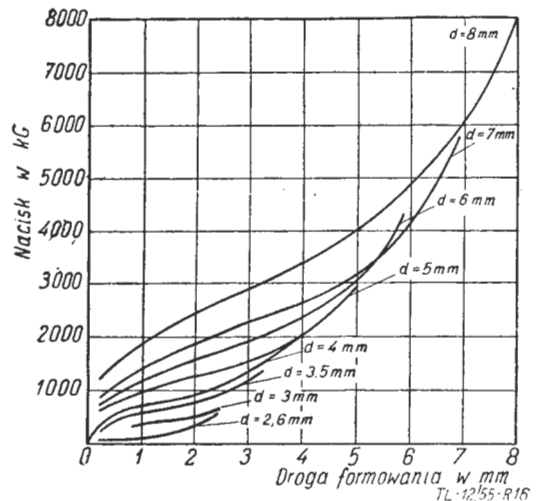
Zużycie powietrza wiąże się ściśle z wielkością pracy, jaką mógłby wykonać zagłownik, pozostający pod działaniem siły P (rys. 15) na swojej drodze (określonej wymiarami wynikającymi z konstrukcji). Praca ta jest proporcjonalna do pola zawartego pod wykresem siły (rys. 15) i obliczyć ją można mnożąc to pole w cm^2 przez skalę wykresu pola pracy w kGm/cm^2 . Będzie to praca dysponowana przez prasę (A_{dysp}) w kGm . Praca natomiast włożona w prasę ($A_{włoż}$), to jest praca rozprężającego się powietrza, musi być znacznie większa, gdyż jej część pochłaniają straty (cieplne przez ochładzanie, mechaniczne przez tarcie w mechanizmach, straty ruchu powrotnego itp.). Teoretyczną wielkość tej pracy oblicza się zwykle jako średnią z pracy wykonanej przy założonym procesie izoter-

micznym i pracy wykonanej przy założonym procesie adiabaticznym rozprężania powietrza. Dla $1 m^3$ powietrza rozprężającego się od ciśnienia 6 ata do ciśnienia 1 ata, wartość $L_f = 18300 [kGm/m^3]$, a więc dla zużycia powietrza Qm^3 na cykl praca włożona będzie: $A_{włoż} = L_f \cdot Q [kGm]$.



Rys. 15. Układy dźwigniowe przeniesienia sił w prasach. 1 — krzywe sił dysponowanych; 2 — krzywe sił niezbędnych do zgięcia.

Stosunek pracy dysponowanej do pracy włożonej daje wielkość efektywnego współczynnika sprawności: $\eta_{ef} = \frac{A_{dysp}}{A_{włoż}}$ którego wartości mieszczą się dla pras w granicach 0,05 do 0,15.



Rys. 16. Zależność nacisku niezbędnego do uformowania i średnicy nita płaskiego od drogi formowania i średnicy nita.

Odróżnić tu należy współczynnik sprawności samego nitowania, który charakteryzuje raczej dobór prasy i zależy od wykresu zapotrzebowanej siły w zależności od kształtu formowanego łba, średnicy nita i jego materiału: $\eta_{\text{nitowania}} =$

$\frac{A_{\text{zapotrzeb.}}}{A_{\text{dyspon.}}}$, gdzie $A_{\text{zapotrzeb.}}$ jest pracą potrzebną do wy-

konania zakuwka.

Liczba cykli na minutę zależy od konstrukcji prasy i od sprawności pracownika obsługującego prasę i waha się dla różnych ich rodzajów od 15 do 30.

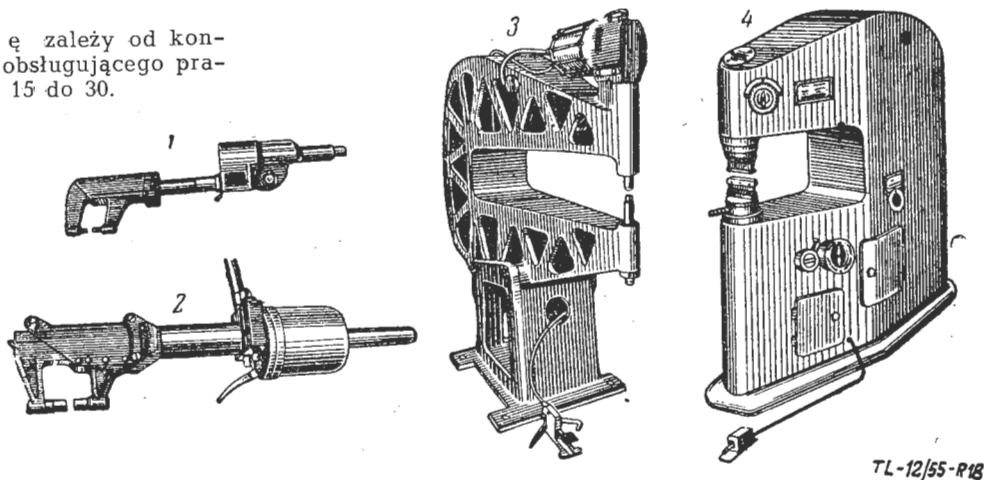
Główne wymiary i ciężar. Dane te są szczególnie ważne, jeśli chodzi o wymiary szczęki, określają bowiem one jak daleko od krawędzi zespołu można jeszcze wykonać nitowanie oraz jakiej grubości może być zespół. Ciężar prasy oraz jej kształt decydują o sposobie postępowania się prasą, tzn. czy prasowanie może odbywać się z wolnej ręki, czy też trzeba prasę podwiesić (rys. 18).

Wymiary gabarytowe pras z podaniem gabarytu względnie schematu układu ułatwiają również dobór prasy do warunków pracy na stanowisku roboczym.

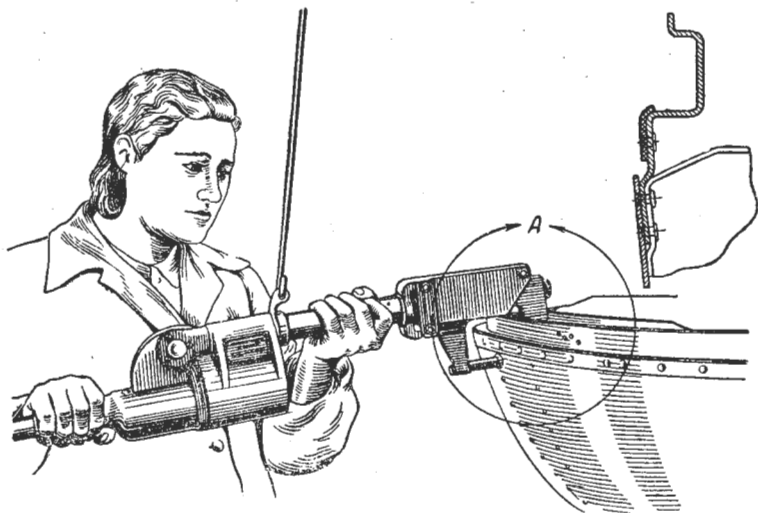
Dobór pras, porównanie nitowania prasami i młotkami

Podczas opracowywania procesów technologicznych prac montażowych za pomocą nitowania należy dążyć do jak naj-

dalej posuniętej mechanizacji prac, która prowadzi do podwyższenia wydajności warsztatu, ulżenia pracy robotników, obniżenia wymagań kwalifikacji pracownika, oraz do polepszenia jakości połączeń nitowanych. Stosowanie pras w miejsce młotków spełnia przeważnie te wymagania. Prasy zamiast młotków stosuje się do nitowania wszędzie tam, gdzie chodzi



Rys. 18. Rodzaje pras: 1 — przenośna, 2 — przenośna do podwieszania; 3 — stała do pojedynczego nitowania; 4 — stała do grupowego nitowania.



Rys. 17. Praca na przenośnej prasie do podwieszania

przede wszystkim o gładkość powierzchni oraz wyższą i pewniejszą wytrzymałość połączeń.

W przemyśle lotniczym stosuje się trzy rodzaje pras: 1 — prasy przenośne (ręczne lub podwieszane, zależnie od warunków pracy i ciężaru), do nitowania pojedynczego na trudniejszych stanowiskach montażowych większych zespołów (rys. 17 oraz nr 1 i 2 na rys. 18).

Prasy te nie dają możliwości stosowania zbyt daleko posuniętej mechanizacji prac przy nitowaniu;

2 — prasy stałe do pojedynczego nitowania mniejszych zespołów, uruchamiane są zwykle nożnie, dają możliwość mechanizacji ustawiania zespołu, przesuwania go itp. czynności, co wpływa na pewność i jakość połączeń (nr 3 na rys. 18);

3 — prasy stałe do grupowego nitowania (nr 4 na rys. 18), przy którym opłaca się już zmechanizowanie wiercenia i nawiercania otworów i gniazd na nity, wstawianie automatyczne nitów w otwory itp., co doprowadza do dużych wydajności (do 2000 nitów całkowicie przygotowanych i zakutych w ciągu godziny). Dane charakterystyczne radzieckich pras do nitowania podaje tabela 6).

Poza tym prasy posiadają na ogół wyższe wskaźniki techniczno-ekonomiczne w porównaniu z młotkami. Najczęściej

Tabela 6

Dane charakterystyczne radzieckich pras do nitowania

| Średnica nita | Oznaczenie prasy | Maksymalna siła kG | Zużycie powietrza na cykl m ³ | Liczba cykli na minutę | Wymiary szczęk mm | | Droga zagłownika mm | Wymiary gabarytowe mm | | | Ciężar kG | U w a g i | |
|---------------|------------------|--------------------|--|------------------------|-------------------|-----------|---------------------|-----------------------|----------|------------|-----------|-----------|--|
| | | | | | wysięg | rozwarcie | | wyso-kość | dłu-gość | szero-kość | | | |
| 3 | 2 | KP-106 | 1400 | 0,004 | 30 | 40 | 75 | 15 | 155 | 480 | 110 | 4,0 | Szczęki proste |
| 3 | 2 | TR-1 | 3000 | 0,0016 | 20 | 60 | 50 | 15 | 240 | 230 | 72 | 4 | pneumo-dźwigniowy typ |
| 3 | 2,6 | 2KP-32 | — | — | 16 | 350 | 130 | 65 | 1700 | 680 | 170 | — | pneumo-hydrauliczny typ stały |
| 4 | 3 | KP-101 | 2000 | 0,005 | 30 | 100 | 150 | 8 | 250 | 710 | 190 | 8,5 | |
| 4 | 3 | KP-104 | 2000 | 0,005 | 30 | 150 | 40 | 8 | 260 | 600 | 230 | 8,5 | |
| 4 | 3 | PR-3 | 3400 | 0,0016 | 25 | 60 | 50 | 20 | 180 | 290 | 75 | 5 | |
| 5 | 4 | PR-5 | 4000 | 0,006 | 20 | 600 | 180 | 60 | 1700 | 1200 | 420 | — | stały typ |
| 6 | 5 | KP-201 | 4500 | 0,0065 | 20 | 100 | 160 | 12 | 280 | 650 | 200 | 14,7 | |
| 6 | 5 | KP-204 | 5000 | 0,012 | 18 | 1000 | 250 | 43 | 1600 | 1600 | 600 | 41 | typ stały z przeniesieniem dźwigniowym rodzaju C |
| 9,5 | 8 | KP-301 | 11200 | 0,077 | 20 | 200 | 160 | 29 | 1330 | 380 | 330 | 70 | typ pneumo-hydrauliczny, stały |
| | | KP-503 | 25000 | 0,01 | 10...30 | 1200 | 100 | 16 | 2665 | 2265 | 100 | 5000 | typ pneumatyczny do grupowego nitowania. |

wystarczy do nitowania na prasie jeden pracownik, gdyż niepotrzebne są tu przypory i dodatkowy pracownik do ich obsługi (około 50% oszczędności w koszcie robocizny). Czas nitowania młotkami podawany w tabelach dla samej czynności zakuwania przy przechodzeniu od nita do nita wzrasta od 5- do 10-krotnie ze względu na współpracę dru-

py (patrz zeszyt 4/55 „Techniki Lotniczej” str. 104) młotek o zużyciu powietrza 0,5 m³/min, dla którego czas formowania 1ba nita wynosi około 1 sek.

$$\text{Czas wykonania 10 000 1bów } T = \frac{1 \cdot 10\,000}{3\,600} = 2,78 \text{ godz.}$$

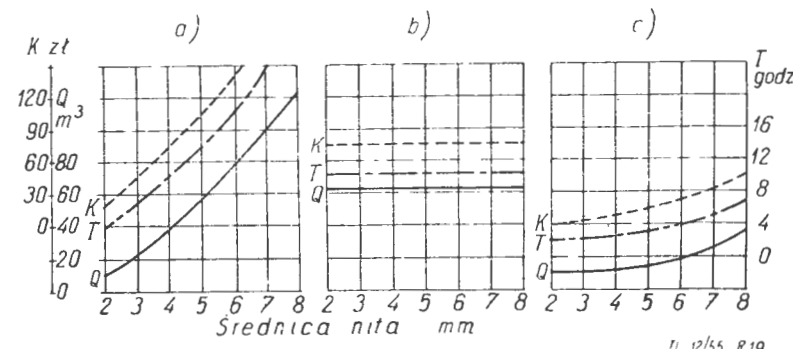
Tabela 7
Maksymalne siły i prace potrzebne do kształtowania zamykających 1bów nitów

| Materiał nita | Dural D 16 | | | | | Stal 15 A | | | | | Stal 30 HMA | | |
|--------------------|------------|-----------|----------|-----------|-----------|-----------|----------|----------|-----------|-----------|-------------|-----------|----------|
| | Prasa | | Młotek | | | Prasa | | Młotek | | | Prasa | | |
| | Płaski | | Wy-pukły | Płaski | Wy-pukły | Płaski | | Wy-pukły | Płaski | Wy-pukły | Płaski | | Wy-pukły |
| Średnica nita w mm | Siła kG | Praca kGm | Siła kG | Praca kGm | Praca kGm | Siła kG | Prac kGm | Siła kG | Praca kGm | Praca kGm | Siła kG | Praca kGm | Siła kG |
| 2 | 480 | 0,39 | 1000 | — | — | 650 | 0,57 | 1000 | — | — | 1280 | 1,22 | — |
| 2,6 | 680 | 0,85 | 1600 | 1,25 | 4,8 | 1010 | 1,37 | 2250 | 2,2 | 8,5 | 2160 | 2,7 | — |
| 3 | 940 | 1,30 | 2300 | 2 | 8 | 1264 | 2 | 2700 | 4,12 | 16 | 2860 | 4,14 | — |
| 3,5 | 1340 | 2,45 | 3000 | 3,33 | 12,7 | 1410 | 3,3 | 3500 | 6 | 20 | 2900 | 5,41 | 6000 |
| 4 | 1980 | 3,73 | 4000 | 5,8 | 19 | 2500 | 4 | 4500 | 10 | 37,7 | 4800 | 10,3 | 8000 |
| 5 | 2880 | 7,58 | 7500 | 11 | 40 | 4000 | 0,56 | 8000 | 19 | 74,2 | 6400 | 16,5 | 16000 |
| 6 | 4300 | 12,56 | 11000 | 17,5 | 68 | 5700 | 13 | 11500 | 31 | 95 | 9400 | 28,3 | 27000 |
| 7 | 5670 | 19,8 | 16000 | 26,5 | 102 | 7820 | 26,3 | 18000 | 45 | 168 | 13000 | 43,45 | 38000 |
| 8 | 7970 | 29,93 | 19200 | 34 | 130 | 9900 | 38,34 | 22000 | 62 | 258 | 17000 | 60,8 | 48000 |
| 10 | 12500 | 60,2 | 30000 | 84 | 324 | 16000 | 76,8 | 34500 | 140 | 590 | 27700 | 133 | 68000 |
| 12 | 18000 | 120 | 40500 | 175 | 680 | 23000 | 153 | 47000 | 280 | 980 | 40000 | 267 | 94000 |

giego pracownika itp. Podawana w tabelach pras prędkość nitowania 15 do 30 nitów na minutę jest zwykle do utrzymania w praktyce, a zatem czas nitowania prasami jest na ogół mniejszy niż młotkami. Ilość pracy potrzebna do wykonania 1ba za pomocą prasy jest 1,5 do 2 razy mniejsza niż przy użyciu młotka (Tab. 7).

Zużycie powietrza, proporcjonalne do zapotrzebowanej pracy, jest również wielokrotnie mniejsze. Jedyną ujemną stroną pras, zwłaszcza przenośnych, jest mniejsza w porównaniu z młotkami dostępność do zespołów z racji ograniczonego wysięgu szcęk. Mimo, iż prasy są cięższe i droższe od młotków, są jednak rentowniejsze w użyciu.

Porównując wykresy (rys. 19) sporządzone na podstawie analiz szczegółowych trzech sposobów nitowania za pomocą młotków, pras przenośnych oraz pras stałych sposobem grupowym, dochodzi się do wniosku, iż nitowanie nitami o średnicy mniejszej niż 4 mm za pomocą młotków jest ekonomiczniejsze. Przesuwanie prasy względem zespołu pochłania w tym zakresie średnic nitów stosunkowo więcej czasu aniżeli ta czynność w przypadku użycia młotków. Do nitów o średnicy większej od 4 mm, prasy wypierają młotki, gdyż można osiągnąć większą prędkość wykonywania łączeń.



Rys. 19. Analiza zużycia powietrza (Q), czasu nitowania (T) i kosztów całkowitych nitowania (K) 10 000 nitów duralowych o 1bach płaskich za pomocą: a — młotków; b — pras przenośnych; c — pras stałych przy grupowym sposobie nitowania.

Przykładowe obliczenie kosztów nitowania 10 000 nitów duralowych o średnicy 6 mm za pomocą różnych narzędzi pneumatycznych.

Nitowanie za pomocą młotka. Dobieramy odpowiednio do średnicy nita z tabeli młotków z III gru-

uwzględniając współczynnik powiększenia czasu nitowania (na przechodzenie od nita do nita) równy 7, całkowity czas wykonania 10 000 nitów będzie:

$$T = \frac{1 \cdot 7 \cdot 10\,000}{3\,600} = 19,5 \text{ godz.}$$

Koszt robocizny dwu pracowników z średnią płacą 3 zł. za godzinę będzie: $K' = 2 \cdot 19,5 \cdot 3 = 117 \text{ zł.}$

Zużycie powietrza $Q = 2,78 \cdot 60 \cdot 0,5 = 83,5 \text{ m}^3.$

Koszt zużycia powietrza przy cenie 0,12 zł za m³ wynosi $K'' = 83,5 \cdot 0,12 = 10 \text{ zł.}$

Koszt amortyzacji młotka przy jego cenie około 600 zł w czasie 1.000 godzin jego użytkowania wynosi:

$$K''' = \frac{600 \cdot 2,78}{1000} = 1,67 \text{ zł.}$$

Całkowity koszt wykonania 10 000 zakuwków: $K = K' + K'' + K''' = 1,17 + 10 + 1,67 = 123,67 \text{ zł.}$

Nitowanie za pomocą prasy przenośnej. Wybrano według tabeli 6 prasę o maksymalnej sile ścisku 4 500 kG (wymagana do zgniotu siła ścisku wynosi 4 300 kG — według tabeli 7). Zużycie powietrza tej prasy wynosi 0,0065 m³ na każde formowanie 1ba, a liczba możliwych do wykonania 1bów wynosi 20 na minutę.

