

5

TECHNIKA LOTNICZA

**DWUMIE SIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ
STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH**

WRZESIEŃ • 1958 • PAŹDZIERNIK

TREŚĆ ZESZYTU

| | |
|--|--------------|
| J. BUKOWSKI: Wnioski z testamentu Czesława Witoszyńskiego w dziesiątą rocznicę zgonu | 125 |
| O szybszy postęp techniczny w naszym szybownictwie — wnioski z narady w Inst. Lotn. | 126 |
| W. NOWAKOWSKI: Wpływ parametrów konstrukcyjnych szybowca wyczynowego na jego własności przelotowe przy wykorzystywaniu kominów termicznych | 127 |
| A. MORELLI: Badania tunelowe nowego typu usterzenia szczelinowego | 131 |
| J. SANDAUER: Obciążenia szybowca w burzliwej atmosferze — w świetle polskich przepisów wytrzymałościowych | 134 |
| Z. MRUGALSKI: Projektowanie skal przyrządów pomiarowych | 138 |
| R. ZATWARNICKI: Rozwój myśli konstrukcyjnej w budowie okuć nośnych skrzydła w SZD | 143 |
| Produkcja — A. SKARBIŃSKI: Techniczne możliwości obniżenia kosztu szybowca | 146 |
| Nasz reportaż — R. LEWANDOWSKI: Sprawozdanie z VII Kongresu OSTIV | 149 |
| Nowości techniczne — J. M.: Elektryczny zakrętomiernik szybowcowy typu ZS-1 | 151 |
| Przeglądany usprawnienia | 152 |
| Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa | 155 |
| Pomoce konstruktorskie — H. ZATYKA: Zgrzewanie w produkcji lotniczej cz. II | II str. okł. |

Zgrzewanie w produkcji lotniczej, cz. II

Zebrał i opracował mgr inż. Henryk Zatyka

- W drugiej części „Zgrzewania w produkcji lotniczej” podano:
- I. Przygotowanie powierzchni do zgrzewania
 - II. Orientacyjne parametry technologiczne zgrzewania dla różnych metali:
 - a) Parametry zgrzewania punktowego
 - b) parametry zgrzewania garbowego
 - c) parametry zgrzewania rolkowego

- d) parametry zgrzewania doczołowego (zwarciowego)
- e) parametry zgrzewania iskrowego.
- III. Urządzenia i wyposażenia
 - a) charakterystyka techniczna zgrzewarek punktowych
 - b) charakterystyka techniczna zgrzewarek rolkowych
 - c) charakterystyka techniczna zgrzewarek doczołowych
 - d) elektrody
- IV. Własności wytrzymałościowe złącz zgrzewanych.

I Tabela 1 Sposoby oczyszczania powierzchni przed zgrzewaniem*

| Rodzaj zgrzewanych materiałów | Stan powierzchni | Sposoby oczyszczania powierzchni | Metody kontroli |
|---|-------------------------------------|--|--|
| Stale konstrukcyjne nierdzewne i zarodkowe walcowane na zimno | Powierzchnie bez zgorzeli (zendraj) | Powierzchnie należy oczyścić tylko w miejscach przewidzianego szwu na szerokość 20 mm za pomocą: 1- okrągłej szczałki drucianej, 2- drobnociąbnistego papieru ściernego | Kontrola wyglądu zewnętrznego oczyszczonej powierzchni |
| Stale konstrukcyjne, nierdzewne i zarodkowe walcowane na gorąco | Powierzchnie ze zgorzelin (zendraj) | Przedmioty należy poddać trawieniu lub piaskowaniu. Po piaskowaniu należy przedmioty oczyścić z resztek piasku za pomocą strumienia sprężonego powietrza, miejsca gdzie przewidziany jest szew, oczyścić szczałką drucianą na szerokość 20 mm. | Kontrola za pomocą pomiaru gładkości i wyglądu zewnętrznego oczyszczonej powierzchni |
| Dural | Platerowane | Obrobka chemiczna - trawienie. Tylko w wyjątkowych przypadkach można dopuścić czyszczenie drobnociąbnistym papierem ściernym w miejscach szwu | Kontrola za pomocą pomiaru gładkości i wyglądu zewnętrznego oczyszczonej powierzchni |
| | Nieplaterowane | Obrobka chemiczna - trawienie. Czyszczenie drobnociąbnistym papierem ściernym w miejscach szwu | Kontrola za pomocą pomiaru gładkości i wyglądu zewnętrznego oczyszczonej powierzchni |
| Aluminium i stopy aluminium-AMc | Pokryte naturalną warstwą tlenków | Czyszczenie drobnociąbnistym papierem ściernym w miejscach szwu, szczałką drucianą lub trawienie | Kontrola wyglądu zewnętrznego oczyszczonej powierzchni |
| Stopy magnezowe | Pokryte naturalną warstwą tlenków | Czyszczenie drobnociąbnistym papierem ściernym, szczałką drucianą lub trawienie | Kontrola wyglądu zewnętrznego oczyszczonej powierzchni |
| Stopy miedzi | Pokryte naturalną warstwą tlenków | Trawienie a następnie czyszczenie w miejscach szwu szczałką drucianą lub drobnociąbnistym papierem ściernym | Kontrola wyglądu zewnętrznego oczyszczonej powierzchni |
| Tytan i stopy tytanu | Powierzchnie ze zgorzeliną | Piaskowanie lub obrobka chemiczna - trawienie | Kontrola wyglądu zewnętrznego oczyszczonej powierzchni |