Zużycie powietrza będzie więc: $Q = 10\,000 \cdot 0,0065 = 65 \text{ m}^3.$

Koszt zużycia powietrza przy jego cenie 0,12 zł za m³. $K' = 65 \cdot 0,12 = 7,80 \text{ zł.}$

Czas wykonania całkowity $T = \frac{10\,000}{60 \cdot 20} = 8,35 \text{ godz.}$

Koszt robocizny przy stawce 3 zł za godzinę: $K'' = 8,35 \cdot 3 = 25 \text{ zł.}$

Koszt amortyzacji prasy przy jej cenie około 1 500 zł, oraz przy 2 000 godzinach użytkowania:

$$K''' = \frac{1\,500 \cdot 8,35}{2\,000} = 6,25 \text{ zł.}$$

Całkowity koszt wykonania 10 000 zakuwków: $K = K' + K'' + K''' = 7,80 + 25 + 6,25 = 39,05 \text{ zł.}$

Uwzględniając, dla porównania z młotkami, dodatkowego pracownika jako pomocy przy nitowaniu, koszt wynosiłby: $K = 7,80 + 50 + 6,25 = 64,05 \text{ zł.}$

Nitowanie grupowe na prasie stałej. Obierając prasę stałą o sile ścisku 25 000 kG, obliczamy liczbę równocześnie wykonywanych 1bów: $\frac{25\,000}{4\,300} \approx 5.$

Poza tym prasa ta wykonać może 10 cykli na minutę, zużywając na każdy 0,01 m³ powietrza.

$$\text{Liczba potrzebnych do wykonania cykli } \frac{10\,000}{5} = 2\,000.$$

$$\text{Zużycie powietrza: } Q = 2\,000 \cdot 0,01 = 20 \text{ m}^3.$$

$$\text{Koszt zużycia powietrza przy cenie 0,12 zł za m}^3: \\ K' = 20 \cdot 0,12 = 2,40 \text{ zł.}$$

$$\text{Czas wykonania zakuwków } T = \frac{10\,000}{60 \cdot 10 \cdot 5} = 3,33 \text{ godz.}$$

$$\text{Koszt robocizny przy stawce 3 zł za godzinę:} \\ K'' = 3,33 \cdot 3 = 10 \text{ zł.}$$

Koszt amortyzacji przy cenie prasy około 8 000 zł i przy okresie użytkowania 2 000 godzin:

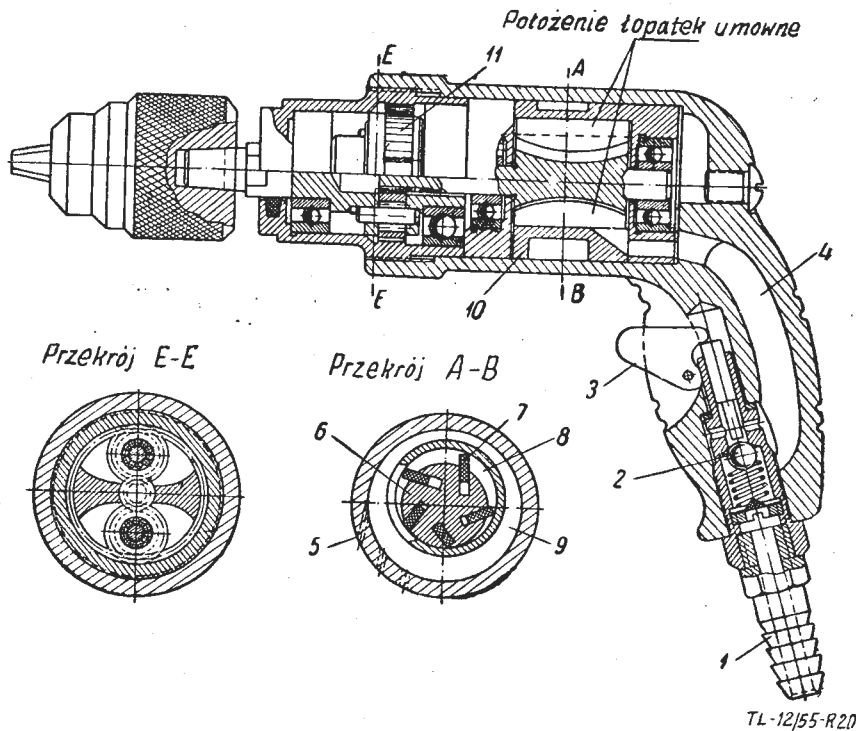
$$K''' = \frac{8\,000 \cdot 3,33}{2\,000} = 13,32 \text{ zł.}$$

$$\text{Całkowity koszt wykonania 10 000 zakuwków:} \\ K = K' + K'' + K''' = 2,4 + 10 + 13,32 = 25,72 \text{ zł.}$$

WIERTARKI. BUDOWA I SPOSÓB DZIAŁANIA.

Wiertarka ręczna z silnikiem wirującym skrzydełkowym

Wiertarka składa się z mechanizmu uruchamiającego, silnika pneumatycznego, reduktora obrotów i uchwytu szczękowego do mocowania wiertła.



Rys. 20. Wiertarka ręczna z silnikiem wirującym skrzydełkowym. 1 — końcówka; 2 — zawór; 3 — kurek; 4 — rękojeść; 5 — otwory wylotowe; 6 — wirnik; 7 — łopatki; 8 — wnętrze cylindra; 9 — kanał; 10 — stojan; 11 — reduktor.

Przez nacisk na kurek 3 uruchamia się wlot sprężonego powietrza przez zawór 2 do cylindra 8, w którym osadzony jest na łożyskach kulkowych wirnik 6. W wirniku umieszczone są łopatki 7 w sposób umożliwiający im wysuwanie się pod wpływem siły odśrodkowej, przez co zapewnione jest szczelne doleganie do gładzi cylindra (przekrój AB). Sprężone powietrze napiera ze strony wlotowej na łopatki wirnika, wywołując jego obrót z pewnym momentem obrotowym. Obroty wirnika redukowane są przez reduktor 11 i przenoszone na wałek narzędzia z zaciśniętym na nim szczękowym uchwytem wiertła.

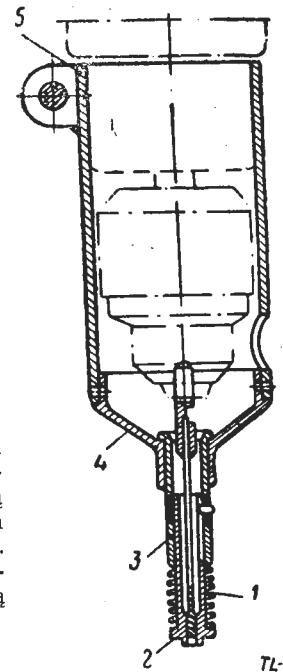
Przyrządy do usprawnienia wiercenia wiertarkami. Dla zabezpieczenia kierunku wiercenia prostopadłego do powierzchni stosuje się często prowadzenia nasadzane na trzon wiertarki (rys. 21). Dla zabezpieczenia głębokości nawierczanych gniazd pod wpuszczane łby stosuje się zderzaki które gwarantują również prostopadły kierunek nawiercania (rys. 22).

Do wiercenia otworów w miejscach trudno dostępnych używa się przedłużaczy mocowanych do trzona wiertarki, jak na rys. 23.

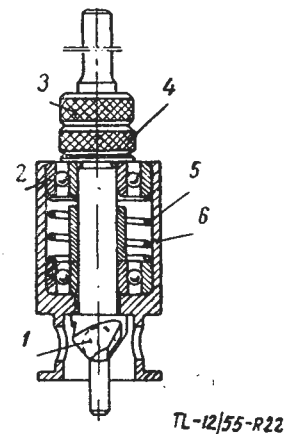
Dane charakterystyczne wiertarek

Do zasadniczych danych charakterystycznych wiertarek należą (patrz tabela 8): liczba obrotów, zużycie powietrza, moc mierzona na wałku wiertła, wymiary główne i ciężar wiertarki.

Liczba obrotów. Wirniki wiertarek posiadają wysokie liczby obrotów (ponad 12 000), które zależą od wielkości średnicy (są tym większe im mniejsze średnice). Po zredukowaniu w reduktorach otrzymuje się na wałku wiertła liczby obrotów w granicach 1 000 do 2 000 obrotów na minutę. Od liczby obrotów zależą bezpośrednio czasy wiercenia otworów o pewnej głębokości. Czasy wiercenia dla odpowiednich wiertarek podawane są

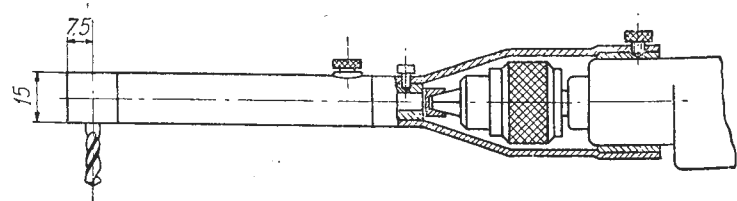


Rys. 21. Przyrząd prowadzący wiertło: 1 — kompas; 2 — pneum. wiertarka; 3 — trójnóg; 4 — zderzak; 5 — pogłębiacz.



Rys. 22. Zderzak do nawiercania gniazd pod łby nitów: 1 — wiertło do nawiercania ze sworzniem prowadzącym; 2 — łożysko kulkowe; 3 — nakrętka zabezpieczająca; 4 — nakrętka oporowa; 5 — sprężyna; 6 — osłona.

zwykle w zależności od ilości obrotów, materiału i głębokości wiercenia dla każdej z wiertarek dla użytku biura przygotowania produkcji.



Rys. 23. Przedłużacz do wiertarki.

Zużycie powietrza zależy od objętości między łopatkami, ilości łopatek, liczby obrotów, oraz ciśnienia powietrza, wchodzącego i wychodzącego. Dla wiertarek ręcznych, przeznaczonych do wiercenia otworów o średnicach do 10 mm, zużycie powietrza wynosi od 0,4 do 0,6 m³/min.

Tabela 8
Dane charakterystyczne radzieckich wiertarek pneumatycznych

| Typ wiertarki | Największa średnica wiertła mm | Liczba obrotów na minutę | Zużycie powietrza m ³ /min | Moc KM | Wymiary gabarytowe | | Ciężar kG | Uwagi |
|---------------|--------------------------------|--------------------------|---------------------------------------|--------|--------------------|------------|-----------|------------------------------|
| | | | | | dług. mm | szerok. mm | | |
| D - 2 | 8 | 2200 | 0,45 | 0,25 | 235 | 140 | 1,8 | |
| D - 2 V | 8 | 2200 | 0,5 | 0,25 | 240 | 110 | 1,5 | |
| D - 10 | 6 | 13000 | 0,5 | 0,2 | 200 | 170 | 1,6 | Do wiercenia metali miękkich |
| D - 11 | 10 | 1000 | 0,5 | 0,25 | 240 | 170 | 2,0 | |
| SD - 8 | 8 | 2000 | 0,6 | 0,15 | 250 | 140 | 1,8 | |
| SDT-10 | 10 | 850 | 0,6 | 0,15 | 220 | 130 | 2,5 | |
| SDA - 8 | 8 | 2100 | 0,6 | 0,15 | 230 | 50 | 1,4 | Do wiercenia w miejscach |
| SDU - 8 | 8 | 2100 | 0,6 | 0,15 | 205 | 100 | 1,5 | o ograniczonym dostępie |

Moc wiertarki charakteryzuje jej moment obrotowy, potrzebny do pokonania oporów skrawania i liczba

obrotów jak to wynika z wzoru: $N = \frac{M \cdot n}{716,2}$ KM, gdzie

N — moc w koniach mechanicznych, M — moment obrotowy w kilogramometrach, n — liczba obrotów na minutę.

Do pomiaru pracy wiertarki istnieją specjalne przyrządy. Moc wiertarki zależy od średnicy i długości wirnika i stojana, liczby obrotów i grubości łopatek. Wyprowadzenie wzoru na moc wiertarki przekracza ramy niniejszego artykułu. Zainteresowanych odsyłamy do książki Biernadskiego i Sudakowicza pt. „Pneumatyczny rucznyj instrument (lit. 2). Moce wiertarek ręcznych do wiercenia otworów o średnicach do 10 mm zawierają się w granicach 0,1 do 0,25 KM.

Wymiary główne podają długość i wysokość wiertarki. Wiertarki ręczne pneumatyczne są na ogół mniejsze od wiertarek elektrycznych, ich długości wahają się między 200 a 300 mm, wysokości zaś około 150 mm. Ciężary wiertarek pneumatycznych są również małe w porównaniu z elektrycznymi i wynoszą od 1,5 do 3 kG.

Dobór wiertarek

Wiertarki ręczne znalazły, obok wiertarek stałych, szerokie zastosowanie we wszystkich etapach prac montażowych, zwłaszcza w trudniejszych, mało dostępnych stanowiskach pracy. Najbardziej rozpowszechnionym typem są ręczne wiertarki pneumatyczne ze względu na lekkość i małe wymiary, a poza tym na ważną właściwość, mianowicie przy przeciążeniu obroty spadają aż do zupełnego zatrzymania się wiertarki, co chroni wiertła przed łamaniem się.

Rozruch wiertarki pneumatycznej jest łagodny, obroty narastają stopniowo, co zabezpiecza spokojną i czystą pracę.

W przypadku użycia wiertarek pneumatycznych we wnętrzach metalowych konstrukcji są one bezpieczniejsze od elektrycznych, których uszkodzone przewody mogą spowodować niebezpieczny wypadek w pracy.

Z dwu rodzajów napędu wiertarek pneumatycznych, tłokowych i wirujących, te ostatnie mają przewagę, zwłaszcza w zastosowaniu do wiercenia otworów o małych średnicach. Wiertarki z silnikiem wirującym są lżejsze i mniejsze, pracują bez drgań, a poza tym nie posiadają drogich urządzeń sterujących, jak tłokowe. Posiadają wprawdzie mniejsze współczynniki sprawności, więc większe zużycie powietrza, lecz względem ten nie jest współmierny z ich zaletami.

Dobierając wiertarkę do danej pracy należy posługiwać się tabelami w rodzaju tabeli 8. Używanie wiertarek do wiercenia otworów i nawiercania pod łby nitów jest bardziej wskazane, aniżeli ich tłoczenie na prasach czy wybijanie młotkami ze względu na czystość i dokładność obróbki.

Czasy wiercenia w zależności od głębokości wiercenia podaje tabela 9.

ROZPYLACZE DO NATRYSKIWANIA LAKIERÓW

Budowa i sposób działania.

Głównymi częściami rozpylacza są: rękojeść I, mechanizmy sterujące powietrze i lakier II oraz urządzenie rozpylające III (rys. 24).

Mechanizm sterujący dopływ sprężonego powietrza mieści się w rękojeści i składa się z języka spustowego 9, uruchamiającego za pośrednictwem dźwigni 10 i 11 zawór powietrza 4 oraz iglicę 7, zamykającą dopływ lakieru.

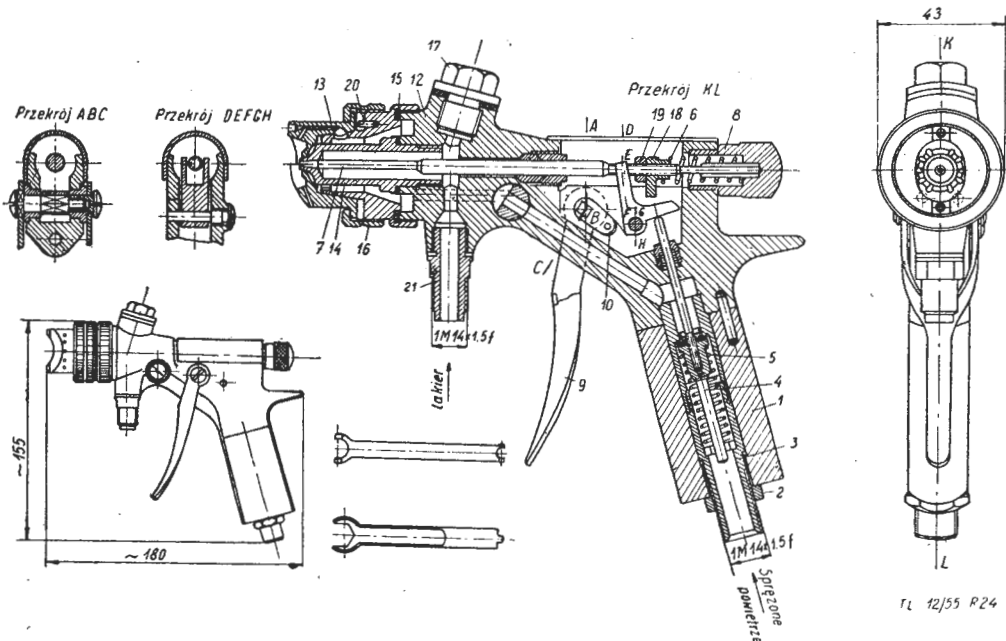
Urządzenie rozpylające mieści się w trzonie 12. Na jego budowę składają się: głowica 13 połączona obrotowo z obsadką 15 za pomocą nakrętki 16. Obrót głowicy ogranicza kołek oporowy 20. Przez obsadkę 15 przechodzi doprowadzająca

Tabela 9
Czasy wiercenia otworów na nity w duralu w minutach

| Typ wiertarki | Liczba obrotów na minutę | Średnica wiertła mm | Głębokość wiercenia w mm | | | | | | | | | |
|---------------|--------------------------|---------------------|--------------------------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|-------|
| | | | 1 | 2 | 3 | 4 | 5 | 6 | 7 | 8 | 9 | 10 |
| D-2 | 2200 | 2,1 | 0,021 | 0,024 | 0,028 | 0,032 | 0,035 | 0,039 | 0,042 | 0,046 | 0,050 | 0,053 |
| | | 2,7 | 0,021 | 0,023 | 0,026 | 0,028 | 0,032 | 0,035 | 0,038 | 0,041 | 0,044 | 0,047 |
| | | 3,1 | 0,021 | 0,023 | 0,026 | 0,028 | 0,031 | 0,033 | 0,036 | 0,039 | 0,041 | 0,044 |
| | | 3,6 | 0,021 | 0,023 | 0,026 | 0,028 | 0,031 | 0,033 | 0,036 | 0,038 | 0,041 | 0,043 |
| | | 4,1 | 0,022 | 0,024 | 0,027 | 0,030 | 0,033 | 0,036 | 0,038 | 0,041 | 0,044 | 0,047 |
| | | 5,2 | 0,026 | 0,030 | 0,035 | 0,038 | 0,043 | 0,047 | 0,051 | 0,051 | 0,059 | 0,063 |
| | | 6,2 | 0,034 | 0,040 | 0,046 | 0,052 | 0,059 | 0,065 | 0,071 | 0,077 | 0,084 | 0,090 |
| | | 7,2 | 0,043 | 0,051 | 0,060 | 0,068 | 0,076 | 0,085 | 0,093 | 0,101 | 0,110 | 0,118 |
| SD-8 | 2000 | 2,1 | 0,022 | 0,027 | 0,031 | 0,036 | 0,040 | 0,045 | 0,0 | 0,054 | 0,058 | 0,063 |
| | | 2,7 | 0,022 | 0,026 | 0,030 | 0,033 | 0,037 | 0,041 | 0,0 | 0,048 | 0,051 | 0,059 |
| | | 3,1 | 0,022 | 0,025 | 0,028 | 0,032 | 0,035 | 0,038 | 0,0 | 0,045 | 0,048 | 0,051 |
| | | 3,6 | 0,023 | 0,026 | 0,030 | 0,033 | 0,037 | 0,040 | 0,0 | 0,047 | 0,051 | 0,054 |
| | | 4,1 | 0,026 | 0,030 | 0,034 | 0,039 | 0,043 | 0,048 | 0,0 | 0,057 | 0,061 | 0,066 |
| | | 5,2 | 0,036 | 0,043 | 0,051 | 0,059 | 0,067 | 0,075 | 0,0 | 0,090 | 0,098 | 0,106 |
| | | 6,2 | 0,048 | 0,060 | 0,071 | 0,082 | 0,094 | 0,105 | 0,1 | 0,127 | 0,140 | 0,150 |
| | | 7,2 | 0,067 | 0,083 | 0,098 | 0,114 | 0,130 | 0,145 | 0,1 | 0,176 | 0,191 | 0,207 |

lakier tulejka, która jest również wkręcana w trzon i połączona kanałami z końcówką 21, doprowadzającą lakier ze zbiornika umieszczonego dowolnie poza rozpylaczem, lub ze zbiornikiem umieszczonym bezpośrednio na trzonie w miejscu nakrętki zaślepiającej 17.

ru 20 i ustaleniu jej nakrętką 16, wprowadza się po dwa silne strumienie, które działając z obu stron stożka spłaszczają go w kierunku pionowym lub poziomym, czyniąc stożek o przekroju eliptycznym. Koszulka działa jeszcze, gdy odległość głowicy od pokrywanej powierzchni nie przekracza 300 mm,



Rys. 24. Rozpylacz ze zmniejszonym strumieniem.