* Powierzchnie przewidziane do oczyszczenia powinny być dokładnie odiluzowane

I Tabela 2 Skład chemiczny roztworów stosowanych do trawienia części ze stali węglowych, nierdzewnych, zarodkowych, stopów miedzi, tytanu i stopów tytanu

| Materiały trawione | Skład roztworu trawiącego | Temperatura trawienia °C |
|--|--|--------------------------|
| Stale węglowe | Kwas siarkowy (H ₂ SO ₄) w ilości 200 g/l wody | 50-60 |
| | Chlorek sodu (NaCl) w ilości 10 g/l wody | 30-40 |
| Stale konstrukcyjne stopowe (chromowe i miedziowe) | Kwas solny (HCl) w ilości 200 g/l wody | 50-60 |
| | Kwas siarkowy (H ₂ SO ₄) w ilości 100 g/l wody | 50-60 |
| Stale nierdzewne i zarodkowe | Kwas siarkowy (H ₂ SO ₄) w ilości 110 g/l wody | 50-70 |
| | Kwas solny (HCl) w ilości 130 g/l wody | |
| | Kwas azotowy (HNO ₃) w ilości 10 g/l wody | 15-25 |
| | Kwas azotowy (HNO ₃) w ilości 200 cm ³ /l wody | |
| Stopy miedzi | Kwas solny (HCl) w ilości 10-20 cm ³ /l wody | 15-25 |
| | Kwas azotowy (HNO ₃) w ilości 75 cm ³ /l wody | |
| | Kwas siarkowy (H ₂ SO ₄) w ilości 100 cm ³ /l wody | |
| Tytan i stopy tytanu | Kwas solny (HCl) - 350 cm ³ | |
| | Kwas azotowy (HNO ₃) - 50 cm ³ | |
| | Woda (H ₂ O) - 300 cm ³ | |

I Tabela 3 Skład chemiczny roztworów stosowanych do trawienia części ze stopów aluminium i stopów magnezowych.

| Materiały trawione | Skład roztworu trawiącego | Temperatura trawienia °C | Czas trawienia min | | |
|--------------------|--|--------------------------|--------------------|-----|-----|
| | | | Stopy D18: W95 | AMc | AMg |
| Stopy aluminium | Kwas ortofosforowy (H ₃ PO ₄) - 500 g/l wody | 20-22 | 30 | 24 | 36 |
| | Bezchromian potasu (K ₂ Cr ₂ O ₇) lub dwuchromian sodu (Na ₂ Cr ₂ O ₇) techniczny w ilości 91-100 g/l wody | 23-27 | 20 | 15 | 25 |
| Stopy magnezowe | Bezchromian chromowy (Cr ₂ O ₃) - 2 g/l wody | 60-70 | 2-3 | | |
| | Bezchromian chromowy (Cr ₂ O ₃) - 20 g/l wody | 20 | 1-2 | | |
| Stopy magnezowe | Bezchromian chromowy (Cr ₂ O ₃) - 15 g/l wody | 20-25 | 3-5 | | |
| | Azotan sodowy (NaNO ₃) lub azotan wapnia Ca(NO ₃) ₂ w ilości 25-30 g/l wody | | | | |

* Technika Lotnicza Pomoc Konstruktorów 71-68 Okt str II

СОДЕРЖАНИЕ

Стр.

| | |
|--|---------|
| Выводы из завещания Чеслава Витосцинского | 125 |
| Необходимость интенсивного технического успеха в нашем планеризме | 126 |
| W. NOWAKOWSKI: Влияние конструктивных параметров рекордного планера на его качества при перелете с использованием восходящих потоков воздуха | 127 |
| A. MORELLI: Аэродинамические испытания нового типа щелевого руля | 131 |
| J. SANDAUER: Вопрос нагрузки планера при полете в неспокойном воздухе с точки зрения польских норм прочности | 134 |
| Z. MRUGALSKI: Проектирование циферблатов измерительных приборов | 138 |
| R. ZATWARNICKI: Развитие конструкции узла крепления крыла с фюзеляжем в Польском Опытном Планерном Заводе | 143 |
| Производство — A. SKARBINSKI: Технические возможности снижения себестоимости планера | 146 |
| Наш репортаж — R. LEWANDOWSKI: Сводка VII Конгресса OSTIV | 149 |
| Технические новости — J. M. Электрический указатель поворота типа ZS-1 | 151 |
| Обзор новаторских предложений | 152 |
| Документальный обзор авиации | 155 |
| Конструкторские пособия — H. ZATYKA: Контрактная сварка в авиационной промышленности. Часть II | обертки |

CONTENTS

Page

| | |
|---|----------|
| Conclusions from Czesław Witoszyński's testament | 125 |
| Quicker technical progress in our gliding | 126 |
| W. NOWAKOWSKI: The influence of high performance sailplane design parameters on its cruising properties when utilising thermal upcurrents | 127 |
| A. MORELLI: The wind tunnel tests of a new slotted rudder airfoil | 131 |
| J. SANDAUER: The loading of sailplane in gusts — in view of Polish strength requirements | 134 |
| Z. MRUGALSKI: Design of scale plates of measuring instruments | 138 |
| R. ZATWARNICKI: The development of the design thoughts concerning wing main spar fittings at SZD (Experimental Glider Establishment at Bielsko) | 143 |
| Production — A. SKARBINSKI: Technical possibilities of glider cost reduction | 146 |
| Our Report — R. LEWANDOWSKI: The VII-th OSTIV Congress | 149 |
| Technical News — J. M.: The sailplane electric turn indicator of ZS-1 type | 151 |
| Review of Rationalisation Projects | 152 |
| Aviation Bibliography | 155 |
| Designers Data Sheets — H. Zatyka: Resistance-Welding in aircraft production. Part II | on cover |

TECHNIKA LOTNICZA — Dwumiesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Naukowo-Technicznego Inżynierów i Techników Mechaników Polskich

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Komitet Redakcyjny w składzie: Redaktor naczelny — mgr inż. Jan Paczowski. Redaktorzy działów — mgr inż. St. Lassota, mgr inż. R. Lewandowski, mgr inż. St. Madeyski.

Redaktor techniczny: Mieczysław Dołowy, Sekretarz redakcji: Jarosława Berzyńska

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 33-61-11

Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł.

Przenumerata roczna 74.— zł.

Półroczna 36.— zł.

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1958 r. Ark. wyd. 8.5. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 700 egz. Papier druk sat. kl. V, 80 g, 61X86/8. Maszynopis oddano do skład. 5.VIII.58 r. Druk ukończono 27.X.58 r. Cena egzemplarza 12 zł. Druk. im. Rewolucji Październikowej, Warszawa, Zam. 1241/58. A-12.

TECHNIKA LOTNICZA

DWUMIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA NAUKOWO-TECHNICZNEGO
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

ROK XIII

WRZESIEŃ – PAŹDZIERNIK 1958 R.

ZESZYT 5 (53)

Prof. JERZY BUKOWSKI

Wnioski z testamentu Czesława Witoszyńskiego w dziesiątą rocznicę zgonu

„Słyszałem kilkakrotnie wygłaszane w dyskusjach powojennych zdanie, że po zniszczeniach wojny jesteśmy zbyt biedni, aby tworzyć własny przemysł lotniczy i że z tego względu będziemy musieli posługiwać się maszynami nabywanymi z zagranicy.

W tej sprawie z całym naciskiem i z całą pewnością stwierdzam, że przemysł lotniczy powstanie i że żadna polityka nic tu nie pomoże. Stworzą go młodzi, o ile starzy będą się ociągali i stawiali przeszkody, a młodych i zapalonych kompetentnych jest dziś legion, nie zaś kilku lub kilkunastu, jak to było po roku 1918.“

(Z listu prof. C. Witoszyńskiego do Wiceministra Oświaty w sprawie odbudowy zburzonego przez Niemców Instytutu Aerodynamicznego).

13 września bieżącego roku minęło dziesięć lat od zgonu profesora Czesława Witoszyńskiego — jednego z zasłużonych organizatorów Politechniki Warszawskiej, twórcy Instytutu Aerodynamicznego w Warszawie, czołowego pioniera polskiej nauki i techniki lotniczej.

Z perspektywy tych minionych lat dziesięciu można w całej pełni ocenić stratę, jaką poniosła polska technika lotnicza przez śmierć profesora Witoszyńskiego; śmierć, która zabrała go w pełni sił twórczych.

Krótkie wspomnienie, jakie na łamach „Techniki Lotniczej“ chcę poświęcić osobie Witoszyńskiego z okazji smutnej rocznicy, nie będzie ani przypomnieniem danych biograficznych, ani analizą jego nieprzemijających zasług jako twórcy szkoły naukowej. Z należytą starannością, w odrębnych opracowaniach usiłowaliśmy utrwalić postać tego wybitnego uczonego i inżyniera dla historii polskiej nauki i techniki*).

Pragnę natomiast raz jeszcze, możliwie dobitnie, zwrócić uwagę na osobę Czesława Witoszyńskiego jako niezastąpionego patrona twórczej myśli technicznej w lotnictwie, w szczególności patrona młodych, wytrwałych i ambiwntnych konstruktorów.

Nie przypadkowo przytoczyłem jako motto tego krótkiego wspomnienia urywek z listu prof. Witoszyńskiego, pisanego w r. 1945, kiedy to pierwszym skromnym zaczątkiem naszej odradzającej się techniki lotniczej był zespół inż. Tadeusza Sołtyka w Lotniczych Warsztatach Doświadczalnych w Łodzi.

Przytoczone słowa Witoszyńskiego trudno dziś czytać bez uczucia goryczy. Głęboko dramatyczna treść tkwi w niesprawdzeniu się jego przewidywań, wypowiedzianych z taką siłą przekonania. Bo istotnie, wielkim nakładem środków zbudowaliśmy przemysł lotniczy o mocy produkcyjnej, przekraczającej nadzieje tych, którzy znali ten przemysł w Polsce w okresie międzywojennym. Nie wolno dziś zaprzeczyć zasług ani „starych“, ani „młodych zapalonych i kompetentnych“, których przyczynili się do rozwoju naszego obecnego, opartego na produkcji licencyjnej, przemysłu lotniczego.

Czy jednak tylko takie zadania widział przed „młodymi“ Witoszyński w zakresie rozwoju polskiego przemysłu lotniczego i polskiej techniki lotniczej?

Czy, pisząc cytowane słowa, nie miał przed oczyma upartej pracy pierwszych konstruktorów okresu międzywojennego: Dąbrowskiego, Drzewieckiego, Wigury, Rogalskiego, Puławskiego, Praussa, Nowkuńskiego i tylu innych ich następców i współpracowników, którzy dźwignęli polskie konstrukcje samolotów wszystkich prawie kategorii na światowy poziom?

Czy nie miał w pamięci niespożytej energii, z jaką Czesław Bieniek rozwinął w pracach laboratorium Instytutu Aerodynamicznego badania, służące jak najbardziej bezpośrednio doskonaleniu tych konstrukcji?