1 — rękojeść; 2 — nakrętka zabezpieczająca; 3 — tuleja zaworu powietrza; 4 — trzon zaworu; 5 — sprężyna; 6 — sprężyna; 7 — iglica; 8 — wkrętka regul.; 9 — kurek spustowy; 10 — dźwignia; 11 — dźwignia; 12 — trzon rozpylacza; 13 — głowica; 14 — tuleja; 15 — osadka; 16 — nakrętka; 17 — nakrętka zaślepiająca; 18 — nakrętka zabezpieczająca; 19 — nakrętka zabezpieczająca; 20 — kołek oporowy; 21 — końcówka.

Zasada działania rozpylacza jest następująca: po lekkim nacisku na kurek spustowy otwiera się tylko zawór powietrza 4; powietrze wchodzi przez tuleję 3 i gniazdo zaworu do kanałów w trzonie, a następnie otworami w czole osadki oraz szczeliną między końcem tulei 14 a krawędzią otworu głowicy 13. Po silniejszym nacisku na kurek spustowy zwiększa się nie tylko otwarcie zaworu powietrza, lecz otwiera się również wylot tulei, gdyż dźwignia 11, opierając się o nakrętkę 19, przesuwają iglicę do tyłu. W ten sposób wyciekający z otworu tulei lakier natrafia na ustalony już strumień powietrza dostatecznie silny, aby go mógł rozpylić, nie dopuszczając do tworzenia się większych kropeł.

Do regulacji ilości rozpylonego lakieru służy nakrętka 19, ustalana nakrętką zabezpieczającą 18. Do regulacji kształtu strumienia służy osadka obrotowo głowica 13. W głowicy nawierconych jest pod kątem 60° do jej osi 10 otworów: sześć z nich łączy przestrzeń rozpylania z atmosferą, cztery zaś rozmieszczone co 90° mają możliwość połączenia ze sprężonym powietrzem wewnątrz trzonu przez odpowiednie przekreślenie głowicy. Dzięki rozrzedzającemu działaniu rozpylającego strumienia powietrza, wychodzącego ze szczeliny między głowicą a ujściem tulei, zostaje zasysane dodatkowe powietrze z atmosfery, tworząc koszulkę ochronną w kształcie stożka, zapobiegającą dalszemu rozchodzeniu się rozpylonego lakieru. Przez przekreślenie głowicą w prawo lub w lewo do opo-

przy większych odległościach tworzy się z rozpylonego lakieru mgła unosząca się w pomieszczeniu lakierni.

Dobór i dane charakterystyczne rozpylaczy

Przedstawiony na rys. 24 rozpylacz produkcji radzieckiej ze zmniejszonym strumieniem posiada największą szerokość stożka około 150 mm, najmniejszą — 100 mm, przy odległości rozpylacza 400 mm od pokrywanej powierzchni. Szybkość wodzenia strumienia po powierzchni wynosi 50 do 60 metrów na minutę. Przy mniejszych szybkościach wodzenia tworzą się zacieki z nadmiaru lakieru, przy większych zaś pokrywanie jest za „chude”. Wymagane ciśnienie w sieci dla pracy rozpylaczy wynosi, jak dla innych narzędzi pneumatycznych, 5 do 6 atm.

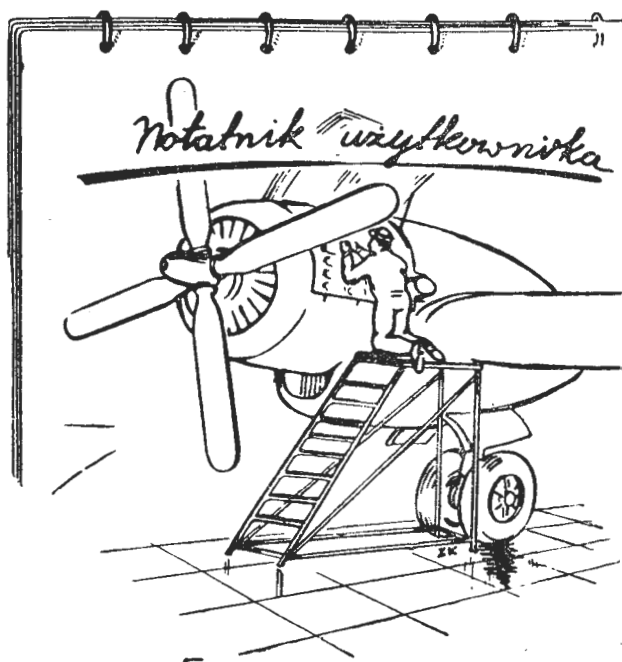
Rozpylacze ze zmienną szerokością stożka stosuje się przy pokrywaniu większych powierzchni dla skrócenia czasu pracy.

LITERATURA

- P. B. Gołdowski — Klepalszczyk
S. A. Rjiczin — Pniewmatischejskie instrumenty
G. I. Biernadskij i D. I. Sudakowicz — Pniewmatischejskij rucznoj instrument
W. P. Grigoriew, P. B. Gołdowski — Klopka konstrukcij iz logkich spławow
A. Wegener — Fachkunde für Metallflugzeugbauer

Przegląd Techniczny — organ główny Naczelnej Organizacji Technicznej — Nr 9—10/55 zawiera następujące artykuły:

- Dziesięć lat wspólnej drogi.
 - Dziesięć lat pomocy ZSRR dla hutnictwa polskiego — inż. Z. Musiałik, inż. M. Kowalewski.
 - Pomoc ZSRR w rozwoju polskiego przemysłu maszynowego — inż. Z. Keh.
 - Pomoc ZSRR w rozwoju energetyki w Polsce Ludowej — inż. B. Leszek.
 - O wprowadzeniu radzieckich metod w budownictwie przemysłowym — inż. M. Rzędowski.
 - Ekonomia przemysłu i nowa technika — N. Niekrasow.
 - Zagadnienie wzrostu wydajności pracy w ustroju socjalistycznym — P. Chromow.
 - Drogi wzmoczenia wydajności pracy w przemyśle budowy maszyn — K. Klimienko.
 - Ujawnienie rezerw wewnątrzzakładowych za pomocą metod statystycznych — M. Ejdelman.
 - O niektórych ważniejszych przodujących metodach radzieckich — prof. dr inż. N. Biegeleisen-Zelazowski.
 - Dlaczego wprowadzenie przodujących metod pracy napotyka w naszym przemyśle na opory — C. W.
 - Radziecka książka techniczna w Polsce — inż. E. Górecki.
 - Czasopisma radzieckie — M. Szulc.
 - Organizacja informacji naukowo-technicznej w ZSRR — A. Z.
 - Muzea techniki i upowszechnianie wiedzy naukowo-technicznej w ZSRR — inż. D. Gajewski.
 - Rola Przeglądu Technicznego w rozwoju polskiej techniki IV — dr J. Pazdur.
- Oprócz w/w artykułów zeszyt zawiera: Nowiny techniczne z prasy zagranicznej. Wolną Trybunę. Sprawy organizacyjne NOT i Stowarzyszeń. Krytykę i Bibliografię. Kronikę. Biuletyn CIDNT. Przegląd Dokumentacyjny Zagadnień Dokumentacji. Biuletyn CUM. Przegląd Dokumentacyjny Metrologii.



Zdarzały się wielokrotnie różne wypadki, których — stwierdzone następnie przez komisje badające wypadki — przyczyny były podobne.

Pilot samolotu myśliwskiego, wykonując start na samolocie z przednim kołem, nie mógł dostatecznie „ściągnąć” drążka sterowego, aby unieść nos maszyny. Usiłowania jego w celu przewyciężenia niewiadomego dlań powodu ograniczenia ruchu drążka sterowego przy ruchu do siebie spełżyły na niczym. Samolot uległ uszkodzeniu, ponieważ pilotowi nie udało się — od chwili, gdy stwierdził, że start jest niemożliwy — wytracić prędkości na pozostałym odcinku pasa startowego, tak że samolot zderzył się z przeszkodą napotkaną poza drogą obwodową lotniska. Przeprowadzone badania wykazały, że ruchy drążka sterowego zostały ograniczone przez zakleszczenie się pomiędzy obsadą drążka sterowego i podstawą fotela pilota wykonanego z mas plastycznych futerała na instrukcje dla pilota. Futerał ten — normalnie przymocowany do podstawy fotela pilota przy samej podłodze — znaleziono obluzowany ze swego zamocowania, przez co spowodował zakleszczenie.

W innym tego rodzaju wypadku, pilotowi samolotu komunikacyjnego wypadł na podłogę kabiny pilotów mikrofon radiostacji do utrzymywania łączności z ziemią. Mikrofon ten wpadł przez niezastąpiony otwór w podłodze pomiędzy dźwignie i popychacze układu sterowania, umieszczone pod podłogą. Spowodowane przez to zakleszczenie wywołało w kon-

Zablokowany drążek sterowy

Zamieszczony poniżej przykład, opracowany został przez mgr inż. Stanisława Maćeyskiego, na podstawie materiału zawartego w publikacjach zagranicznych. W dalszym ciągu oczekujemy na uwagi naszych Czytelników, oparte na własnych przykładach z praktyki zawodowej przy użytkowaniu sprzętu lotniczego.

sekwencji katastrofę samolotu, ponieważ pilot — nieświadomy przyczyny unieruchomienia układu sterowego — nie mógł wyprowadzić samolotu z lotu nurkowego.

W obydwu cytowanych przypadkach wytwórcie produkujące samoloty, z którymi zdarzyły się wskazane wypadki dokonały przeróbek, mających zabezpieczyć samoloty i ich załogi przed katastrofami wywołanymi takimi, błahymi w zasadzie, przyczynami. Futerał — w pierwszym przypadku — zamocowany został w innym miejscu tak, że wykluczona została możliwość zetknięcia się z jakimkolwiek elementem sterownicy. W drugim zaś przypadku, otwór — przez który przechodził drążek sterowy — został przykryty lejem wykonanym z giętkiego materiału, zapewniającym w każdym położeniu drążka sterowego całkowite zakrycie otworu w podłodze.

Wymienione przypadki można by uzupełnić przykładami wziętymi z praktyki pracy codziennej również i naszych użytkowników sprzętu lotniczego. Niekoniecznie muszą one nawet prowadzić w konsekwencji do katastrofy. Są jednak wymownym dowodem nieprzemysłanej gruntownie konstrukcji oraz niedbałej obsługi. Samolot i jego elementy powinny dawać użytkownikowi, zarówno rutynowanemu milionerowi szlaków komunikacyjnych jak i świeżo „upieczonemu” uczniowi szkoły lotniczej, poczucie pewności i zaufania. Musi więc być troskliwie przewidziana możliwość zdarzenia się, nieoczekiwanych na ogół, błędów w pracy załogi oraz drobnych uszkodzeń w czasie lotu. Wszelkie elementy nie mogące być trwale umiejscowione, jak na przykład przewód z końcówką do mikrofonu, laryngofonu i słuchawek, przewód maski tlenowej, przewody awiofonu i tym podobne powinny być tak podwieszane, aby nie mogły dostać się w przestrzeń, gdzie znajdują się ruchome części układu sterowania samolotem i silnikami. Stosowanie osłon z blachy, miechów ze skóry i tym podobnych elementów zabezpieczających jest nie tylko podnoszeniem komfortu załogi, lecz także spełnieniem podstawowego warunku zapewnienia bezpieczeństwa pracy załogi.

Pamiętać o tym powinni zarówno konstruktorzy projektujący urządzenia kabiny załogi, jak i mechanicy obsługi samolotu. Od solidności ich pracy zależy życie załogi i pasażerów oraz całość sprzętu.

Lotnicze słownictwo techniczne

Mgr inż. STANISŁAW ANTONI WITKOWSKI

Podział silników lotniczych

1. Kryteria podziału

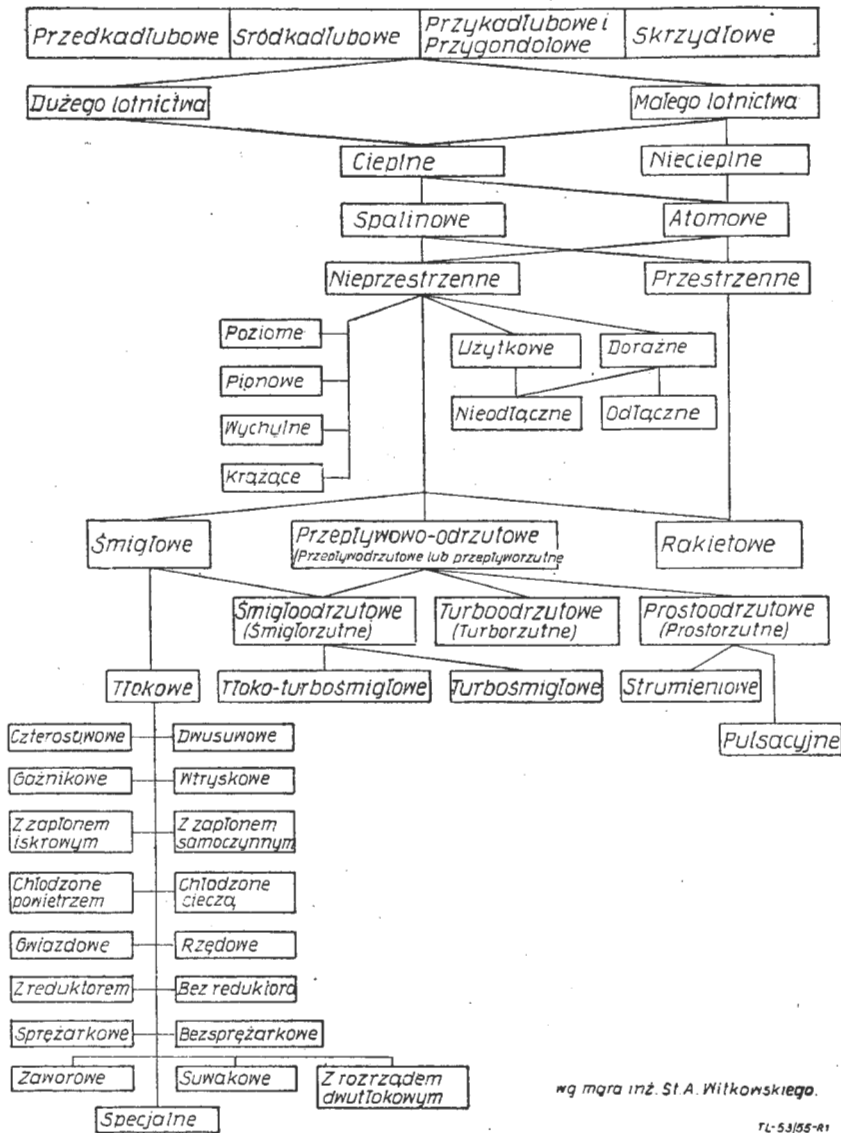
Całokształt silników lotniczych dzielimy przede wszystkim zależnie od miejsca wbudowania, a następnie — na silniki dużego lotnictwa i silniki małego lotnictwa.

Nas interesuje głównie podział silników dużego lotnictwa tzn. silników cieplnych, z pominięciem innych (np. napęd gumowy, pneumatyczny).

Poniższy podział silników lotniczych jest w głównej mierze wynikiem zastosowania czterech najistotniejszych kryteriów, z których każde wywiera zasadniczy wpływ na wybór rodzaju silnika, na jego technologię, wreszcie na jego konstrukcyjne przystosowanie wraz z osprzętem do przewidywanych warunków pracy.

Pierwsze kryterium — zależność pracy silnika od otaczającej atmosfery.

Schemat podziału silników lotniczych



wg mgr inż. St. A. Witkowskiego.

TL-53/55-41

Drugie kryterium — sposób użytkowania silnika.
Trzecie kryterium — położenie osi geometrycznej silnika podczas pracy.

Czwarte kryterium — sposób powodowania napędu i odmiany konstrukcyjne.

2. Podział w obrębie kryteriów

Pg pierwszego kryterium dzielimy silniki na:

1. zdolne do pracy tylko w atmosferze ziemskiej*) — czyli nieprzestrzenne,
2. zdolne do pracy zarówno w atmosferze jak i poza nią — czyli przestrzenne.

Pg drugiego kryterium dzielimy silniki na:

1. silniki jednorazowego użycia — czyli doraźne,
2. silniki częstotliwego użytkowania — czyli użytkowe.

Silniki doraźne dzielimy z kolei na:

- a. nieodłączane od statku — czyli nieodłączne,
- b. odłączane od statku — czyli odłączne.

Pg trzeciego kryterium dzielimy silniki na:

1. silniki pracujące tylko przy poziomym położeniu swej osi geometrycznej — czyli poziome,
2. silniki pracujące tylko przy pionowym położeniu swej osi geometrycznej — czyli pionowe.
3. silniki pracujące w obszarze zmienności położenia swej osi geometrycznej co najmniej o 90° — czyli wychylne,
4. silniki o osi geometrycznej krążącej podczas pracy — czyli krążące.

Zarys podziału całokształtu silników lotniczych, z dokładniejszym podziałem silników spalinowych pg czwartego kryterium — na schemacie. Należy jednak zaznaczyć, że nie wszystkie rozgałęzienia podziału całokształtu są dogodnie do przedstawienia na schemacie.

*) Lub podobnej, np. w atmosferze jakichkolwiek gazów obojętnych (o wartości ciepła właściwego zbliżonej do ciepła wł. azotu) zawierającej jednak także ok. 21% tlenu.

Artykuł wpłynął dnia 13 maja 1955.

Skrzynka Techniczna

Postęp techniczny w służbie człowieka

W dniu 21 lipca 1955 r., w przeddzień Święta Odrodzenia Polski, radzieccy budowniczości Pałacu Kultury i Nauki imienia Józefa Stalina przekazali uroczystym aktem klucze do gmachu Prezesowi Rady Ministrów, ob. Józefowi Cyrankiewiczowi. W skrzydle przeznaczonym na Muzeum Techniki, Naczelna Organizacja Techniczna, gospodarz tych pomieszczeń, urządziła wystawę pod nazwą „Postęp Techniczny w Służbie Człowieka“.

W dniu 30 lipca 1955 r. odbyła się konferencja redaktorów czasopism technicznych, na której zebranych zaznajomiono z założeniami i scenariuszem Wystawy, wskazując na trudności, na jakie natkną się przy realizacji, zwłaszcza zaś przy komponowaniu układu wystawy mającej przedstawić tytułową problematykę. Po kilkugodzinnym zwiedzaniu odbyła się ożywiona dyskusja, w czasie której uczestnicy konferencji „na gorąco“ informowali kierownictwo Wystawy o swych spostrzeżeniach oraz czynili krytyczne uwagi dotyczące zarówno ogólnego układu wystawy jak i szczegółów wykonawczych pokazu.

Przekonaliśmy się, w czasie późniejszych bytności na Wystawie, że wiele uwag, jakie padły podczas konferencji, uwzględniono. Lecz nie wszystkie. Wskazane przez nas wówczas przykładowo błędy ortograficzne zauważyliśmy bez zmian (właśnie w dziale lotniczym: kłapka *wywarzająca*). Nie poprawiono również błędów oznaczeń skrótów jednostek: DKG, KG, Kg, kg, t, g, obr./min., itp. Uważamy w dalszym ciągu, że ze względu na znaczenie dydaktyczne Wystawy i jej oddziaływanie na zwiedzającą młodzież, należy bezwzględnie przeprowadzić „retusz“ uwzględniający prawidłowość zastosowanych w objaśnieniach określeń, oznaczeń, skrótów, jednostek itp.