Czy nie pomyślał, że rozkwit polskiej techniki lotniczej w okresie międzywojennym nastąpił na przestrzeni niespełna 10 lat?

Witoszyński podjął w pierwszych miesiącach po wyzwoleniu energiczne starania o rekonstrukcję zniszczonego w czasie działań wojennych Instytutu Aerodynamicznego, popierał usilnie rozwój Instytutu Technicznego Lotnictwa, otaczał najdalej idącą opieką pierwsze konstrukcje powojenne samolotów (LWD), nie zaniedbywał rozwoju studiów lotniczych na powstających politechnikach.

Pełen młodzieńczego zapału, bogaty w doświadczenie lat przeszłych, ufny jak zawsze w młodych, znajdujący pomoc i oparcie w uszczupionej, jednak zawsze licznej kadrze doświadczonych już inżynierów lotniczych, wierzył w szybkie dźwignięcie się polskiego lotnictwa.

Popęnilibyśmy niewątpliwie poważny błąd stwierdzając, że zastój i opóźnienie w rozwoju własnych konstrukcji lotniczych w Polsce na przestrzeni ostatnich dziesięciu lat jest jedynie wynikiem faktu, iż pracom tym zabrakło autorytatywnego patrona, jakim był w latach dwudziestych i trzydziestych Witoszyński.

Nie wolno zapominać, że w ciągu paru lat intensywnej rozbudowy przemysłu lotniczego i uruchomienia produkcji w nowych wytwórniach, większość konstruktorów lotniczych musiało opuścić stoły rysunkowe i doświadczeniem swoim wspomóc kadry techniczne tych wytwórni. Wiadomo jest, iż w tym czasie Instytut Lotnictwa musiał bardziej skoncentrować się na problemach technologicznego opanowania produkcji w wytwórniach płatowców, silników i osprzętu lotniczego niż na pracach badawczych służących rozwojowi nowych konstrukcji.

Pamiętać też trzeba niestety, że data śmierci profesora Witoszyńskiego zbiegła się w życiu naszego kraju z początkiem okresu, który określić by można jako regres samodzielności działania i myślenia zarówno politycznego, jak gospodarczego i technicznego.

Niewątpliwie, gdyby Witoszyńskiemu dane było żyć kilka lat dłużej, uczyniłby on wszystko, aby nie dopuścić do tego stopnia recesji rozwoju twórczości technicznej w dziedzinie lotnictwa, jaka w wyniku wymienionych wyżej obiektywnych przyczyn nastąpiła.

Snując te smutne refleksje w związku z dziesiątą rocznicą śmierci „ojca lotnictwa polskiego“ (jak często Witoszyńskiego nazywano), nie możemy poprzestać wyłącznie na retrospekcji. Trzeba przy tej sposobności z testamentu tego uczonego i technika, testamentu napisanego całą pracą jego życia, wyciągnąć konstruktywne wnioski. Trzeba przypomnieć głoszone przez Witoszyńskiego wskazania, które okazywały się niezawodne jako czynnik postępu w nauce i technice.

Witoszyński głosił paradoksalną — na pozór — zasadę, że lepiej uczyć się na własnych błędach niż trawić życie na poprawianiu lub powtarzaniu cudzych.

*) C. Witoszyński — Prace Wybrane, PWN 1957. Kwartalnik Historii Nauki i Techniki, nr 1, PWN 1956. Actes du VIII-e Congrès International d'Histoire de Sciences, Florence 1956.

Ileż to razy trzeba by przypominać tę dewizę dziś, kiedy od każdej nowej konstrukcji, od każdej nowej koncepcji twórczej chciałoby się a priori żądać niezawodności i pełnej gwarancji pomyślnych rezultatów; kiedy w wielu dziedzinach (nie mam w tej chwili na myśli sprzętu lotniczego) podejmowano wielkoseryjne produkcje licencyjne, których dokładniej zbadane metryki narodzin konstrukcji sięgały okresu pierwszej wojny światowej, byle tylko uniknąć „ryzyka“ konstrukcji nowych.

Mówiliśmy już o zaufaniu, jakim darzył Witoszyński młodych. Sprawie tej chcę jeszcze poświęcić słów kilka z pozycji tych wszystkich kolegów, którzy niegdyś byli „młodymi Witoszyńskiego“, a jest ich garść niemała.

Mamy już za sobą przynajmniej dwa pokolenia młodych. Tych, którzy weszli w pracę zawodową w pierwszych latach powojennych i tych, którzy rok do roku do ostatnich dni opuszczają mury uczelni. Pierwsi są już — a przynajmniej powinni być — inżynierami, zdolnymi do samodzielnej pracy. Tym najmłodszym powinniśmy otwierać najlepsze perspek-

tywy samodzielnego rozwoju. Rozważmy, czy nie zanadto zrzedzimy na temat braku zapału i ofiarności w pracy młodych. Nie obawiamy się ich błędów, pamiętając, że sami z własnych błędów niejednokrotnie wyciągaliśmy naukę.

Uprzytomnijmy sobie wreszcie, że w dalszym ciągu w żółtym tempie będziemy usuwali opóźnienia rozwoju twórczej pracy w dziedzinie techniki lotniczej, jeśli odpowiedzialność za ten rozwój będziemy monopolizowali tylko w „doświadczonych“ rękach.

Dwa lata minęło od dni października 1956, kiedy to wolno nam było podnieść głos w sprawie zaniedbań rozwoju własnych konstrukcji lotniczych.

Jak daleko posunęliśmy się naprzód w tym czasie? Kiedy wreszcie wypełnimy treścią naszych osiągnięć technicznych propagandę lotnictwa, tak szeroko w naszym kraju rozwijaną? Którą z kolei rocznicę śmierci Czesława Witoszyńskiego uczymy spłaceniem długu zaufania, jakie miał do tych wszystkich, którzy po nim dźwignąć mieli rozwój lotnictwa w Polsce?

○ szybszy postęp techniczny w naszym szybownictwie

VII Międzynarodowe Mistrzostwa Szybowcowe Świata przekonały nas, że dla przodowania w dziedzinie szybownictwa nie wystarczy tylko „chęć szczerą“ i to tylko części zainteresowanych, ale i potrzebne są zabezpieczenia techniczne. Konieczne są badania, intensywniejsza praca biur konstrukcyjnych, zabezpieczenie niektórych dostaw itp. Wysiłek zresztą nie taki zbyt wielki, stać nas było na dużo większe. Wysiłek ten jednak musi szybko nastąpić o ile nie chcemy utracić opinii jednego z przodujących w szybownictwie państw świata.

W trosce o losy naszego szybownictwa odbyła się z inicjatywy Instytutu Lotnictwa, Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego, Aeroklubu Polskiej Rzeczypospolitej Ludowej i innych, narada, która miała miejsce 24 lipca r.b. w Instytucie Lotnictwa. Zebranie wysunęło szereg wniosków, z których najważniejsze przytaczamy poniżej. Pełny materiał otrzymały wszystkie zainteresowane instytucje.

Wierzymy, że te słuszne postulaty zostaną szybko przyjęte i znajdą odzwierciedlenie w planach prac, naradach kontrolujących ich wykonanie, że owocem tego będą szybko ukazujące się prototypy; lekkim niepokojem napawa nas fakt blisko półtoramiesięcznego opóźnienia w opracowaniu i rozesłaniu tych wniosków.

Ważniejsze wnioski z narady poświęconej zagadnieniom postępu technicznego w szybownictwie, odbytej 24. VII. 58 w Instytucie Lotnictwa

W dziedzinie planów i koordynacji prac:

Należy opracować perspektywiczny plan postępu technicznego w szybownictwie, wciągający do współpracy wszystkie zainteresowane instytucje. Plan ten powinien być opracowany dokładnie z rozbiorem na poszczególne etapy zagadnień, ściśle rozmieszczone w czasie. Opracowaniem powyższego planu powinny zająć się: ZPL wraz z DZSLS przy współpracy z Aeroklubem PRL i Instytutem Lotnictwa. Zebrani uważają, że nadzór nad opracowaniem i realizacją powyższego jest w gestii dyrektorów powyższych instytucji.

Zebrani uważają za konieczne przeprowadzenie okresowych (np. co pół roku) spotkań przedstawicieli zainteresowanych instytucji celem omówienia postępu realizacji poszczególnych pozycji planu i usuwanie ewentualnych trudności. Udział aktywny lotniczego w tych spotkaniach stanowią będzie jednocześnie kontrolę społeczną realizowanego programu.

W dziedzinie aerodynamiki:

Należy przeprowadzić badania profili laminarnych specjalnie przystosowanych dla szybownictwa. Z uwagi na niemożliwość realizacji powyższego w tunelach aerodynamicznych, należy posłużyć się metodą przeprowadzania pomiarów w locie. Dla przyspieszenia tych prac należy wykorzystać źródła zagraniczne.

Należy przeprowadzić studia klap skrzydłowych, lotek i bezszczelinowych usterzeń oraz hamulców aerodynamicznych. Należy również przeprowadzić badania nad doborem i rozkładem profili wzdłuż płata.

W szerszym niż dotychczas zakresie należy realizować badania aerodynamiczne w tunelach oraz udoskonalić metody prób i pomiarów w locie. Niezbędne jest opracowanie szybkiej i dokładnej metody pomiaru biegunowej prędkości szybowca w locie prostym i w krążeniu.

W dziedzinie konstrukcji:

Zakładając postęp technologiczny należy podjąć prace badawcze zmierzające do uproszczenia schematu statycznego

konstrukcji przy spełnieniu podstawowych wymagań stawianych przez aerodynamikę (duże rozpiętości, duże wydłużenia, wysoka gładkość powierzchni).

Zapewnić możliwość rozszerzenia prac badawczych nad zastosowaniem nowych tworzyw sztucznych w konstrukcjach szybowcowych, zobowiązując jednocześnie przemysł do maksymalnego wykorzystania wyników pracy Instytutu Lotnictwa przy budowie prototypów, a następnie w produkcji seryjnej.

W możliwie najkrótszym czasie przeprowadzić pełne próby w locie szybowca Zefir i uzyskać również ocenę zastosowanych rozwiązań konstrukcyjnych przez pilotów wyczynowych.

Należy zabezpieczyć wykonanie szybowców wyczynowych w klasie otwartej na najbliższe szybowcowe mistrzostwa świata.

W klasie szybowców „standart“ należy zabezpieczyć opracowanie i wykonanie szybowców wyczynowych przygotowanych na następne s. m. ś.

Poza przygotowaniem szybowców wyczynowych na s. m. ś. konieczne jest opracowanie konstrukcji szybowca dwumiejscowego szkolnego oraz jednomiejscowego akrobacyjnego, przeznaczonych do powszechnego zastosowania w aeroklubach.

Należy bezkrytycznie wprowadzać konstrukcje metalowych do szybowców. Celowe jest budowanie metalowych szybowców dwumiejscowych przeznaczonych do intensywnej eksploatacji w aeroklubach i szkołach szybowcowych.

W dziedzinie wytrzymałości:

Należy zbierać materiały statystyczne odnośnie obciążeń w locie i przy lądowaniu.