W czasie naszych odwiedzin Wystawy nasunęła się uwaga, która łączy się z głosami licznych rozmówców na mieście. Wystawa jest praktycznie niedostępna dla szerokiego rzesz. Sale świecą pustkami, zamiast gości mnogich, nie tylko młodocianych, zwiedzających, gularności lotów i liczby pasażerów przewiezionych oraz mapa

Sterowana przez kierownictwo Wystawy częstotliwość wycieczek gwarantuje tym, którzy już dostali się na Wystawę dobre i wyczerpujące jej obejrzenie. Wydaje nam się jednak, że można by zwiększyć przepustowość spełniając życzenia wielu chętnych, pragnących zapoznać się z eksponatami Wystawy.

Zapoznaliśmy się dokładnie z całą Wystawą, na tym miejscu zajmujemy się jednak jedynie częścią lotniczą. Spodziewamy się bowiem, że w technicznych czasopismach fachowych ukażą się uwagi dotyczące poszczególnych odpowiednich dziedzin techniki. Na tle pokazów innych dziedzin techniki musimy z przykrością stwierdzić, że pokaz lotniczy nie możemy uważać za udany. Aby umożliwić naszym Czytelnikom wysnuć samodzielnych wniosków podajemy poniżej tematykę tego pokazu. Rozpatrujemy dwa działy: jeden — w sali nr 2 „Transport“ — gdzie zawarte było lotnictwo dotychczasowe, i drugi — w sali nr 20 „Astronautyka“ — gdzie przedstawiono wizję niedalekiej już przyszłości lotnictwa.

Pokaz w dziale „Transport“ zawiera:

1. modele redukcyjne szybowców: Bydgoszczanka (z roku 1924), ABC, Salamandra, Sęp, Jastrząb, Jaskółka, Bocian, Mucha Ter, Kaczka, Nietoperz, Pionier;
2. modele redukcyjne samolotów: Pegaz, Szpak 4T, Zuch, PO 2, Il 12, Mig 15;
3. model latający z napędem gumowym odtworzony z odręcznego szkicu Czesława Tańskiego z końca XIX wieku;
4. model latający sterowany zdalnie wraz z aparaturą radiową;
5. silniki modelarskie: tłokowy ze śmigłem i odrzutowy;
6. plansza przedstawiająca przekrój samolotu odrzutowego;
7. dwie plansze obrazujące działalność PLL „Lot“: wykresy regularności lotów i liczby pasażerów przewiezionych oraz mapa

z oznaczonymi trasami linii lotniczych (3888 km krajowych linii lotniczych);

8. fotografia szybowca w chmurach wraz z informacją, że szybownictwo polskie znajduje się w czołowie światowej;

9. plansza obrazująca osiągnięcia naszego lotnictwa w okresie dziesięciu lat istnienia Polski Ludowej;

Służba zdrowia: 700 wylotów(?) z chorymi;

Leśnictwo: 190 891 ha — opylonych lasów;

Rolnictwo: 53 460 ha — opylonych upraw w walce ze stonką ziemniaczaną, 663 ha — opylonych upraw roślin strączkowych, 2 355 ton wysianych nawozów sztucznych, 31 000 litrów — rozpylonej cieczy na zaatakowane przez szkodniki sady, 1 780 kg — siarczanu miedzi dla oczyszczania zbiorników wody, 9 000 litrów — rozpylonej cieczy w akcji niszczenia chwastów;

Kartografia: (bez danych).

To wszystko!

Wymienione szczegółowo zestawienie pokazu lotniczego nie daje naszym zdaniem, odzwierciedlenia tytułowej problematyki całej Wystawy w odniesieniu do lotnictwa. Jedyne pokaz modeli szybowców może być obrazem naszego udziału w postępie; inne ekspozycje nie świadczą o tym.

Nie ma modeli samolotów używanych przez nasze lotnictwo, typu Junak, Zak lub prototypów CSS 10, CSS 11 i innych; brak modelu doświadczalnego śmigłowca GIL; brak informacji, modelu lub bodaj fotografii polskiego spadochronu wyczynowego SW-2; nie umieszczono żadnej wzmianki bodaj o sukcesach naszych szybowców na zagranicznych rynkach zbytu oraz o działalności naszych instruktorów, organizatorów i techników szybowcowych w Chinach; nie ma żadnych przejawów osiągnięć polskich uczonych i badaczy, racjonalizatorów i wynalazców, instytutów i zakładów doświadczalnych i wytwórczych; nie pokazano w ogóle ludzi, którzy tworzą postęp techniczny w naszym lotnictwie.

Pokaz wymieniony powyżej nie pozbawiony jest przy tym wielu usterek, z których wymienimy najważniejsze: nie wskazano skali modeli, a na oko widać, że nie są wszystkie wykonane w jednej (Salamandra jest chyba większa od pozostałych); kartki z objaśnieniami leżą nie zawsze przy właściwych modelach; niektóre modele pozostawiono w ogóle bez objaśnień, zwłaszcza dotyczy to modeli zawieszonych; nie znajdują uzasadnienia istnienia na pokazie modele Bydgoszczanki i Tańskiego; jeżeli umieszczono te ostatnie, to dlaczego pominięto wiele takich, które by również świadczyły mogły o historycznym rozwoju naszej myśli lotniczej; wykonanie rysunków na planszach obrazujących działalność lotnictwa w służbie zdrowia i rolnictwa razi oko lotnika, a mamy przecież grafików, będących lotnikami lub przynajmniej „czujących“ lotnictwo; przekrój samolotu odrzutowego wykazuje elementarne nieścisłości i uproszczenia rysunkowe, świadczące o braku właściwego źródła dla jego wykonania (w jego opisie objaśniającym znajdują się wskazane powyżej błędy ortograficzne); wskazano liczbę odznak szybowcowych, nie podając o jakie odznaki chodzi i spełnienia ja-

kich warunków wymaga ich zdobycie; brak danych o licznych rekordach naszych szybowców i skoczków spadochronowych, które figurują na tabelach osiągnięć międzynarodowych, a świadczą przecież o naszym wkładzie do postępu technicznego; brak liczb stwierdzających dobitnie o masowości naszego ruchu lotniczego i jego rozwoju w minionym dziesięcioleciu; nie pokazano żadnych eksponatów obrazujących powstanie ogromnej dziedziny rodzimego przemysłu lotniczego — przemysłu produkującego osprzęt i wyposażenie lotnicze, na użytek nasz własny i na eksport.

Pokaz w dziale „Astronautyka“ jest bardzo skromny i „lako- niczny“, ale i w tej postaci spełnia on już pewną rolę dydaktyczną, sygnalizując zwiedzającemu Wystawę istnienie problemów związanych z lotami kosmicznymi i wskazując pewne projekty rozwiązania ich w chwili obecnej. Plansze zawierające fotokopie publikacji nawiązują do dawnych legend, wskazują rolę Siemionowicza (błądnie nazywanego Siemionowiczem), oraz przedstawiają działalność Ciołkowskiego (wbrew znanym powszechnie własnym jego stwierdzeniom o polskim jego pochodzeniu — nazywanego Rosjaninem). Fotokopia listu A. Sternfelda do Uniwersytetu im. Marii Skłodowskiej-Curie w Lublinie świadczy o kontaktach naszych naukowców z uczonymi Związku Radzieckiego, zajmującymi się już od dawna problemami astronautyki. Plansze i modele objaśniają w sposób poglądowy warunki lotu i oderwania się od globu ziemskiego rakiet kosmicznej oraz sztucznego satelity. Fotografie różnych budowanych już obecnie rakiet, przedstawiające je podczas startów, pokazano bez objaśnień. Ciekawe informacje dotyczące sztucznego satelity o średnicy 1 metra, tzw. „Myszy“ zawierają opis techniczny wraz ze szkicem wskazującym szczegóły konstrukcji oraz rozmieszczenia urządzeń pomiarowych i transmisyjnych; pokazują również sposób transportu satelity na orbitę za pomocą trójstopniowej rakiet. Zestawienia typów silników dla rakiet kosmicznych podają krótkie informacje o silnikach już istniejących oraz projektowanych obecnie na najbliższą przyszłość. Schematyczny rysunek projektu reaktora atomowego dla rakiet kosmicznej objaśnia budowę takiego przyszłościowego silnika. Fotografie wykonywane z rakiet wysyłanych w ostatnich latach na duże wysokości oraz model dwustopniowej rakiety do lotów doświadczalnych w granicach atmosfery ziemskiej są ciekawym dopełnieniem tego pokazu, ale pożądane byłoby dodanie drukowanych opisów objaśniających.

Spodziewamy się, że Wystawa w trakcie swego przewidzianego rocznego trwania będzie ulegać przeobrażeniom, mającym doprowadzić cały pokaz do uzyskania stanu bliskiego doskonałości. Liczymy też, że i pokaz lotniczy również zmieni swoje oblicze, stając się rzeczywistym odzwierciedleniem postępu technicznego lotnictwa i naszego udziału w światowym jego rozwoju.

S. M.

Nowości techniczne

Wskaźniki zmęczenia materiału*)

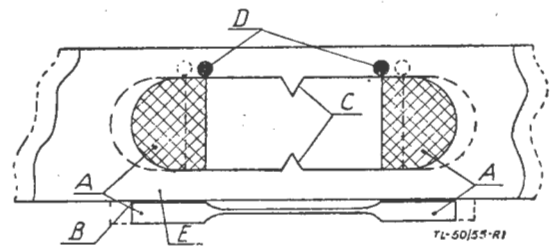
Zmęczenie materiału, tak dobrze znane w różnych dziedzinach techniki, zaczyna odgrywać coraz większą rolę w konstrukcji nowoczesnych samolotów. Zwłaszcza obecne samoloty komunikacyjne są już tak forsownie eksploatowane, że osiągnięcie 10 000 — 30 000 godzin pracy w powietrzu przez poszczególne płatowce nie należy już do rzadkości. Ten długi okres pracy daje tak wielką liczbę zmian obciążeń, że nawet elementy poprawnie skonstruowane i wykazujące zadowalającą wytrzymałość statyczną mogą ulec zniszczeniu. Natura uszkodzeń zmęczeniowych jest tego rodzaju, że początkowa faza uszkodzenia ma charakter mikrokryształiczny, jest niewidoczna i bardzo trudna do wykrycia, czas zaś od mikropęknięcia aż do wystąpienia zupełnego zniszczenia elementu jest stosunkowo krótki, toteż normalne przeglądy okresowe nie zabezpieczają konstrukcji przed uszkodzeniami zmęczeniowymi. Zwłaszcza koncentracja naprężeń spowodowana bądź przez niewłaściwą konstrukcję bądź przez wadliwą technologię bardzo silnie osłabia odporność elementów płatowca na zmęczenie.

Nic więc dziwnego, że wielu specjalistów pracuje nad rozwiązaniem urządzeń, które mogłyby ułatwić zmęczeniową kontrolę sprzętu lotniczego. Takie urządzenie musi uwzględniać właściwości materiału, wielkość naprężeń oraz ich zmienność w czasie użytkowania danego elementu płatowca. Obliczenia teoretyczne nie dają dostatecznej pewności i dokładności z uwagi na trudność i złożoność zagadnienia oraz niemożność dokładnego przewidzenia warunków użytkowania danego egzemplarza samolotu.

Opiszemy poniżej dwa proponowane urządzenia, odznacz-

ające się dużą prostotą i łatwością użycia; uwzględniają one wyżej zestawione wymagania.

Rys. 1 przedstawia próbkę A, wykonaną z tego samego materiału co i element kontrolowany E, przy czym ta próbka jest przyklejona, przylutowana lub tp. do E. Próbką jest ma-

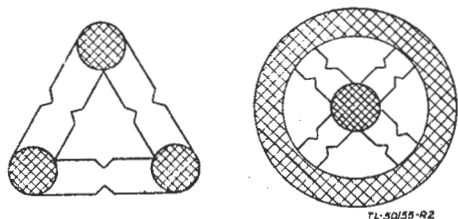


Rys. 1

ła, długość wynosi 12 do 25 mm. W części scienionej są wykonane dwa karby powodujące koncentrację naprężeń w próbce. W czasie pracy zespołu próbka jest narażona na te same obciążenia co i element E, przy czym dzięki małym wymiarom próbka nie deformuje warunków pracy elementu E. Tak np. gdy element E jest rozciągany, punkty D przechodzą w położenia oznaczone liniami przerywanymi, tak samo zresztą jak próbka A i element E. Tak więc zmęczenie całego zespołu będzie przebiegało w ten sam sposób, z tym jednak, że próbka ulegnie wcześniejszemu zniszczeniu niż element E wskutek działania karbów C. Jeżeli podczas kontroli okresowej sprzętu zostanie zauważone zniszczenie próbki na danym elemencie płatowca to zostaje on wycofany z ruchu, gdyż

*) Opracowane wg „Aeroplane“ z dn 29-4-55 i „Aeronautics“ Nr 7-55.

zmęczenie jest już daleko zaawansowane. Próbkki są umieszczane w wielu miejscach tam, gdzie uszkodzenie może odbić się bezpośrednio na bezpieczeństwie całego samolotu.



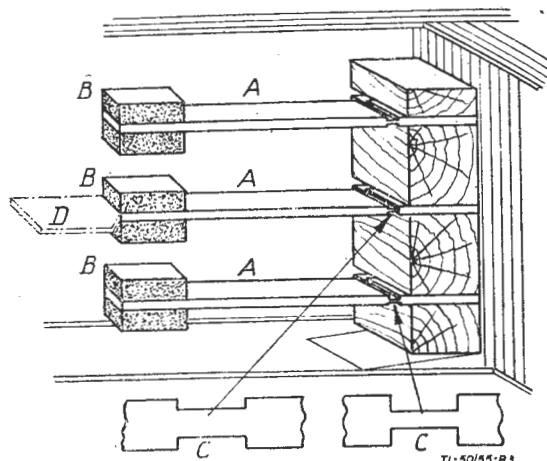
Rys. 2

W miejscach, gdzie kierunek naprężeń jest nieznan lub też zmienia się w czasie użytkowania mogą być stosowane próbki przedstawione na rys. 2. Dla zbadania prawidłowości wskazań próbki, konieczne jest przeprowadzenie próby zmęczeniowej zespołu na wstrząsarce.

Inne rozwiązanie przedstawiono na rys. 3. W określonym miejscu płatowca np. na dźwigarze skrzydłowym umieszcza się zespół składający się z kilku płaskich próbek A, grających rolę sprężyn, na ich końcach są umieszczone ciężarki B, próbki są zaopatrzone w wycięcia C; w celu uzyskania różnej sztywności te wycięcia mają różne wymiary. Próbkki mogą być jeszcze zaopatrzone w skrzydełka tłumiące D, wtedy można realizować drganie z określonym tłumieniem aerodynamicznym. Układ taki, umieszczony na elemencie pracującym samolotu, wykonuje drgania, zależne od warunków obciążenia samego samolotu, przy czym próbki o różnych wycięciach C pokrywają wchodzące pod uwagę rezonansy. Zmęczenie próbek jest w określonym stosunku do obciążeń zmęczeniowych elementów płatowca. Odpowiednie dobranie kształtów próbek

jest przeprowadzane w czasie próby zmęczeniowej całej konstrukcji płatowca.

O ile pierwsze opisane urządzenie pozwala na wykrywanie lokalnych uszkodzeń, to urządzenie drugie pozwala sądzić o zmęczeniu konstrukcji jako całości.



Rys. 3

Własności dynamiczne i wytrzymałościowe próbek muszą być tak dobrane, aby ulegały one zniszczeniu zanim konstrukcja zabezpieczana dozna niebezpiecznych uszkodzeń zmęczeniowych.

Obydwa opisane urządzenia w eksploatacji będą bardzo proste, wymagają jednak przeprowadzania kosztownych i uciążliwych prób zmęczeniowych, w wyniku jednak otrzymamy zabezpieczenie cennego sprzętu lotniczego i zwiększymy tym samym pewność ruchu.

R. L.

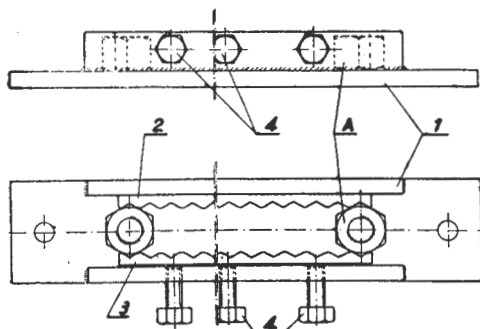
Przeglądamy usprawnienia...

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

Przyrząd do mocowania nakrętek do frezowania rowków na zawleczki

(Kl. 49 b; nr 0 — 1718; Z. nr 9) Kazimierz Przyborek

Dotychczas nakrętki sześciokątne mocowano pojedynczo



w imadle maszynowym celem wyfrezowania w nich rowków na zawleczkę.

W celu umożliwienia mocowania nakrętek do obróbki w większej liczbie na raz zastosowano w myśl usprawnienia przyrząd uwidoczniony na rysunku.

Przyrząd ten składa się z korpusu 1, wykonanego w kształcie korytka, oraz listew 2 i 3 z nacięciami, za pomocą których nakrętki A zostają uchwycone przez wkręcenie śrub 4.

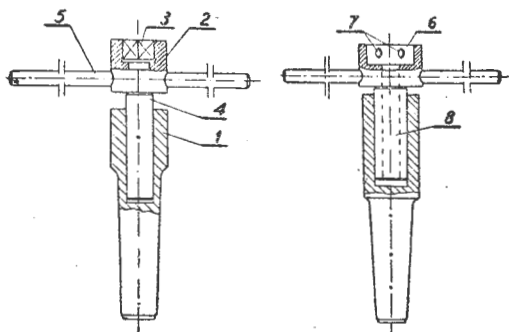
Po wprowadzeniu w życie powyższego usprawnienia czas obróbki został znacznie skrócony.

Przyrządy do zachowania współosiowości gwintów przy gwintowaniu narzynką lub gwintownikiem na tokarce

(Kl. 49 e; nr 0 — 1725; Z. nr 9) Edward Batowski, Jan Bożek

Przy nacinaniu gwintów na tokarce za pomocą gwintownika lub narzynki mocowano dotychczas podlegający gwintowaniu przedmiot w uchwycie obrabiarki, a gwintownik osadzano w pokrytce podpierając ją z tyłu kłem konika. Sposób ten, ze względu na niemożliwość dostosowania posuwu konika do skoku gwintu powodował rozbitcie względnie podcięcie pierwszych zwojów gwintu. Podczas gwintowania narzynką, osadzoną w oprawce współosiowości gwintu wyczuwano w rękach, utrzymując ją w położeniu prostopadłym do osi obracającego się przedmiotu, co nie mogło być miernikiem dokładności.

Celem zabezpieczenia się przed powyższymi usterkami zastosowano według usprawnienia odpowiednie przyrządy zapewniając współosiowość gwintu (rys. 1 i 2).



Rys. 1.

Rys. 2.

Przyrząd do gwintowania gwintownikiem (rys. 1) składa się z prowadnicy 1 zakończonej stożkiem dostosowanym do tulei konika, oprawki 2 posiadającej otwór 3 o przekroju kwadratowym dla osadzenia gwintownika i odpowiedniej długości trzonu cylindryczny 4 luźno obracający się podczas gwintowania w otworze prowadnicy 1, a służący do współosiowego prowadzenia oprawki 2. Trzpień 5 służy do przytrzymywania gwintownika przed obracaniem się podczas gwintowania.