Należy prowadzić studium metod obliczania konstrukcji warstwowych (sandwich), konstrukcji bezprzegrodowych i konstrukcji podwozia. Należy również opracować metody obliczania drgań samowzbudnych (flutter) i określić kryteria, jak również opracować metody obliczeń i rozwiązań konstrukcyjnych połączeń w konstrukcjach warstwowych i mieszanym.

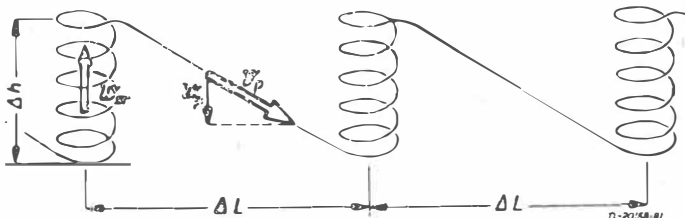
Mgr inż. WŁADYSŁAW NOWAKOWSKI
Szybowcowy Zakład Doświadczalny

Wpływ parametrów konstrukcyjnych szybowca wyczynowego na jego własności przelotowe przy wykorzystywaniu kominów termicznych

W artykule zrobiono próbę analitycznego ujęcia projektu szybowca wyczynowego, w celu uzyskania najlepszych wyników podczas przelotów szybkościowych. Praca była przedstawiona na VII Kongresie OSTIV, Leszno 1958 r.

I. WPROWADZENIE

Od chwili, gdy konkurencje szybkościowe stały się typowymi konkurencjami zawodów szybowcowych, własności przelotowe szybowca wyczynowego stały się podstawą do oceny jego jakości. „Statyczne” porównywanie ze sobą biegunowych prędkości szybowców i przyznawanie wyższości jednemu z nich jedynie na podstawie stwierdzenia, że jego prędkość opadania w zakresie prędkości użytkowych jest mniejsza od prędkości opadania innych, prowadzi często do zupełnie mylnych wniosków. Jedynie przeanalizowanie własności szybowca w krażeniu w powiązaniu z jego własnościami w locie prostoliniowym pozwala na stosunkowo obiektywną ocenę jego własności przelotowych — a więc — jak wspomniałem wyżej — ocenę jakości szybowca.



Rys. 1

Analizę tę można oprzeć na uproszczonym, lecz ogólnie przyjętym w taktyce schemacie przelotu, będącym — jak pokazano na rys. 1 — szeregiem powtarzających się cykli składających się z lotu krażącego w kominie termicznym z prędkością wznoszenia szybowca W_{sr} oraz lotu ślizgowego pomiędzy kominami z prędkością V_p , zwanego przeskokiem. Schemat ten pozwolił szybownikom na proste wyznaczenie — dla danego typu szybowca — najkorzystniejszych prędkości przeskoku V_p oraz średnich prędkości przelotowych V_{sr} — jak na rys. 2 — w zależności od średnich wznoszeń w kominie termicznym W_{sr} . Wystarczy — mianowicie — na pionowej osi biegunowej prędkości odmierzyć wielkość W_{sr} i poprowadzić z tego punktu styczną do biegunowej. Punkt styczności A określa najkorzystniejszą prędkość przeskoku V_p , natomiast punkt B — przecięcia przez styczną poziomej osi biegunowej — określa średnią prędkość przelotu V_{sr} . Dowód słuszności tej konstrukcji jest ogólnie znany*).

II. ZALEŻNOŚCI PODSTAWOWE

W czasie opracowywania projektu aerodynamicznego szybowca wygodniej jest w miejsce opisanej powyżej metody graficznej, nie pozwalającej na szybką ocenę wpływu poszczególnych parametrów konstrukcyjnych szybowca na jego własności, stosować metodę analityczną, może mniej dokładną, lecz pozwalającą na łatwe wyciąganie i uogólnianie wniosków. W tym celu wygodnie jest przedstawić biegunową aerodynamiczną szybowca za pomocą zależności:

$$C_x = C_{x_0} + \frac{k}{\pi A} \cdot C_z^2 + \Delta C_x \dots \dots \dots (1)$$

*) Średnia prędkość przelotu (rys. 1): $V_{sr} = \frac{\Delta L}{t_1 + t_2} \cong \frac{V_p \cdot t_2}{t_1 + t_2}$, przy czym oznaczono czas krażenia przez t_1 , a czas przeskoku przez t_2 . Z rys. 1 widzimy: że $\Delta h = W_{sr} \cdot t_1 = W_p \cdot t_2$ a więc: $W_p : W_{sr} = t_1 : t_2$. Z rys. 2 otrzymujemy: $\frac{W_p}{V_{sr}} = \frac{V_p - V_{sr}}{V_{sr}}$. Wstawiając do tej zależności poprzednio otrzymaną wartość: $\frac{W_p}{V_{sr}} = \frac{t_1}{t_2}$, widzimy, że otrzymane za pomocą omawianej konstrukcji: $V_{sr} = \frac{V_p \cdot t_2}{t_1 + t_2}$, co było do dowiedzenia.

w której: C_x — jest współczynnikiem oporu szybowca przy współczynniku siły nośnej większym od zera, C_{x_0} — jest współczynnikiem oporu szybowca przy współczynniku siły nośnej równym zero, $\frac{k}{\pi A} \cdot C_z^2$ — jest współczynnikiem oporu indukowanego, ΔC_x — jest przyrostem współczynnika oporu szybowca, wywołanym przyrostem oporu profilowego, szkodliwego i interferencyjnego w związku ze wzrostem współczynnika siły nośnej.