Przyrząd do gwintowania narzynką (rys. 2) jest analogiczny. Posiada on, zamiast otworu kwadratowego, otwór okrągły 6

odpowiadający zewnętrznej średnicy narzynki oraz wkręty 7 do zamocowania jej. Trzon 8 zaopatrzono w otwór przelotowy dla przejścia nagwintowanego końca przy długich gwintach.

Opisane przyrządy, zapewniając współosiowość gwintów, przyczyniają się do podniesienia jakości produkcji.

Powlekanie rysunków lakierem acetonowym

(Kl. 57 b; nr 0 — 1746; Z. nr 9) Włodzimierz Pieczka.

Rysunki warsztatowe w krótkim czasie ulegają zniszczeniu albo stają się nieczytelne na skutek zatłuszczenia lub zabrudzenia przez pracowników, co powoduje pomyłki przy odczytywaniu oraz braki produkcyjne.

W celu przedłużenia trwałości rysunków zastosowano w myśl usprawnienia powlekanie ich jedno- lub dwustronnie lakierem acetonowym bezbarwnym za pomocą rozpylania. Z rysunku, utrwalonego w ten sposób, można w każdej chwili zmyć wodą wszelkie plamy, odciski palców itp., nie wywołując uszkodzeń i zachowując jego pierwotną formę i świeżość. Wszelkie poprawki, dopiski, uwagi itp., dokonane na rysunku przed zalakierowaniem, są trwałe widoczne nawet w przypadku użycia ołówka, natomiast po powleczeniu lakierem nie można już nic dopisać ani wymazać, co uniemożliwia ewentualne nadużycia.

Koszt powleczenia lakierem rysunku amortyzuje się w krótkim czasie całkowicie, zastosowanie zaś jest szczególnie opłacalne dla produkcji stałej lub wielkoseryjnej, dając również oszczędność w zużyciu papieru światłoczułego.

S. M.

Na półkach księgarskich

Sprawocznajza kniga po rasczotu samolota na procnost', M. F. Astachow, A. W. Karawajew, S. Ja. Makarow i Ja. Ja. Suzdalcew, Oborongiz, 1954 r., stron 708.

Jest to kolejne trzecie wydanie podręcznika obliczeń wytrzymałościowych samolotu, opracowane w większości na nowo i uwzględniające ostatnie osiągnięcia w tej dziedzinie. Równocześnie autorzy starali się cały materiał opracować w postaci jak najprostszej i najwygodniejszej do bezpośredniego korzystania przy obliczeniach. Dlatego też w tekście podane są zasadniczo tylko takie wzory obliczeniowe i zebrane dane liczbowe, które w mniejszym lub większym stopniu niezbędne są w czasie praktycznych obliczeń, a równocześnie dostatecznie zostały sprawdzone w praktyce. Zebrany materiał ujęty jest w sześciu częściach zawierających łącznie trzydzieści sześć rozdziałów. W części pierwszej zawarte są najczęściej potrzebne tablice i wzory matematyczne, zestawienia miar i geometryczne charakterystyki przekrojów. W drugiej części dane są własności wytrzymałościowe i fizyczne wszystkich najczęściej stosowanych materiałów konstrukcyjnych i dane konstrukcyjne półfabrykatów i podstawowych elementów konstrukcji. Dalsze części książki zawierają kolejno: wytrzymałość materiałów łącznie z obliczaniem krat, ram, belek krzywych, łuków, sprężyn i pierścieni, obliczanie płyt i rur, obliczanie zespołów samolotu, jak skrzydła, kadłub, podwozie, łoża silnikowe, usterzenia i lotki, klapy itp. Ostatnia część omawia amortyzację podwozia. Treść uzupełniona jest licznymi (ponad 670) wykresami i rysunkami oraz około 150 tabelami. Rozdziały książki dotyczące nowych zagadnień technicznych napisane są bardziej szczegółowo, w miejscach zaś, gdzie stosowane są nowe lub znane wzory, zaznaczano w odsyłaczach literaturę źródłową.

L. S.

Tieczienija szimajemoj židkosti, R. Zauer, tłum. z franc. na ros. A. A. Pomierancew, Izdatielstwo Inostrannoj Literatury, 1954 r., stron 312.

Książka stanowi rozwinięcie pracy autora pod tytułem „Wstęp do dynamiki gazów” z roku 1947. Wydanie francuskie z roku 1951, z którego dokonano tłumaczenia na rosyjski, było tłumaczone z rękopisu niemieckiego. Książka obejmuje zakres nieustalonych ruchów gazu i daje przegląd licznych metod badania przepływów gazu, przy czym na równi z metodami analitycznymi autor opisał również metody rachunkowe i wykresalne. Treść książki podzielona została na siedem części, składających się łącznie z trzydziestu pięciu rozdziałów. Obejmuje ona takie zagadnienia, jak teoria przepływów liniowych ustalonych i nieustalonych, dokładna teoria ustalonych przepływów naddźwiękowych, ciągłe fale ściskania, dokładna teoria ustalonych przepływów poddźwiękowych, podstawowe prawa fal uderzeniowych i fale uderzeniowe w przepływach ustalonych i nieustalonych. Jako uzupełnienie rozpatrzono w książce szereg zadań dotyczących między innymi różnych przypadków opływu płaskich profili i ciał obrotowych, przepływy ustalone i nieustalone w rurach, wpływ strumienia gazu z dysz, oddziaływanie fal na ścianki oraz zjawiska detonacji.

Wyposażenie samolotu, Część I — Przyrządy pokładowe i ich zabudowa na samolocie, mgr inż. Kazimierz Głębiński, Państwowe Wydawnictwo Naukowe, 1955 r., stron 512.

Omawiany skrypt przeznaczony jest w zasadzie dla studentów Wydziału Lotniczego Politechniki Warszawskiej, jednakże dzięki

znacznemu rozszerzeniu zawartego w nim materiału służyć będzie również pracownikom naszego przemysłu lotniczego, zarówno w pracy konstrukcyjnej, jak i przy użytkowaniu osprzętu. Metodyczny, jasny wykład poparty przejrzystymi schematami i licznymi rysunkami oraz danymi zebranymi w tabelach, pozwoli na szerokie wykorzystanie skryptu. Treść zawarto w dziewięciu rozdziałach, o następującej tematyce: ogólne wiadomości o lotniczych przyrządach pokładowych, przyrządy zespołu napędowego, przyrządy pilotażowe ciśnieniowe, przyrządy nawigacyjne, przyrządy giroskopowe, piloty automatyczne, przyrządy pokładowe płatowcowe i różne, zabudowa przyrządów pokładowych na samolocie, dane liczbowe obejmujące zestawienia materiałów stosowanych w budowie przyrządów pokładowych, wymiary gabarytowe i charakterystyczne dane przyrządów pokładowych typowych oraz pomocnicze tablice liczbowe do przeprowadzania kontroli przyrządów pokładowych. — W bardzo starannie opracowanym skrypcie dostrzegliśmy następujące usterki: rys. VIII-18 — błędne wymiary wywinięcia blachy dla usztywnienia brzegów tablicy pokładowej; rys. I.36 — błędne wymiary obejm montażowych; rys. II-47 — brak końcówki puszki do ciśnienia statycznego (11 — błędnie oznaczone); Bernouilli zamiast Bernoulli, Brigs zamiast Briggs; odnośnik na str. 11 nie ma powiązania z tekstem, itp.

S. M.

Rakietnyje dwigatielej (osnowy teorii i konstrukcja židkostonrieaktywnych dwigatielej), D. Safton, Izdatielstwo Inostrannoj Literatury, 1952 r., stron 327.

Jest to przekład z drugiego wydania amerykańskiego z roku 1949. Praca jest wartościowa ze względu na objęcie szerokiego zakresu zagadnień związanych z projektowaniem, pracą i zastosowaniem silników rakietowych na paliwa ciekłe. Autor podał fizyczne podstawy zjawisk zachodzących w tym typie silników, przykład obliczenia silnika rakietowego, szereg wielkości fizycznych ważnych przy projektowaniu silników, fizyko-chemiczne parametry paliw, stałe i współczynniki reakcji chemicznych zachodzących w silnikach w temperaturach rzędu ponad 3000°C itp. Ważny jest również materiał podany w osobnym rozdziale a dotyczący instalacji zasilania paliwem oraz metody obliczeń i zasady projektowania zespołów pomp odśrodkowych. Dla objęcia całości zagadnienia uzupełniono treść ostatnim rozdziałem zawierającym opisy silników rakietowych na paliwa stałe (prochowe). Osobne rozdziały omawiają także zagadnienia jak charakterystyki w locie silników i aparatów z silnikami rakietowymi, badanie silników rakietowych i postępy techniczne w dziedzinie silników rakietowych. Książka przeznaczona jest zarówno dla specjalistów budowy silników jak i dla szerszego kręgu czytelników.

L. S.

Osnowy radiolokacji, W. S. Nielepiec i G. B. Biełocierkowski, Oborongiz, 1954 r., stron 303.

W książce tej wyłożone są zasady i metody stosowane w radiolokacji oraz opisane są urządzenia i prace stacji radiolokacyjnych, rozpatrywane są również zagadnienia wytwarzania i wysyłania fal ultrakrótkich. Treść podzielona jest na trzy części, składające się łącznie z siedmiu rozdziałów. Poszczególne części książki zawierają podstawy techniki bardzo wysokich częstotliwości wraz z zagadnieniami urządzeń antenowych i wysyłania fal oraz elektronika dużych częstotliwości, w drugiej części podane są podstawy radiolokacji i radiotechniki impulsów oraz zagadnienia modulacji wysokich częstotliwości. Trzecia część daje opisy stacji radiolokacyjnych,

zasady pomiaru współrzędnych i radiolokacji wtórnej. Treść uzupełniona jest ponad trzystu rysunkami, schematami i wykresami. Dodatek zawiera słownik podstawowych nazw i określeń z omawianej dziedziny. Książka przeznaczona jest dla słuchaczy wyższych szkół technicznych.

L. S.

Radionawigacja lotnicza, Janusz Badowski, prof. inż. Franciszek Janik, Wydawnictwa Komunikacyjne, 1954 r., stron 304.

W książce omówiono podstawowe wiadomości teoretyczne z dziedziny radiotechniki, podano zasady radionawigacji i radiolokacji, wskazano sposoby dokonywania namiarów i opisano radiolaternie.

Dziewięć rozdziałów ujmuje treść według następujących tematów: fale elektromagnetyczne, odbiór kierunkowy, błędy odbioru kierunkowego, radionamiary, zastosowanie namiarów obcych w locie, praktyczne zastosowanie radionamiarów własnych, lądowanie w złych warunkach atmosferycznych, radiolokacja (radar), radiolaternie. Przy przeglądaniu książki starannie wydanej, znaleźliśmy niektóre, rugowane już zresztą powszechnie, wyrażenia gwarowe: zyrobosola, skręt (ale bywa i prawidłowy zakręt), strzałka (zamiast wskazówka) radionamiernika, spiker, marker, stoper, wskaźnik trawersu itp. Przystwojenie zawartego w książce materiału ułatwiają liczne przejrzyste rysunki i schematy.

S. M.

Kronika

Konferencje naukowe Polskiej Akademii Nauk

W dniach od 1 do 14 lipca rb. odbyła się w Karpaczu Konferencja Naukowa zorganizowana przez Pracownię Teorii Sprężystości, Plastyczności i Reologii Zakładu Mechaniki Ośrodków Ciągłych Instytutu Podstawowych Problemów Techniki PAN pod kierownictwem prof. dr inż. W. Olszaka.

Celem Konferencji było zapoznanie uczestników z pracami prowadzonymi przez poszczególne ośrodki naukowe w zakresie teorii sprężystości, plastyczności i reologii.

Wygłoszono około 25 referatów. Poniżej przytaczamy te tytuły, które naszym zdaniem mogą zainteresować Czytelników „Techniki Lotniczej”:

- Prof. dr M. Bieniek — „Płyta z żebrami niesymetrycznymi”
 Prof. dr J. Leyko — „Teoria powłok”
 Z-ca prof. mgr inż. J. Madejski — „Wyboczenie pręta przyzmatycznego jako zagadnienie dynamicznej plastyczności”
 Prof. dr J. Naleszkiewicz — „Kwantowość w zjawiskach dynamicznych zachodzących w mechanicznych układach makroskopowych”
 Prof. dr W. Nowacki — „O pewnych zagadnieniach brzegowych w teorii sprężystości”
 Mgr inż. Z. Olesiak — „Stan naprężenia i odkształcenia sprężystego zginanej, cienkościennej rury o przekroju soczewkowym”
 Prof. dr W. Olszak — „O zastosowaniu odwzorowania inwersyjnego w teorii plastyczności”
 Prof. dr W. Olszak, mgr inż. W. Urbanowski, mgr inż. M. Zyczkowski — „Niejednorodność powłoki grubościenna w stanie sprężysto-plastycznym”
 Prof. dr T. Pełczyński — „Naprężenia i odkształcenia w szybie rozciąganej próbki metalowej”
 Mgr inż. J. Pindera — „Niektóre prace z zakresu doświadczalnej analizy naprężeń i odkształceń wykonane w pracowni Analizy Naprężeń i Odkształceń Z. M. O. C.”
 Doc. dr J. Rutecki — „Skręcanie rury cienkościennej o przekroju prostokątnym poza granicą sprężystości”
 Prof. dr J. Szmelter — „Zastosowanie rachunku różnic skończonych do powłok kołowo symetrycznych”
 Kand. n. t. W. Truszkowski — „Odkształcenie metali plastycznych w próbie rozciągania i twardości”
 Mgr inż. W. Urbanowski — „Elasto-plastyczne odkształcenia kuli poddanej działaniu ciśnienia wewnętrznego”
 Mgr inż. M. Zyczkowski — „Nośność graniczna rury grubościenna w najogólniejszym przypadku kołowo symetrycznym”.
- Konferencję zaszczyli swą obecnością: prof. uniwersytetu w Pekinie dr Chien Wei-Zang i prof. A. Kuhel, rektor uniwersytetu w Lublinie. Goście wygłosili następujące referaty:
 Prof. Chien Wei-Zang — „Zagadnienia dużych ugięć płyty kołowej”
 Prof. Kuhel — „Niektóre zagadnienia teorii powłok”.

Większość referatów była na wysokim poziomie i odznaczała się silną podbudową matematyczną. Ożywione dyskusje, które powstawały po poszczególnych referatach przyczyniły się do lepszego ich przyswojenia.

*

W okresie od 18 do 31 sierpnia rb. odbyła się w Międzyzdrojach druga z kolei Konferencja Naukowa Pracowni Mechaniki Cieczi i Gazów Zakładu Mechaniki Ośrodków Ciągłych Instytutu Podstawowych Problemów Techniki PAN. Celem Konferencji było zapoznanie uczestników z dorobkiem naukowym Pracowni, przeprowadzenie twórczej krytyki poprzez dyskusję nad wygłoszonymi referatami i to zarówno od strony merytorycznej jak też od strony formy oraz danie możliwości wymiany myśli i doświadczeń pomiędzy ośrodkami pracy naukowej, reprezentowanymi na Konferencji. Większość przedstawionych referatów stanowiła prace oryginalne, pozostałe miały charakter sprawozdawczo-kompilacyjny. Poruszane były zagadnienia fal uderzeniowych, aerodynamiki molekularnej, metod matematycznych, postawiono kilka zagadnień problemowych oraz omówiono wyniki pewnych prac doświadczalnych.

Lista wygłoszonych referatów przedstawia się następująco:
 Prof. dr Julian Bondar — „Uogólnienie pojęcia fali prostej na nieustalone ściśliwe przepływy płaskie i osiowo-symetryczne”
 Kand. n. t. Wojciech Brzozowski — „Niektóre problemy przepływów przez palisady łopatek na tle dotychczasowych doświadczeń pracowni i laboratorium przepływów Zakładu Maszyn Wirnikowych Polskiej Akademii Nauk w Gdańsku”
 Prof. dr Jerzy Bukowski — „Perspektywy zastosowania śmigieł nadźwiękowych”
 Prof. dr Stefan Drobot — „O zasadach wariacyjnych hydromechaniki”

Mgr inż. Antoni Jakubowski — „Analiza przepływu w tunelu przydźwiękowym”
 Mgr inż. Andrzej Krzywicki — „O sile wywieranej na przeszkodę przez ciecz lepka, ściśliwa i o niemożliwości ruchu ustalonego”

Mgr inż. Ryszard Lewandowski — „Modelowe badanie korkociągu”
 Prof. dr Michał Łunc — „Opór małej płaskiej ścianki (zimnej) w strumieniu gazu rozrzedzonego, z uwzględnieniem średniej drogi swobodnej molekuł”

Prof. dr Michał Łunc, prof. dr Jan Luboński — „O pewnej analogii między aerodynamiką molekularną a teorią rozpraszania promieniowania”

Mgr inż. Jerzy Ostrowski — „Właściwości aerodynamiczne płatów skośnych”

Mgr inż. Włodzimierz Prosnak — „O fali uderzeniowej w źródle płaskim”

Mgr inż. Jan Rościszewski — „O metodach obliczania oddziaływania fali rozrzedzonej na falę uderzeniową”

Mgr inż. Zdzisław Szymański — „Zagadnienie przepływu gazu silnie rozrzedzonego”

Mgr inż. Andrzej Szaniawski — „Prędkość dźwięku i jego tłumienie w mieszaninie cieczy z drobnymi pęcherzykami gazu”

Mgr inż. Józef Smigielski — „Niektóre źródła błędów przy pomiarach prędkości w przepływach silnie zaburzonych metodą sond oporowych”

Kand. n. t. Henryk Walden — „Badanie współczynnika oporów hydraulicznych rur przemysłowych dla przepływów nieizotermicznych”

Mgr inż. Józef Więckowski — „O równaniach ruchu cieczy rzeczywistych”

Mgr inż. Jerzy Wolf — „Przemiany termodynamiczne zachodzące w eżektorze gazowym”

Mgr inż. Stanisław Wójcicki — „Wybrane zagadnienia z dziedziny spalania w silnikach odrzutowych”

Mgr inż. Roman Zelazny — „Wpływ efektów kwantowych na strukturę fal uderzeniowych gazów dwuatomowych”.

Z radością należy stwierdzić, że 15 z wyżej wymienionych referentów to młodzi pracownicy nauki, którzy wykazali się wieloma śmiałymi koncepcjami, dobrym opanowaniem materiału i w większości wzorową formą przedstawiania prac.

Podsumowując wyniki obrad należy stwierdzić, że tegoroczna Konferencja była lepiej przygotowana i wywołała większe zainteresowanie niż z ubiegłego roku. Znacznie więcej było prac oryginalnych, aczkolwiek nie wszystkie stanowiły opracowania skończone. Niektórzy referenci referowali prace zaplanowane na parę lat i przedstawiali wyniki dotychczas osiągnięte. Zwrócono uwagę na jak najbardziej krytyczne przyjmowanie prac obcych. Odnośnie układu prac podkreślono znaczenie przejrzystości i zwartości budowy. I tak każda praca winna składać się z następujących członów:

- cel i znaczenie praktyczne pracy,
- omówienie literatury i osiągnięć własnych,
- omówienie użytych metod, założeń oraz uproszczeń,
- przedstawienie wyników i analiza dokładności,
- ewentualny dalszy pożądany tok pracy.

Wysiłki Pracowni powinny iść w następujących kierunkach: aerodynamika, fale uderzeniowe, przepływ przydźwiękowy, aerodynamika molekularna i zagadnienia filtracji. Należy przy tym zwiększyć ilość prac eksperymentalnych i zwrócić uwagę na współpracę z przemysłem oraz większą przydatność praktyczną prowadzonych prac.

Omawiano również udział Pracowni w Międzynarodowej Konferencji Hydro- i Aerodynamiki, jaka ma się odbyć w przyszłym roku w Brukseli.