Przyjmując z dobrym przybliżeniem, że wspomniany wyżej przyrost współczynnika oporu szybowca wzrasta, podobnie jak współczynnik oporu indukowanego, z kwadratem współczynnika siły nośnej, zależności (1) możemy napisać w postaci:

$$C_x = C_{x_0} + \frac{k}{\pi A} \cdot C_z^2 + \varphi \cdot C_z^2 = C_{x_0} + \frac{C_z^2}{\pi \cdot A_e} \dots (1a)$$

przy czym: $A_e = A \cdot e$ jest tak zwanym efektywnym wydłużeniem skrzydła, $e = \frac{1}{k + \varphi \cdot \pi \cdot A}$ jest współczynnikiem do-

broci aerodynamicznej płatowca (w przybliżeniu dla szybowców wyczynowych $k = 1, \varphi = 0,007$).

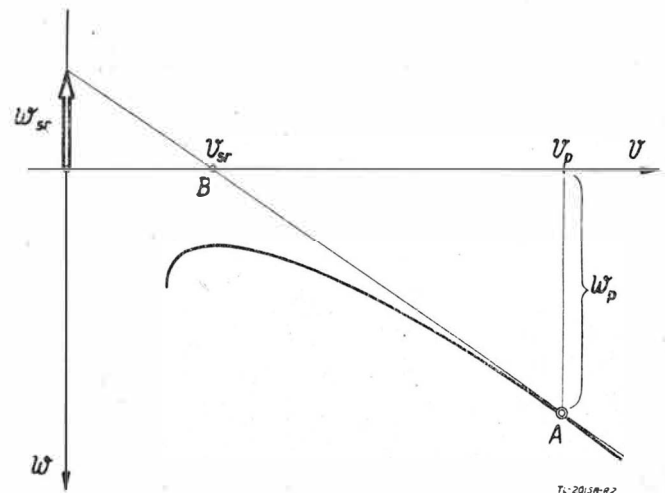
Łatwo można wykazać, że wyżej podana zależność na biegunową aerodynamiczną pozwala wyrazić biegunową prędkości szybowca równaniem:

$$W = a \cdot V^3 + b \cdot V^{-1} \text{ (m/s)} \dots \dots \dots (2)$$

w którym

$$\left. \begin{aligned} a &= \frac{C_{x_0}}{16 \cdot p_Q} \\ b &= \frac{5,1 \cdot p_Q}{A_e} \end{aligned} \right\} \dots \dots \dots (2a)$$

przy czym $p_Q = \frac{Q}{S}$ jest obciążeniem jednostkowym skrzydła.



Rys. 2

Zależność (2) pozwala — po zróżniczkowaniu — przedstawić styczną w punkcie A (rys. 2) do biegunowej prędkości równaniem:

$$W = (3a \cdot V_p^2 - b \cdot V_p^{-2}) \cdot V - W_{sr} \dots \dots \dots (3)$$

Z obu równań: biegunowej i stycznej do niej, można obliczyć wielkość prędkości opadania szybowca W_p w czasie przeskoku z prędkością V_p :

$$W_p = a \cdot V + b \cdot V_p^{-1} = 3a \cdot V_p^3 - b \cdot V_p^{-1} - W_{sr} \quad (4)$$

a więc:

$$W_{sr} = 2(a \cdot V_p^3 - b \cdot V_p^{-1})$$

Z rys. 2 widzimy poza tym, że

$$\frac{W_{sr}}{V_{sr}} = \left(\frac{\partial W}{\partial V} \right)_{V=V_p} = 3a \cdot V_p^2 - b \cdot V_p^{-2}$$

skąd:

$$V_{sr} = \frac{W_{sr}}{3a \cdot V_p^2 - b \cdot V_p^{-2}} \quad (5)$$

Otrzymane powyżej zależności pozwalają na szybkie obliczenie prędkości przeskoku oraz średniej prędkości przelotu, gdy znana jest wielkość średniej prędkości wznoszenia w kominie termicznym oraz wielkość stałych a i b , zależnych od parametrów konstrukcyjnych szybowca.

III. ŚREDNIA PRĘDKOŚĆ WZNOŚZENIA SZYBOWCA W KOMINIE

Prędkość wznoszenia szybowca w kominie jest różnicą pomiędzy prędkością wznoszenia mas powietrza, w którym krąży szybowiec i jego prędkością opadania.

W ustalonym krążeniu prędkość szybowca wzdłuż toru V_z oraz jego prędkość opadania W_z zmieniają się — przy stałym kącie natarcia — wraz ze wzrostem kąta przechylenia szybowca δ w myśl zależności:

$$\left. \begin{aligned} V_z &= V \cdot \frac{1}{\sqrt{\cos \delta}} \\ W_z &= W \cdot \frac{1}{\sqrt{\cos^3 \delta}} \end{aligned} \right\} \quad (6)$$

w których V oraz W są prędkościami w locie prostoliniowym na danym kącie natarcia.

Wstawiając zależności (6) do zależności (2) i wyrażając $\cos \delta$ za pomocą znanej zależności zachodzącej w krążeniu:

$$\operatorname{tg} \delta = \frac{V_z^2}{R \cdot g} \quad (7)$$

otrzymujemy po prostych przekształceniach zależność, za pomocą której możemy obliczyć prędkość opadania szybowca w krążeniu lub biegunowy prędkości lotu prostoliniowego możemy przeliczyć na biegunową prędkości w krążeniu wzdłuż toru o promieniu R :

$$W_z = \left(a + \frac{b}{(R \cdot g)^2} \right) \cdot V_z^3 + b \cdot V_z^{-1} = W + \frac{b}{(R \cdot g)^2} \cdot V_z^3 \quad (8)$$

W zależności tej: W_z jest prędkością opadania w czasie krążenia wzdłuż toru o promieniu R , z prędkością V_z , W jest prędkością opadania w locie prostoliniowym z prędkością wzdłuż toru $V = V_z$.