W Konferencji brali również udział goście zagraniczni, a mianowicie wyżej wymienieni: prof. Chien Wei-Zang oraz prof. Kuhel. Brali oni żywy udział w obradach, przy czym wnieśli szereg cennych spostrzeżeń i uwag. W podsumowaniu wyników Konferencji zabrał głos również prof. Chien, wyrażając się z uznaniem o polskich pracownikach naukowych i udzielając szereg cennych wskazówek odnośnie metodyki prac naukowych oraz powiązania ich z potrzebami życia gospodarczego kraju.

Abym szersze grono zainteresowanych mogło zapoznać się z przedstawionymi pracami, będą one wydane w wydawnictwach PAN. Na marginesie należy tu zwrócić uwagę, że dotychczasowe tempo wydawania prac z poprzedniej konferencji jest za małe. Mimo że upłynął już rok, ukazało się zaledwie kilka spośród 11 wygłoszonych prac. Szybkie i kompletne wydanie wygłoszonych na obu konferencjach referatów pozwoli na lepsze wykorzystanie materiału przez uczestników oraz tych wszystkich, którzy w konferencjach udziału nie brali. Jednocześnie będzie możliwa dyskusja w szerszym gronie, co niewątpliwie przyczyni się do bardziej wnikliwej i pełniejszej analizy przedstawionych prac.

J. L., R. L.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK V

WARSZAWA, LISTOPAD – GRUDZIEŃ 1955

Z E S Z Y T 5

W Przeglądzie Dokumentacyjnym Lotnictwa stosowana jest klasyfikacja dziesiętna. Gwiazdkami, obok liczb porządkowych oznaczone są publikacje znajdujące się w Bibliotece Instytutu Lotnictwa.

102* 533.69
Adams M., Sears W.: Teoria opływu cienkich ciał. „Teoria obtłoczenia tonkich ciał”. *Miechanika*, Nr 1 (23) 1954, s. 9; B5, 22 str., 6 rys., 4 wykr., 42 poz. bibl. — Przedstawiono przybliżoną teorię opływu cienkich kadłubów i skrzydeł, stworzoną przez Munka i Jonesa, rozszerzenie teorii na ciała niecylicyndryczne (dla opływu poddźwiękowego i naddźwiękowego), obliczenie ciśnień i sił oraz uogólnienie teorii na opływy niestabilne. Pokazano, że traktując rozwiązania Jonesa dla cienkiego skrzydła jako pierwszy człon rozwinięcia potęgowego wg parametru szerokości (np. wydłużenia), można rozwiązać bardziej dokładną teorię, po wprowadzeniu pewnych dodatkowych członów. Powstała w ten sposób teoria „nie bardzo cienkich” płatów, zastosowano do zbadania pewnych praktycznych problemów, np. kształtu płata naddźwiękowego, zapewniającego minimum oporu. Ocena dokładności otrzymanych wyników. Artykuł jest tłumaczeniem z: „*J. aero. Scien.*”, t. 20, Nr 2, luty 53, A. Jakubowski.

103* 533.691
Willy A.: Rozwiązanie 2 rzędu — zagadnienia drgającego, dwuwymiarowego, naddźwiękowego płata. „Rieszenie zadaci o kolebanjach dwumernowo swierchzwwukowowo kryła wo wtorem približeniji”. *Miechanika*, Nr 1 (23), 1954, s. 49; B5, 20 str., 2 rys., 7 wykr., 15 poz. bibl. — Praca przedstawia rozwiązanie drugiego rzędu dla sił i momentów wytworzonych przez drgający, dwuwymiarowy płat o dowolnym profilu. Rozwiązanie — ważne do 2 rzędu ze względu na kąt natarcia i grubość — otrzymano za pomocą iteracji. W 1 części pracy wprowadzono rozwinięcie potencjału prędkości w postaci przybliżonego szeregu potęgowego, rozwiniętego według częstości drgań. W 2 części pracy otrzymano rozwiązanie 2 rzędu ze względu na kąt natarcia i częstość drgań. Stwierdzono, że człony drugiego rzędu mają stosunkowo silny wpływ na rozwiązanie końcowe, w szczególności przy obliczaniu momentu podłużnego. Obliczono moment tłumiaczy dla profilu o grubości 7% i porównano wynik z angielskimi danymi doświadczalnymi, stwierdzając, że rozwiązanie 2 rzędu wykazuje znacznie lepszą zgodność, aniżeli obliczenia otrzymane na podstawie teorii zlinearyzowanej (1 rzędu). Artykuł jest tłumaczeniem z „*J. aero. Scien.*”, t. 19, Nr 10, paźdz. 52, A. Jakubowski.

104* 533.691.13
Dorrens U.: Opływ różnych profili w płaskim strumieniu przy wysokich liczbach Macha. „Obtłoczenie razlicznych profilej płaskim potokom pri bolszich czislach M.” *Miechanika*, Nr 6 (22), 1953, s. 49; B5, 14 str., 2 rys. 6 wykr., 1 tabl., 19 poz. bibl. — Ułożono szereg równań, na podstawie których można dosyć dokładnie obliczyć wszystkie siły aerodynamiczne działające na proste zaostrzone profile w zakresie liczby Macha 3—12. Teoria ta specjalnie stosuje się do dalekosieżnych pocisków lecących na znacznych wysokościach. W. Narkiewicz.

105* 533.6:621.428
Jablónik R. M.: Właściwe działanie turbinyowej palisady profilowej. „Ob obratnom wlijanii turbiniowych rieszetok profilej.” *Wiestn. maszynostr.*, t. 33, Nr 8, sierp. 53, s. 5; A4, 5 str., 3 rys., 5 wykr. Szczegółowa analiza równo przepływu przez palisadę wieńca turbiny wykazuje, że wielkość reakcji jednego wieńca profilu na drugi zmienia się znacznie wzdłuż promienia i zmienność ta występuje szczególnie ostro przy małych odległościach wieńców. Wyjaśnia to w dużej mierze zjawisko drgań łopatek turbinowych. W. Narkiewicz.

106* 533.6.011.5
Przepływ hyperdźwiękowy o liczbie Macha 10. „Hypersonic flow at a Mach number of 10”. *J. appl. Phys.*, t. 22, Nr 2, luty 51, s. 220; A4, 2 str., 2 fot., 1 rys., 1 wykr., 1 poz. bibl. — Opis dyszy i przestrzeni pomiarowej o średnicy 5 cm służących do wytwarzania i badania strumienia naddźwiękowego o liczbie Macha 10. Zalety i wady użytej dyszy w postaci stożka o kącie wierzchołkowym 10°. Przy użyciu helu zamiast powietrza uzyskano liczbę Macha 16.2. Pomiar liczby Macha za pomocą sondy pilota oraz na podstawie interferogramu. Stwierdzono ciekawą zależność liczby Macha od ciśnienia spoczynkowego p_0 . Mianowicie dla $p_0 > 50$ kg/cm² (w przypadku powietrza; dla helu granica ta wynosi ok. 70 kg/cm²) liczba Macha pozostaje zasadniczo stała, natomiast ulega systematycznemu zmniejszeniu z redukcją p_0 . W celu wykrycia przyczyn tego zjawiska wszczęto badania procesów przepływu ciepła przy niskich ciśnieniach. A. Jakubowski.

107* 533.6.015
Goroszczenko B.: Wpływ bliskości ziemi na siłę nośną, opór, charakterystykę ładowania i startu samolotu. „Wlijanje blizosti ziemi na podjemuju siln. łobowoje soprotiwienie i wzlotnyje charakteristiki samolota”. *Wiestn. wozd. Flota*, r. 35, Nr 6, czerw. 53, s. 45; B5, 8 str., 7 wykr. — Podano wzór, sformułowanie i jasny wpływ bliskości ziemi na własności aerodynamiczne skrzydła, a w szczególności na ładowanie i start przy różnych kątach natarcia. W. Narkiewicz.

103* 533.6.07:629.135.4
Laskowitz I. B.: Pierwsze próby tunelowe modelu cyklo-żyra. „Early wind tunnel tests of a model cyclogyro”. *Amer. Helicopter*, t. 30, Nr 4, marz. 53, s. 10; A4, 2 str., 3 fot., 4 rys. — W latach 1932—33 autor opatentował cyklo-żyro o poziomej osi obrotu, trójłopatowe. W artykule podano zasadę działania tego rodzaju płatowca, konstrukcję wykonanego modelu, schemat zawieszenia modelu do prób w tunelu oraz wyniki prób tunelowych zestawione w postaci wykresu. B. Kitzman.

109* 533.6.071
Kubski K.: Tunele na niskie i średnie prędkości. *Techn. lotn.*, r. 8, Nr 3, maj — czerwiec. 53, s. 73; Nr 4, lip. — sierp. 53, s. 99; A4, 10 str., 6 rys., 4 wykr., 2 tabl., 16 poz. bibl. — Rys historyczny i omówienie typów tuneli aerodynamicznych. Działanie poszczególnych elementów i warunki pracy oraz zasady konstrukcji. Bilans energetyczny całego urządzenia. (a.)

110* 533.65:629.13.075
Pysznow W.: Sterowność samolotu. „Uprawlamost samolota”. *Wiestn. wozd. Flota*, r. 35, Nr 6, czerw. 53, s. 40; B5, 5 str., 1 rys., 2 wykr. — Krótki opis zasadniczych pojęć sterowności samolotu. Opis prac P. N. Niestierowa i jego systemu sterowania samolotu. W. Narkiewicz.

111* 533.662:621.51
Najor V. D.: Parametry śmigła a sprężarka osiowa. „Propeller parameters and the axial compressor”. *Aircr. Engng.*, t. 25, Nr 293, lip. 53, s. 190; 25×31 cm, 4 str., 6 wykr., 3 tabl., 4 poz. bibl. — Sprężarka osiowa jest właściwie specjalnym przypadkiem śmigła. Teoria śmigła jest szeroko rozwinięta oraz dobrze ugruntowana doświadczalnie; należy rozpatrzyć możliwość jej zastosowania do sprężarek osiowych. Rozpatrzone przykłady granicy pompowania i wzrostu ciśnienia stopnia sprężarki; stwierdzono ścisłą zgodność danych doświadczalnych z obliczeniami według współczynników dmuchania śmigła. W. Narkiewicz.

112* 533.691.13
Cunsold D.: Profile Żukowskiego o krawędzi zaokrąglonej. „I profil di Joukowski a punta arrotondata”. *Aerotecnica*, t. 32, Nr 1, luty 52, s. 20; A4, 5 str., 10 rys. — Profile Żukowskiego mają m. in. tę niedogodność, że na krawędzi spływu istnieje wspólna styczna, co stwarza poważne trudności techniczne. Gdy powiększać promień koła tworzącego o 1% lub 2%, zmodyfikowany profil zakończy się przy z góry założonym kącie, podczas gdy krzywizna na krawędzi spływu jest jeszcze tak duża, że profil może być traktowany jako profil z krawędzią. J. Roliński.

113* 551.511
Krawczenko I.: Ocena warunków meteorologicznych przy zwiększaniu wysokości lotu. „Ocena metieorologiczskich usłowij s uwieliczenjem wyoty polota”. *Wiestn. wozd. Flota*, r. 35, Nr 7, lip. 53, s. 50; B5, 5 str., 3 fot., 2 wykr. — Krótkie omówienie zależności warunków meteorologicznych od pory roku i położenia geograficznego oraz przewidywana ich zmienność w zależności od wysokości. W szczególności zwraca się uwagę na znaczne prędkości wiatrów w stratosferze i pewne uprzywilejowane kierunki wiatru. W. Narkiewicz.

114* 551.576:533.6.013.6
Krawczenko I.: Warunki lotu w chmurach burzowych. „Usłowija polota w grozowych obłakach”. *Wiestn. wozd. Flota*, r. 35, Nr 4, kw. 53, s. 53; B5, 10 str., 5 fot., 3 rys. — Krótki opis warunków powstawania chmur burzowych, związanych z tym wiatrów, obładania itp. Podano zalecenia dla pilota przy przelocie przez rejon burzowe. W. Narkiewicz.

115* 536.72:621.45
Osborne F. E.: Przebiegi termodynamiczne przy wysokich temperaturach. Ogólne rozważania ze szczególnym zastosowaniem do silników rakietowych. „High temperature thermodynamic processes. Their generalized treatment with particular application to rocket motors”. *Aircr. Engng.*, t. 24, Nr 284, paźdz. 52, s. 294; 25×31 cm, 4 str., 4 wykr., 12 poz. bibl. — Rozważania teoretyczne obejmujące przemiany adiabaticzne, przepływ, obliczenie prędkości dźwięku, zastosowanie wykresu H-log p (entalpia, log ciśnienia), wnioski dla projektowania. J. Roliński.

116* 613.693
Anderton D. A.: Czy łąły w pozycji leżącej osłabia wpływ dużych przyspieszeń? „Will prone flight liek high G — loads?”. *Aviat. Week*, t. 57, Nr 25, grud. 52, s. 21; A4, 3,5 str., 4 fot., 2 rys. — W celu zmniejszenia oporu aerodynamicznego samolotu, a także zwiększenia wytrzymałości pilota na duże przyspieszenia, rozpoczęto zastosowanie i badania pozycji leżącej w locie. Artykuł zestawia zalety i wady leżącej pozycji w świetle badań przeprowadzonych w locie i instytucjach medycznych. Omówiono również interesujący system sterowania sterem wysokości, kierunku i lotkami bez udziału nóg. Tylko hamulce są uruchamiane pedałami. B. Kitzman.

117* 620.171.2
Brzoska Z.: Nowa metoda realizacji prób statycznych. *Techn. Lotn.*, r. 8, Nr 6, list. — grudz. 53, s. 183 (Biol. Inst. Lotn.); A4, 3 str., 6 rys., 4 wykr. — Metoda realizacji prób statycznych, polegająca na użyciu dwulinowego układu krążków, co zapewnia dużą dokładność urzeczywistnienia obciążeń, znacznie wyższą aniżeli przy układach dźwigniowych. Opisano również schemat urządzenia, podkreślając jego zalety użytkowe, a zwłaszcza znaczne zmniejszenie ciężaru układu. Dzięki tej ostatniej zaletce opisana metoda może być zastosowana do urzeczywistnienia obciążeń zmęczeniowych (a.).

- 118* 621—252:629.178.3
Brzozka Z.: **Obroty krytyczne krótkich bębnow. Techn. Lotn., r. 8, Nr 5, wrzes. —** październik 53, s. 152 (Biul. Inst. Lotn.); A4, 4,5 str., 5 rys., 2 wykr., 4 poz. bibl. — Traktując cienkościenny bęben jako powłokę sztywną na zginanie, rozpatrzono wpływ naprężeń stycznych i związanych z tym odkształceń przekroju poprzecznego — na wielkość prędkości krytycznej. W wyniku otrzymano, że dla krótkich bębnow rzeczywista prędkość krytyczna jest znacznie niższa, niż obliczona bez uwzględnienia tego wpływu (a.).
- 119* 621.45
Petersen W. R.: **Możliwości przedłużenia okresu pracy silnika turbinowo-odrzutowego. „Improving turbojet service life“.** Aero Dig., t. 64, Nr 6, czerw. 52, s. 50; A4, 4 str., 2 rys., 1 wykr. — Analiza zagadnień metalurgii i konstrukcji silnika wskazuje, że niezależnie od konieczności stałych ulepszeń w tych dziedzinach należy podnieść dyscyplinę eksploatacji, m. in. wprowadzając urządzenia kontrolujące i rejestrujące czas pracy silnika dla poszczególnych obrotów i temperatur. L. Piechowski.
- 120* 621.45
Kaczyński L.: **Spalanie detonacyjne a silniki odrzutowe. Techn. Lotn., r. 8, Nr 5, wrzes. —** październik 53, s. 126; A4, 6 str., 2 fot., 10 rys., 7 wykr., 3 tabl. 7 poz. bibl. — Spalanie detonacyjne w mieszanze gazowej z punktu widzenia mechanizmu powstania detonacji oraz ze względu na zachodzącą w mieszanze przemianę termodynamiczną. Zjawiska pulsacyjne spalania detonacyjnego. Zalety spalania detonacyjnego z punktu widzenia ewentualnego zastosowania w silnikach odrzutowych i koncepcje silników o zapłonie od fali uderzeniowej. (a.).
- 121* 621.45
Wójcicki S.: **Możliwości rozwoju silników pulsacyjnych. Techn. Lotn., r. 8, Nr 6, list. —** grudzień 53, s. 160; A4, 5 str., 4 fot., 11 rys., 7 wykr. — Zasada działania silnika pulsacyjnego oraz wpływ wielkości i form konstrukcyjnych na jego charakterystykę. Na tle charakterystycznych wad tego silnika przeanalizowano jego możliwości rozwojowe. Dziedziny, w których silnik pulsacyjny znajduje i mógłby znaleźć zastosowanie. Zwięzły i przejrzysty przegląd (22 rysunki) koncepcji silników pulsacyjnych. (a.).
- 122* 621.43.018.7
Korczagin M. I.: **Pośrednia metoda oznaczenia mocy silników spalinowych. „Koswennij metod opriedelenija moszcznosti dwigatelej wnutrienowo sgoranja“.** Energet. Biull., Nr 7, lip. 53, s. 1; A4, 5 str., 7 wykr. — W braku niezbędnych urządzeń pomiarowych mocy, bądź braku dodatkowych gniazd dla indykatora można określić rzeczywistą moc tłokowych silników spalinowych na podstawie: 1) zużycia paliwa, 2) temperatury gazów wylotowych, 3) ciśnienia sprężania — pod warunkiem, że dane te zostały zebrane przy dokładnych badaniach hamowanych danego typu silnika i stosują się przy ścisłym zachowaniu regulacji silnika. W. Narkiewicz.
- 123* 629.13.002.2
Glass A.: **W sprawie literatury technicznej. Skrzydl. Polska, r. 9, Nr 1, styc. 53, s. 9; A4, 2 str., 2 fot. —** Poruszone problem wydawania odpowiednich (na różnych poziomach) publikacji książkowych z dziedziny techniki lotniczej, niezbędnych dla rozwoju i doskonalenia kadry lotniczej. Wskazano braki dotychczasowe oraz możliwości na przyszłość. Wytknięto błędy instytucji wydawniczych, które zaniedbują dziedzinę lotniczej literatury technicznej. S. Madeyski.
- 124* 629.13.032.1
Vannutelli R.: **Zastosowanie samolotów na podwoziu gaśnicowym. „L'impiego dei velivoli con carrello a cingoli“.** Aerotecnica, t. 32, Nr 1, luty 52, s. 3; A4, 5 str., 8 rys. — Historia, cel i problemy techniczne podwozia gaśnicowego. Rodzaje nierówności terenowych i ich wpływ na podwozie i płatowiec. Zastosowania. J. Roliński.
- 125* 629.13.06:628..344
Christian G. I.: **Urządzenie do oddzielania wody z powietrza w samolocie B-47. „Separator spins water cut of B-47 air“.** Aviat. Week, t. 57, Nr 23, grud. 52, s. 67; A4, 2 str., 5 fot., 1 rys. — Powstawanie mgły w kabine w samolotach wykonujących szybkie nurkowanie z dużych wysokości wymaga stosowania urządzeń zapobiegawczych. Opisano urządzenie, przystosowane do samolotu bombowego B-47, które przy przepływie nawilżonego powietrza w ilości 27 kg/min oddziela około 0,9 kg/min wody. Zamierzona jest budowa takich urządzeń przeznaczonych dla samolotów myśliwskich. S. Madeyski.
- 126* 629.135
Tokariew P.: **Przygotowanie samolotu po locie. „Poslepolotnaja podgotowka samolotow“.** Wiestn. wozd. Flota, r. 35, Nr 4, kw. 53, s. 73, B5, 4 str. — Gotowość do lotu i czas trwania obsługi naziemnej w dużej mierze zależy od umiejętnej i sprawnej obsługi samolotu zaraz po wylądowaniu. Omówienie metod pracy przodujących oficerów obsługi technicznej samolotów. W. Narkiewicz.
- 127* 629.135:656:7:071.8
Czesnokow B.: **Przygotowanie samolotu przed lotem. „Priedpolotnaja podgotowka samolotow“.** Wiestn. wozd. Flota, r. 35, Nr 5, maj 53, s. 72; B5, 4 str. — Omawia się metody planowania i pracy w tej dziedzinie stosowane przez inż. Babuchina i innych przodujących specjalistów. W. Narkiewicz.
- 128* 629.135.073
Pogładowa pomoc szkolna dla demontacji podłużnej stateczności samolotu. „Nagladnoje posobie po prodolnoj uprawlajemosti i ustojczivosti samolota“. Wiestn. wozd. Flota, r. 35, Nr 5, maj 53, s. 84, B5, 5 str., 7 rys., 1 wykr. — Opis małego urządzenia dla demontacji w tunelu aerodynamicznym wpływu położenia powierzchni aerodynamicznych względem środka ciężkości samolotu — na stateczność podłużną. W. Narkiewicz.
- 129* 629.135.15
Wilkinson K. G.: **Projektowanie szybowców na wysokie osiągi. „The design of sailplanes for high performance“.** Aircr. Engng., t. 23, Nr 271, wrzes. 51, s. 263; 25×3 cm, 8 str., 1 rys., 14 wykr., 8 tabl., 8 poz. bibl. — Omówienie zagadnień występujących przy projektowaniu wysokowykonawczych szybowców. Autor analizuje przydatność różnych profili lotniczych oraz zajmuje się porównaniem charakterystyki aerodynamicznej otrzymanej z obliczeń — z danymi z pomiarów w locie. Omówiony jest również aspekt ciężarowy konstrukcji szybowców jedno- i dwuosobowych. Na zakończenie podane są wymagania odnośnie osiągow z uwzględnieniem prostoliniowego lotu ślizgowego oraz krążenia na termice. R. Lewandowski.
- 130* 629.135.2
Nadchodzi chwila lotu samolotu dyszowego. „Channel wing executive design nears flight“. Aviat. Age, t. 19, Nr 2, luty 53, s. 128; 29×29 cm, 1 str., 4 fot. Omówiono zamierzenia wytwórni, rozwijającej konstrukcję samolotów z półrurowymi osłonami dla śmigieł. Wskazano zasadę działania oraz zalety tego układu wraz z urządzeniami do zasysania warstwy powierzchniowej na skrzydle. Szereg informacji o pięciuosobowym samolocie, który w najbliższym czasie rozpocznie próby w locie (przewidywana prędkość lądowania tylko ok. 16 km/godz. przy prędkości podróży ok. 440 km/godz.). S. Madeyski.
- 131* 629.135.4
Nazienne próby śmigłowców. „Helicopter ground testing“. Flight, t. 62, Nr 2291, grud. 52, s. 756; A4, 4 str., 3 fot., 4 rys., 5 wykr. — Artykuł jest analizą 2 odczytów o próbach naziemnych śmigłowców, mających głównie na celu ustalenie naprężeń w poszczególnych elementach konstrukcji i określenie współczynników bezpieczeństwa. Podano sposoby pomiarów i opisano aparaturę potrzebną do ich przeprowadzenia. Umieszczono również wykazy ilustrujące, wynik niektórych prób. B. Kitzman.
- 132* 629.135.42
Bennet J.: **Samolot składany — z płatowców o stałych i wirujących płatach. „Composite aircraft with rotary and fixed wing components“.** Amer. Helicopter, t. 29, Nr 3, luty 53, s. 6; A4, 3,5 str., 2 fot., 2 wykr. — Autor proponuje, aby samoloty startowały i lądowały przy pomocy śmigłowców, doczepianych i odczepianych na ziemi jak i w powietrzu. W ten sposób samolot będzie mógł być przekonstruowany w kierunku osiągnięcia większych prędkości, a problem podwozia znacznie się uprości. Śmigłowce spełniałyby podobną rolę jak holowniki pilotujące w porcie morskim. W interesującym artykule szkicuje autor techniczne możliwości realizacji swego pomysłu. Realizacja ta zdaniem autora jest sprawą bliskiej przyszłości. B. Kitzman.
- 133* 629.138.98:623.746.48
Gatland K. W.: **Rozwój pocisku kierowanego. „Development of the guided missile“.** Flight, t. 62, Nr 2269, lip. 52, s. 68; A4, 2,5 str. — Autor anonuuje swą książkę, jaka się ukazuje pod powyższym tytułem. Pociski kierowane, które pojawiły się pod koniec ostatniej wojny światowej, stanowią potężną broń przyszłości. Autor omawia techniczne i produkcyjne zagadnienia związane z rozwojem V-2 oraz zastanawia się nad możliwościami użycia tego rodzaju pocisków do celów wojennych oraz do komunikacji międzyplanetarnej. R. Lewandowski.
- 134* 656.71.052.7
Bielokoń A.: **Lądowanie na małych lotniskach. „Posadka na aerodromie ograniczonych rozmiarow“.** Wiestn. wozd. Flota, r. 35, Nr 5, maj 53, s. 52; B5, 3 str. — Omawia się metody nauczania pilotów lądowania na lotniskach z krótką bieżnią. Specjalną uwagę poświęcono samolotom trójkołowym. W. Narkiewicz.
- 135* 656.71.,322“
Smirnow S.: **Utrzymanie lotnisk w okresie letnim. „Sodierżanje aerodromow w letnieje wriemja“.** Wiestn. wozd. Flota, r. 35, Nr 5, maj 53, s. 77; B5, 4 str. — Główną uwagę poświęcono w artykule utrzymaniu w należyłym porządku pokryć trawiastych lotniska. Krótkie omówienie sposobów utrzymania w należyłym porządku pasów betonowych i budynków lotniska. W. Narkiewicz.
- 136* 656.7.052.72
Yntema R. T.: **Obliczanie metodą ilości ruchu — uderzenia podwoziem przy niesymetrycznym lądowaniu. „An impulse — momentum method for calculating landing-gear impact conditions in unsymmetrical landings“.** J. aero. Scien., t. 19, Nr 11, list. 52, s. 743; A4, 8 str., 7 wykr., 4 poz. bibl. Po analizie przebiegu lądowania zwłaszcza asymetrycznego, autor podaje oparte na zasadzie ilości ruchu równania charakteryzujące przebieg poszczególnych faz lądowania. Na podstawie wyników rachunków porównywa przykładowo wielkość uderzenia symetrycznego i asymetrycznego; wykazuje wpływ prędkości opadania, wyporu aerodynamicznego i trawersowania w wypadku asymetrii, zarówno dla podwozia trójkołowego jak i czterołowego. M. Łękowski.
- 137* 629.138
Casiraghi G. P.: **Rozwój techniczny środków transportu powietrznego. „Evoluzione tecnica dei mezzi di trasporto aereo“.** Aerotecnica, t. 33, Nr 5, październik 53, s. 330; A4, 30 str., 5 rys., 11 wykr., 3 tabl., 320 poz. bibl. — Rozwój techniczny z punktu widzenia prędkości, bezpieczeństwa, wygody i ekonomii. Wpływ czynników aerodynamicznych konstrukcyjnych, technologicznych ect. Samoloty przyszłości. Granice fizjologiczne. J. Roliński.
- 138* 656.71:629.135.4
Vannutelli R.: **Lotniska śmigłowcowe. „Eliporti“.** Aerotecnica, t. 33, Nr 6, grud. 53, s. 401; A4, 3,5 str., 1 rys. — Konieczność budowy lotnisk śmigłowcowych w centrach miast. Charakterystyki techniczne współczesnych śmigłowców. Normy bezpieczeństwa. Wymiary portów śmigłowcowych, wymagania konstrukcyjne ect. Lotniska śmigłowcowe jako środek przyspieszenia rozwoju śmigłowców. J. Roliński.
- 139* 92:629.13
Dokumenty o twórczej działalności A. F. Możajskiego. „Dokumenty o tworczeskoj diejatelnosti A. F. Możajskowo“. Wiestn. wozd. Flota, r. 36, Nr 12, grud. 53, s. 63; B5, 8,5 str., 11 fotokopii, 3 rys. — Artykuł zawiera szereg fotokopii dokumentów i rysunków dotyczących prac Możajskiego nad swym samolotem oraz jego próbami w 1882 r. W. Narkiewicz.

Niniejszy Przegląd Dokumentacyjny zawiera jedynie część analiz dokumentacyjnych publikacji z zakresu lotnictwa. Pełna dokumentacja ukazuje się w postaci kart dokumentacyjnych wydawanych przez Centralny Instytut Dokumentacji Naukowo-Technicznej (Warszawa, al. Niepodległości 138). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie 20 groszy. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych również Przeglądem Dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

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

Zestawienie materiałów lakierniczych stosowanych w przemyśle lotniczym.

| Nr kolejny | Grupa | Nazwa materiału lakierniczego | Oznaczenia | | | | Rodzaj materiału lakierniczego | Barwa | Nr koloru w tabeli barw lotniczych (krajowej) | Wymagane własności | | | | | | | | | | Rodzaj pokrywanej powierzchni | Zastosowanie (wg literatury) |
|------------|---------------------------|-------------------------------|------------|--------------------|-------------------------|-----------------------------|--|------------------------------------|---|---------------------------|--------------------------|--------------|---------------|------------------|-------------|----------------------|--|---|---|---|---|
| | | | krajowe | | odpowiedniki radzieckie | | | | | Zużycie w litrach w 100 g | Sugnia pozostawienie w % | Oporność na: | | | | Wysychanie całkowite | | | | | |
| | | | Symbol | Warunki Techniczne | Symbol | Warunki Techniczne | | | | | | woda | benzyna lotn. | olej lotniczy | temperatura | | uderzenie w op. Duponta 4000 | Wpływanie w op. waha. Walker-Steela | Wpływanie na smole i żywice | | |
| 1 | do metalu | olejny żółty | AL6-1 | Ch-18 | AЛP-1 | TUMCHP 777-41 | olejny | żółta | nienormowany | 50 | d | | 60°C d | 40,5 | 4,40 | 18-25 | stal, elektron, aluminium i stopy. | Gruntowanie wewn. i zewn. metalowych pow. samolotu. Po gruntowaniu pokrywa się pow. zaizolacje od zdatnych własności powłoki; a - lakierami olejnymi wg W.T.I.L. Ch-8 b - nitrocelul. - W.T.I.L. Ch-15 c - nitrocelul. - W.T.I.L. Ch-9 d - nitrocelul. - W.T.I.L. Ch-9 e - gruntem 138A i nitrocelul. aluminium A1AŁ. | | | |
| 2 | | szarozielony | AL6-5 | Ch-19 | AЛP-5 | TUMCHP 1047-43 | olejny (mieszanka 50% AL6-1 + 50% AL6-1 lub A-14f) | szarozielona | nienormowany | 60 | d | | 60°C d | 40,2 | 4,36 | 18-25 | stal, elektron, aluminium i stopy. | | | | |
| 3 | | ftalowy | 138A | Ch-37 | 138A | TUMCHP 1084-44 | ftalowy | brunatna | nienormowany | 25 | | | | 1 | 4,15 | 70-80 | drewno, stal, elektron, aluminium i stopy. | | Podgrzewanie drewna w miejscach występ. nowonaznaczony klej zwiniczny WIAMB-3, z następnym gruntowaniem klejem nitrocel. AK-20, gruntowanie zewn. pow. metalowych, uprzednio zagruntowanych gr. AL6-1 lub AL6-5, które pokrywa się nitrocelul. alumini. A1AŁ. | | |
| 4 | | emalia nitro | DD113 | Ch-17 | Д.А.113 | TUMCHP 717-41 | nitrocelulozowy | żółta | nienormowany | 400 | 34 | | | 40,25 | 4,15 | 18-25 | drewno | | Gruntowanie wewn. pow. drewnianych z następnym pokryciem nitrocel. alumini. A1AŁ. | | |
| 5 | | klej nitrocelulozowy | AK-20 | Ch-12 | AK-20 | CHPTU 720-41 | nitrocelulozowy | bezbarny | | | 700 | 20 | | | 4 | 1 | 18-25 | | drewno tkaniny | Gruntowanie bezos. drewna pod tkanina. Gruntowanie drewna uprzednio podgrzewanego em. grun. 138A. Przeklejanie tkanin do drewna z ewent. szpachlowaniem ASz30 lub ASz32, lub pokryciem nitrocel. AIN. | |
| 6 | | nitrocelulozowy podkładowy | A1N | Ch-23 | A1N | ГОСТ 2699-44 | nitrocelulozowy | bezbarny | | | 720 | | | | 0,3 | 0,5 | 18-25 | | tkaniny | Impregnowanie tkanin pokrywanych następnie nitrocelul. aluminium A1AŁ i nitrocelul. aluminium powierzchniowymi wg W.T.I.L. Ch-13 lub Ch-14. | |
| 7 | | olejny ciemnoszary | 1515 | Ch-31 | 1515 | Norma 217 HMTU | olejny | ciemnoszara | nienormowany | 35 | | | 160°C d | | 1 | 1 | 100 | | odlew ze stopów alumini. | Gruntowanie bloków cylindrów, karterów i innych odlewów silników, następnie szpachlowanie szpach. A1AŁ. Po gruntowaniu pokrywa się emalią ftalową AM-4. | |
| 8 | | lakier gruntowy asfaltowy | 101/19 | Ch-20 | 101/19 | TUMCHP 1573-47 | olejny | czarna | 167 | | | d | d | 250°C d | 0,5 | 1 | 0,8 | | 200 | Powierzchnie metalowe | Gruntowanie cylindrów i innych części siln. chłodzonych pow. lub cieczą z następnym pokryciem: a - lakierem asfaltowym 102/19 b - emalią ftalową 231/19 c - emalią ftalową 208/19 |
| 9 | | emalia ftalowa | 138 | Ch-39 | 138 | ГОСТ 4056-48 | ftalowa | brązowa | nienormowany | | | | | -40°C +60°C d | 0,5 | 1 | 0,5 | | 100+ 110 | stal, stopy magnezowe i alumini. | Impregnowanie pod ciśnieniem części ze stopów magnezowych. Gruntowanie np. bloków cylindrów silników chłodzonych cieczą, pokrywanych potem lakierem nitrocelulozowym MW-6. |
| 10 | szpachlowki | nitrocelulozowa szara | ASz30(z) | Ch-87 | AШ30 | TUMCHP 953-42 | nitrocelulozowy | szara | nienormowany | >70 | | | | | 4,25 | 18-25 | drewno | Szpachlowanie drewna oklejonego tkaniną i zagruntowanego klejem nitrocel. AK-20, lub szpachlowanie drewna po pokryciu emalią ftalową 138A i klejem nitrocelulozowym AK-20. | | | |
| 11 | | nitrocelulozowa żółta | ASz32 | Ch-32 | AШ32 | TUMCHP 1516-47 | nitrocelulozowy | żółta | nienormowany | >56 | | | | | 4,5 | 18-25 | drewno | Szpachlowanie drewna oklejonego tkaniną i zagruntowanego klejem nitrocel. AK-20, lub szpachlowanie drewna po pokryciu emalią ftalową 138A i klejem nitrocelulozowym AK-20. | | | |
| 12 | | olejna | AM | Ch-40 | AM | Norma 175 AMTU | olejna | od jasno szara do ciemno czerwona. | nienormowany | | | | | | 4 | 1 | 100 | powierzchnie metalowe | Szpachlowanie pow. metalowych uprzednio zagruntowanych gruntem AL6-1, AL6-5 lub 1515. Szpachlowanie odlewów silnikowych ze stopów aluminiowych zagruntowanych emalią ftalową 1515. | | |
| 13 | nitrocelulozowe do tkanin | aluminio-wy | A1AŁ | Ch-43 | A1AЛ | SMTU-279 lub TUMCHP 1133-44 | nitrocelulozowy | aluminio-wy | | | 27 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych nitrocelul. podkładowym AIN. Jako międzywarstwa pomiędzy powłokę nitrocelul. podkładową AIN i nitrocelul. aluminium powierzchniowymi wg W.T.I.L. Ch-13, Ch-14 i Ch-80. | | |
| 14 | | jasno brązowy | | | AГT-1m | TUMCHP 1610-47 | nitrocelulozowy | jasno brązowy | | | 550 | 36 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych uprzednio nitrocelul. podkładowym AIN i nitrocelul. aluminium A1AŁ jako międzywarstwa. | |
| 15 | | khaki | A6T-4 | Ch-80 | AГT-4m | TUMCHP 1333-46 | --- | khaki | 222 | | 480 | 33 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych uprzednio nitrocelul. podkładowym AIN i nitrocelul. aluminium A1AŁ jako międzywarstwa. | |
| 16 | | blekitny | A6T-7 | Ch-80 | AГT-7m | TUMCHP 1332-46 | --- | blekitny | 101 | | 550 | 36 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych uprzednio nitrocelul. podkładowym AIN i nitrocelul. aluminium A1AŁ jako międzywarstwa. | |
| 17 | | szary | A6T-12 | Ch-80 | AГT-12m | TUMCHP 1609-47 | --- | szary | 693 | | 480 | 33 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych uprzednio nitrocelul. podkładowym AIN i nitrocelul. aluminium A1AŁ jako międzywarstwa. | |
| 18 | | szaro niebieski | A6T-16 | Ch-41 | AГT-16m | TUMCHP 1611-47 | --- | szaro niebieski | | | 650 | 36 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych uprzednio nitrocelul. podkładowym AIN i nitrocelul. aluminium A1AŁ jako międzywarstwa. | |
| 19 | | czerwony | AII | Ch-44 | AII | SMTU-279 lub TUMCHP 188-44 | --- | czerwony | 537 | | 450 | 30 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych uprzednio nitrocelul. podkładowym AIN i nitrocelul. aluminium A1AŁ jako międzywarstwa. | |
| 20 | | biały | AII | Ch-44 | AII | TUMCHP 1283-45 | --- | biały | | | 700 | 37 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych uprzednio nitrocelul. podkładowym AIN i nitrocelul. aluminium A1AŁ jako międzywarstwa. | |
| 21 | | tabaczkowy | AII | Ch-14 | AII | TUMCHP 1809-48 | --- | tabaczkowy | | | 550 | 33 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych uprzednio nitrocelul. podkładowym AIN i nitrocelul. aluminium A1AŁ jako międzywarstwa. | |
| 22 | | kremowy | AII | Ch-14 | AII | TUMCHP 1808-48 | --- | kremowy | | | 600 | 36 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych uprzednio nitrocelul. podkładowym AIN i nitrocelul. aluminium A1AŁ jako międzywarstwa. | |
| 23 | jasno brązowy | AMT-1 | Ch-13 | AMT-1m | TUMCHP 1008-43 | --- | jasno brązowy | | | 550 | 37 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych uprzednio nitrocelul. podkładowym AIN i nitrocelul. aluminium A1AŁ jako międzywarstwa. | | |
| 24 | khaki | AMT-4 | Ch-13 | AMT-4m | TUMCHP 678-41 | --- | khaki | 222 | | 480 | 36 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych uprzednio nitrocelul. podkładowym AIN i nitrocelul. aluminium A1AŁ jako międzywarstwa. | | |
| 25 | blekitny | AMT-7 | Ch-13 | AMT-7m | TUMCHP 795-41 | --- | blekitny | 101 | | 550 | 34 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych uprzednio nitrocelul. podkładowym AIN i nitrocelul. aluminium A1AŁ jako międzywarstwa. | | |
| 26 | czarny | AMT-6 | Ch-13 | AMT-6m | TUMCHP 679-41 | --- | czarny | 167 | | 400 | 36 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych uprzednio nitrocelul. podkładowym AIN i nitrocelul. aluminium A1AŁ jako międzywarstwa. | | |
| 27 | jasno szary | AMT-11 | Ch-13 | AMT-11m | TUMCHP 1007-43 | --- | jasno szary | 693 | | 550 | 37 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych uprzednio nitrocelul. podkładowym AIN i nitrocelul. aluminium A1AŁ jako międzywarstwa. | | |
| 28 | ciemno szary | AMT-12 | Ch-13 | AMT-12m | TUMCHP 1053-43 | --- | ciemno szary | 632 | | 480 | 34 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych uprzednio nitrocelul. podkładowym AIN i nitrocelul. aluminium A1AŁ jako międzywarstwa. | | |
| 29 | szaro niebieski | | | | AMT-16m | TUMCHP 1670-47 | nitrocelulozowy | szaro niebieski | | 650 | 37 | d | d | d | 4 | 1 | 18-25 | tkaniny | Pokrywanie tkanin zaimpregnowanych uprzednio nitrocelul. podkładowym AIN i nitrocelul. aluminium A1AŁ jako międzywarstwa. | | |
| 30 | do metalu | żółta | A-6 | Ch-8 | A-6 | TUMCHP 2558-51 | olejny | żółta | 319 | 80 | d | d | 60°C d | 49 | 1 | 36 | 18-23 | powierzchnie metalowe | Pokrywanie powierzchni metalowych instalacji paliwowych | | |
| 31 | | zielona | A-7 | Ch-8 | A-7 | | --- | zielona | 221 | 60 | d | | 60°C d | 49 | 1 | 36 | 18-23 | powierzchnie metalowe | cieczy chłodzących | | |
| 32 | | brązowa | A-8 | Ch-8 | A-8 | | --- | brązowa | 431 | 65 | d | d | 60°C d | 47 | 1 | 36 | 18-23 | powierzchnie metalowe | olejowych | | |
| 33 | | granatowa | A-9 | Ch-8 | A-9 | | --- | granatowa | | 70 | d | | 60°C d | 41 | 1 | 36 | 18-25 | powierzchnie metalowe | hydraulicznych (samoloty ZSR) | | |
| 34 | | niebieska | A-10 | Ch-8 | A-10 | | --- | niebieska | 166 | 80 | d | | 60°C d | 48 | 1 | 36 | 18-25 | powierzchnie metalowe | olejowych | | |
| 35 | | biała | A-11 | Ch-8 | A-11 | | --- | biała | | 110 | d | | 60°C d | 46 | 1 | 36 | 18-23 | powierzchnie metalowe | oładzających oraz apteczki | | |
| 36 | | czarna | A-12 | Ch-8 | A-12 | | --- | czarna | 167 | 60 | d | | 60°C d | 47 | 1 | 36 | 18-25 | powierzchnie metalowe | powierzchni i spalinowych | | |
| 37 | | czerwona | A-13 | Ch-8 | A-13 | | --- | czerwona | 537 | | | d | | 60°C d | 46 | 1 | 36 | 18-25 | powierzchnie metalowe | urządzeń bezpieczeństwa | |
| 38 | | szara | A-14 | Ch-8 | A-14 | | --- | olejny szary | 632 | 70 | d | | 60°C d | 48 | 1 | 36 | 18-25 | powierzchnie metalowe | hydraulicznych i wewnątrz metalowych samolotu po zagruntowaniu gruntem olejnym AL6-1 lub AL6-3, do konserwacji drewna. | | |
| 39 | | żółta | A-6f | Ch-9 | A-6f | TUMCHP 2558-51 | ftalowy | żółta | 319 | 80 | d | d | 60°C d | 46 | 1 | 30 | 18-23 | powierzchnie metalowe | Analogicznie jak podano dla odpowiednich emalii typu A. | | |
| 40 | | zielona | A-7f | Ch-9 | A-7f | | --- | zielona | 221 | 60 | d | | 60°C d | 44,5 | 1 | 30 | 18-23 | powierzchnie metalowe | Analogicznie jak podano dla odpowiednich emalii typu A. | | |
| 41 | | brązowa | A-8f | Ch-9 | A-8f | | --- | brązowa | 431 | 65 | d | d | 60°C d | 45,5 | 1 | 30 | 18-23 | powierzchnie metalowe | Analogicznie jak podano dla odpowiednich emalii typu A. | | |
| 42 | | granatowa | A-9f | Ch-9 | A-9f | | --- | granatowa | | 70 | d | | 60°C d | 46,5 | 1 | 30 | 18-23 | powierzchnie metalowe | Analogicznie jak podano dla odpowiednich emalii typu A. | | |
| 43 | | niebieska | A-10f | Ch-9 | A-10f | | --- | niebieska | 166 | 80 | d | | 60°C d | 46 | 1 | 30 | 18-23 | powierzchnie metalowe | Analogicznie jak podano dla odpowiednich emalii typu A. | | |
| 44 | czerwona | A-67f | | A-67f | | --- | czerwona | 537 | 60 | | | | | 1 | 36 | 18-23 | powierzchnie metalowe | Analogicznie jak podano dla odpowiednich emalii typu A. | | | |
| 45 | biała | A-56f | | A-56f | | --- | biała | | 110 | | | | | 1 | 30 | 18-23 | powierzchnie metalowe | Analogicznie jak podano dla odpowiednich emalii typu A. | | | |
| 46 | czarna | A-12f | | A-12f | | --- | czarna | 167 | 60 | | | | | 1 | 30 | 18-23 | powierzchnie metalowe | Analogicznie jak podano dla odpowiednich emalii typu A. | | | |
| 47 | szara | A-14f | Ch-9 | A-14f | | --- | ftalowy szary | 832 | 70 | d | | 60°C d | 45,5 | 1 | 30 | 18-23 | powierzchnie metalowe | Analogicznie jak podano dla odpowiednich emalii typu A. | | | |

| Nr kolejny | Grupa | Oznaczenia | | | | Rodzaj materiału lakierniczego | Barwa | Nr koloru w tabeli barw lotniczych (krajowej) | Wymagane własności | | | | | | | | | | Rodzaj pokrywanej powierzchni | Zastosowanie (wg literatury) | | | |
|------------|--|--|--------------------|-------------------------|--------------------|--------------------------------|---|---|------------------------------|-----------------------|------|---------------|---------------|--------------|------------------|-------------------|---------------|-------------------|---|------------------------------|---|---|---|
| | | krajowe | | Odpowiedniki radzieckie | | | | | Odporność na: | | | | | | | | | | | | | | |
| | | Symbol | Warunki Techniczne | Symbol | Warunki Techniczne | | | | Zużycie w g/m ² | Szczeg. pozostaw. w % | woda | benzyna lotn. | olej lotniczy | temperatura | uderzenie w g/cm | uderzenie w kg/cm | Włazki w g/cm | Włazki w g/cm | | | Włazki w g/cm | Włazki w g/cm | Włazki w g/cm |
| 48 | emalia olejno-czynne zewnętrzne | brazowa | A-21M | Ch-11 | A-21M | TUMCHP 1022-43 | olejna | brazowa | 439 | 4100 | d | d | | | | | 44 | 1 | 630 | 18-23 | 70-80 | powierzchnie metalowe zewnętrzne | Pokrywanie zewnętrznych metalowych powierzchni samolotu zastrutowanych gruntem ALG-1 lub ALG-5. |
| 49 | | khaki | A-24M | --- | A-24M | TUMCHP 674-44 | --- | khaki | 222 | 485 | d | d | | | | | 44 | 1 | 630 | 18-23 | 70-80 | | |
| 50 | | czarna | A-26M | --- | A-26M | TUMCHP 671-44 | --- | czarna | 167 | 475 | d | d | | | | | 44 | 1 | 630 | 18-23 | 70-80 | | |
| 51 | | jasno niebieska | A-28M | --- | A-28M | TUMCHP 954-44 | --- | jasno niebieska | 101 | 4100 | d | d | | | | | 44 | 1 | 630 | 18-23 | 70-80 | | |
| 52 | | ciemno szara | A-32M | Ch-11 | A-32M | TUMCHP 1021-43 | --- | ciemno szara | 632 | 4100 | d | d | | | | | 44 | 1 | 630 | 18-23 | 70-80 | | |
| 53 | | jasno brazowa | --- | --- | A-21G | TUMCHP 1652-47 | --- | jasno brazowa | --- | 4120 | d | | | | | | 45 | 1 | 428 | 18-23 | 60-70 | | |
| 54 | | khaki | --- | --- | A-24G | TUMCHP 1316-45 | --- | khaki | --- | 480 | d | | 60°Cd | | | | 40 | 1 | 450 | 18-23 | 60-70 | | |
| 55 | | ciemno szara | --- | --- | A-32G | TUMCHP 1653-47 | --- | ciemno szara | --- | 4100 | d | | | | | | 45 | 1 | 428 | 18-23 | 60-70 | | |
| 56 | | jasno niebieska | A-36B | Ch-42 | A-36G | TUMCHP 1654-47 | --- | olejna jasno niebieska | 101 | 4150 | d | | | | | | 45 | 1 | 428 | 18-23 | 60-70 | | |
| 57 | | lakier pentaftal. bezbarwny | Nr 170 | Ch-68 | Nr 170 | TUMCHP 1308-45 | --- | pentaftalowa bezbarwna | --- | --- | d | | | | | | 40,1 | 1 | 472 | 18-20 | | | |
| 58 | emalia pentaftalowa szarobielkowa | PF-36M | Ch-77 | TF-36M | TUMCHP 1987-49 | --- | pentaftalowa bielekta | --- | 4100 | d | d | 60°Cd | | | | 45 | 1 | 424 | 18-23 | | zewn. pow. duratowe przedmiane powierzchni nie metalowe | Pokrywanie zewn. duratowych anodów pow. sam. zastrutowanych uprzednio gruntem ALG-1. Pokrywanie zewn. i wewn. pow. metalowych zastrutowanych gruntem ALG-1 lub ALG-5. | |
| 59 | emalia olejna aluminiowa | AE-8 | Ch-71 | A3-8 | TUMCHP 1315-45 | --- | olejna lakierowa miesz. z pyłem aluminiowym | aluminiumowa | 33Al | 480 | d | | 60-70°Cd | | | 48 | 1 | 424 | 18-23 | | | | |
| 60 | emalia nitrocelulozowa zewnętrzne | czarna | DM | Ch-15 | AM | TUMCHP 911-41 | --- | czarna | 167 | 4300 | 4,5 | d | | | | 43 | 3 | 41 | 18-23 | | powierzchnie metalowe i drewniane | Pokrywanie wewnętrznych powierzchni metalowych i drewnianych samolotu nie narazonych na bezpośrednie działanie wpływów atmosferycznych: pokrywanie drewniane po uprzednim zastrutowaniu nitrogruntem DD113, powierzchnie metalowe po zastrutowaniu gruntem ALG-1 lub ALG-5 i 138A | |
| 61 | | biała | --- | --- | --- | TUMCHP 520-41 | --- | biała | --- | 4600 | 3,5 | d | | | | 43 | 3 | 41 | 18-23 | | | | |
| 62 | | granatowa | --- | --- | --- | TUMCHP 1281-45 | --- | granatowa | --- | 4300 | 2,3 | d | | | | 43 | 3 | 41 | 18-23 | | | | |
| 63 | | niebieska | --- | --- | --- | TUMCHP 1281-45 | --- | niebieska | 166 | 4370 | 2,3 | d | | | | 43 | 3 | 41 | 18-23 | | | | |
| 64 | | zielona | --- | --- | --- | TUMCHP 1281-45 | --- | zielona | 221 | 4370 | 2,3 | d | | | | 43 | 3 | 41 | 18-23 | | | | |
| 65 | | żółta | --- | --- | --- | --- | --- | żółta | 309 | 4370 | 2,3 | d | | | | 43 | 3 | 41 | 18-23 | | | | |
| 66 | | khaki | --- | --- | --- | --- | --- | khaki | 222 | 4300 | 2,3 | d | | | | 43 | 3 | 41 | 18-23 | | | | |
| 67 | | brazowa | --- | --- | --- | --- | --- | brazowa | 439 | 4300 | 2,3 | d | | | | 43 | 3 | 41 | 18-23 | | | | |
| 68 | | jasno szara | --- | --- | --- | --- | --- | jasno szara | 693 | 4370 | 2,3 | d | | | | 43 | 3 | 41 | 18-23 | | | | |
| 69 | | ciemno szara | --- | --- | --- | --- | --- | ciemno szara | 632 | 4370 | 2,3 | d | | | | 43 | 3 | 41 | 18-23 | | | | |
| 70 | czarna | --- | --- | --- | TUMCHP 1281-45 | --- | czarna | 537 | 4370 | 2,3 | d | | | | 43 | 3 | 41 | 18-23 | | | | | |
| 71 | emalia nitrocelulozowa wewnętrzne | khaki | ELJ33/222 | Ch-90 | --- | --- | nitrocelulozowy | khaki | 222 | 4225 | 2,5 | d | d | | 0,6 | 4,5 | 2 | 41 | 18-20 | | powierzchnie metalowe | Pokrywanie wewnętrznych powierzchni metalowych samolotu, zastrutowanych uprzednio gruntem ALG-1 lub ALG-5. | |
| 72 | | biełkita | ELJ33/101 | Ch-90 | --- | --- | --- | biełkita | 101 | 4225 | 2,5 | d | d | | 0,5 | 4,5 | 2 | 41 | 18-20 | | | | |
| 73 | | szara | ELJ33/693 | Ch-90 | --- | --- | --- | szara | 693 | 4225 | 2,5 | d | d | | 0,5 | 4,5 | 2 | 41 | 18-20 | | | | |
| 74 | | biała | ELJ33/-1 | Ch-103 | --- | --- | --- | biała | --- | 4200 | 2,5 | d | d | | 0,5 | 4,3 | 2 | 41 | 18-20 | | | | |
| 75 | | czarna | ELJ33/537 | --- | --- | --- | --- | czarna | 537 | 4200 | 2,5 | d | d | | 0,5 | 4,3 | 2 | 41 | 18-20 | | | | |
| 76 | | aluminiowa | ELJ33/Al | --- | --- | --- | --- | aluminiowa | 33Al | 4200 | 2,5 | d | d | | 0,5 | 4,3 | 2 | 41 | 18-20 | | | | |
| 77 | | czekoladowa | ELJ33/440 | --- | --- | --- | --- | czekoladowa | 440 | 4200 | 2,5 | d | d | | 0,5 | 4,3 | 2 | 41 | 18-20 | | | | |
| 78 | | brazowa | ELJ33/439 | --- | --- | --- | --- | brazowa | 439 | 4200 | 2,5 | d | d | | 0,5 | 4,3 | 2 | 41 | 18-20 | | | | |
| 79 | | czarna | ELJ33/167 | Ch-103 | --- | --- | --- | czarna | 167 | 4200 | 2,5 | d | d | | 0,5 | 4,3 | 2 | 41 | 18-20 | | | | |
| 80 | | emalia nitrocelulozowa wewnętrzne | olejny bezbarwny | 17A | Ch-70 | 17A | 6OST 3862-47 | olejny | bezbarwny | --- | 465 | d | | 60°Cd | | 4,5 | 1 | 448 | 18-23 | | | | drewno |
| 81 | nitrocelulozowy bezbarwny | | --- | --- | AB4A/1 | TUMCHP 718-41 | --- | nitrocelulozowy bezbarwny | --- | 4500 | 1,5 | | | | 4,4 | 1 | 415 | 18-23 | | | | | |
| 82 | emalia ftalowa szaroniebieska | | AM-4 | Ch-36 | AM-4 | --- | --- | ftalowa szaro niebieska | --- | 480 | d | d | 110°Cd | 1,0 | 4,5 | 1 | 43,5 | 80 | | | | | |
| 83 | emalia ftalowa piecowa czarna | | 2086f | Ch-16 | 2086f | TUMCHP 788-41 | --- | ftalowa czarna | 167 | 430 | d | d | 150°Cd | 0,4 | 4 | 1 | 42,5 | 100 | | | | | |
| 84 | lakier olejny asfaltowy czarny | | 2318/19 | Ch-25 | 2318/19 | --- | --- | olejny asfaltowy czarny | 167 | 450 | d | d | 250°Cd | 0,5 | 3 | 2 | 100 | | | | | | |
| 85 | lakier olejny asfaltowy piecowy czarny | | 102/19 | Ch-30 | 102/19 | TUMCHP 1602-47 | --- | olejny asfaltowy czarny | 167 | 460 | d | d | 250°Cd | 0,3 | 4,5 | 3 | 1 | 50 | | | | | |
| 86 | lakier nitrocelulozowy czarny | | MB-6 | Ch-34 | MB-6 | TUMCHP 1127-44 | --- | nitrocelulozowy czarny | 167 | 4300 | 1,5 | d | d | | 4,3 | 1 | 41 | 18-23 | | | | | |
| 87 | lakier olejny bezbarwny | | Nr 92 | --- | --- | TUMCHP 694-41 | --- | olejny bezbarwny | --- | --- | | | | | 1 | 4,6 | 60 | | | | | | |
| 88 | lakier olejno-krezolowy | | Nr 9-627 | --- | --- | TUMCHP 1703-47 | --- | olejowo-krezolowy | --- | 4,5 | d | | | | 4,0 | 5 | 105 | | | | | | |
| 89 | emalia nitroftalowa | | Nr 1201 | --- | --- | TUMCHP 1152-45 | --- | nitroftalowy | od różnego do jasno brazowej | --- | | | | | 3 | 4,6 | 18-20 | | | | | | |
| 90 | emalia nitrocelulozowa wewnętrzne | asfaltowy czarny | Nr 411 | Ch-86 | Nr 411 | 6OST 1347-41 | asfaltowy czarny | 167 | 490 | | | | | 3 | 4,8 | 18-23 | | pow. akumulatorów | Pokrywanie powierzchni akumulatorów i ich części celem zabezpieczenia od niszczonego działaniem kwasu siarkowego. | | | | |
| 91 | | bakelitowy | Nr 1 | Ch-22 | A | 6OST 901-46 | bak. spirytusowy | bezbarwny | --- | | | | | 5 | 60-160 | | | | | | | | |
| 91 | | bakelitowy | Nr 2 | Ch-22 | B | --- | --- | --- | --- | --- | | | | | 5 | 60-160 | | | | | | | |
| 92 | lakieru specjalne | do filtrów filcow. nitrocel. bezbarwny | AW4 d/w | --- | --- | TUMCHP 1324-45 | nitrocelulozowy | --- | 4350 | 1/2 | | | | 4,4 | 1 | 41 | 18-23 | | | | | | |
| 93 | | lakier kryształowy bezb. | Nr 331 "Mopoz" | --- | --- | TUMCHP 1045-43 | olejny kryształowy | bezbarwny | --- | | | | | 0,5 | 80 | | | | | | | | |
| 94 | | emalia kryształowa czarna | Nr 2013 | --- | --- | TUMCHP 1473-48 | olejna kryształowa | czarna | --- | 170-230 | | | | -60 + +60°Cd | 4,5-2 | 170 | 10 | | | | | | |
| 95 | | emalia biała matowa | Nr 2013 | --- | --- | TUMCHP 557-49 | olejna biała | --- | --- | --- | | | | | 5 | 4 | 60-65 | | | | | | |
| 96 | | lakier czarny nitroceluloz. | NP-8599 | Ch-38 | HTF-3599 | TUMCHP 421-41 | nitrocelulozowy | czarna | 167 | 4400 | 7 | d | | | 3 | 4,1 | 18-23 | | | | | | |
| 97 | zmywa-rozcieńczalniki | nitro | RDW | Ch-6 | PAB | 6OST 5399-48 | bezbarwny, przezrocz. | --- | --- | | | | | --- | --- | --- | | | | | | | |
| 98 | | olejny | R- | Ch-7 | P-1 | AMTU 223 | --- | --- | --- | | | | | --- | --- | --- | | | | | | | |
| 99 | | uniwersalny | SD(Sp) | Ch-4 | CA(Cn) | TUMCHP 906-42 | --- | --- | --- | | | | | --- | --- | --- | | | | | | | |
| 100 | | zwykły | SD | Ch-5 | CA | TUMCHP 906-42 | --- | bezbarwny, przezrocz. | --- | --- | | | | | --- | --- | --- | | | | | | |