Za pomocą zależności (8) można wykazać, że najmniejsza prędkość opadania szybowca w krążeniu występuje przy ekonomicznej prędkości w krążeniu:

$$V_{e_z} = \frac{1}{\sqrt[4]{\frac{1}{V_e^4} + \frac{3}{(R \cdot g)^2}}} \quad (9)$$

przy czym V_e jest prędkością ekonomiczną danego szybowca w locie prostoliniowym.

Prędkość ekonomiczna w krążeniu zmniejsza się w miarę zacieśniania promienia krążenia. Ponieważ równocześnie zwiększa się najmniejsza prędkość szybowca w myśl zależności:

$$V_{m_z} = \frac{1}{\sqrt[4]{\frac{1}{V_m^4} - \frac{1}{(R \cdot g)^2}}} \quad (10)$$

w której V_m jest najmniejszą prędkością danego szybowca w locie prostoliniowym, począwszy od pewnego promienia krążenia, minimum prędkości opadania w krążeniu występuje w czasie krążenia z wyżej podaną prędkością V_{m_z} .

W czasie krążenia z prędkością V_{m_z} łatwo można szybowiec „przeciagnać”, dlatego też wykonywane jest ono — z zasady — z prędkością nieco większą od najmniejszej, a mianowicie:

$$\bar{V} = k \cdot V_{m_z} = \frac{k}{\sqrt[4]{\frac{1}{V_m^4} - \frac{1}{(R \cdot g)^2}}} \quad (11)$$

przy czym k jest tak zwanym współczynnikiem umiejętności krążenia, który u dobrych szybowców waha się w granicach: $1,1 > k > 1,0$

W czasie krążenia szybowca z prędkością \bar{V} wzdłuż toru o promieniu R działa na niego — a więc i na pilota — wypadkowe przyspieszenie:

$$m \cdot g = \sqrt{\left(\frac{\bar{V}^2}{R} \right)^2 + g^2} \quad (12)$$

przy czym m jest tak zwanym współczynnikiem obciążenia w krążeniu.

Wyrażając w tej zależności prędkość krążenia za pomocą zależności (11) otrzymujemy — po prostych przekształceniach — zależność pomiędzy promieniem toru krążenia R , najmniejszą prędkością szybowca w locie prostoliniowym V_m , współczynnikiem umiejętności krążenia k oraz wielkością współczynnika obciążenia występującego w krążeniu m :

$$R = \frac{V_m^2}{g} \sqrt{\frac{k^4 + m^2 - 1}{m^2 - 1}} \quad (13)$$

Przyspieszenie występujące w czasie krążenia wyczerpuje pilota. Dlatego też w dłuższym krążeniu współczynnik obciążenia m nie powinien przekraczać wartości m_f , podyktowanej względami fizjologicznymi.

Pomiędzy wielkością współczynnika obciążenia a kątem przechylenia szybowca w krążeniu zachodzi zależność:

$$\operatorname{tg} \delta = \sqrt{m^2 - 1}$$

Przyjmując, że w dłuższym krążeniu „przyjemny” kąt przechylenia szybowca mieści się w granicach: $45^\circ > \delta > 35^\circ$, otrzymujemy z wyżej podanej zależności podyktowaną względami fizjologicznymi wielkość współczynnika obciążenia w krążeniu: $1,4 > m_f > 1,2$.

Wstawiając ten współczynnik do zależności (13) otrzymujemy z kolei wielkość „fizjologicznego” promienia toru krążenia szybowca:

$$R_f = \frac{V_m^2}{g} \cdot \sqrt{\frac{k^4 + m_f^2 - 1}{m_f^2 - 1}} \quad (13a)$$

to znaczy wielkość promienia toru krążenia, wzdłuż którego krążąc pilot nie doznaje obciążeń wyższych od zdefiniowanych powyżej, których przekroczenie wywoływałoby u niego zbyt szybkie zmęczenie.

Ponieważ najmniejsza prędkość prostoliniowego lotu szybowca ($h = 0$) wynosi:

$$V_m = \sqrt{p_Q \cdot \frac{16}{C_{z \max}}} \quad (14)$$

fizjologiczny promień krążenia szybowca:

$$R_f = \left[p_Q \cdot \frac{16}{C_{z \max}} \right] \cdot \frac{\bar{k}}{g} \quad (13b)$$

przy czym dla uproszczenia oznaczono:

$$\bar{k} = \sqrt{\frac{k^4 + m_f^2 - 1}{m_f^2 - 1}}$$

Wstawiając tak określony promień krążenia do zależności (11) otrzymujemy prędkość krążenia wzdłuż toru o fizjologicznym promieniu:

$$\bar{V}_f = \sqrt{p_Q \cdot \frac{16}{C_{z \max}} \cdot k^* \dots \dots \dots} \quad (15)$$

przy czym dla uproszczenia oznaczono:

$$k^* = \sqrt[4]{k^4 + m_f^2 - 1}$$

Promień krążenia oraz prędkość wzdłuż toru wyrażona zależnościami (13b) oraz (15), wstawione do zależności (8) pozwalają na obliczenie prędkości opadania szybowca w czasie krążenia po torze o „fizjologicznym” promieniu krążenia.

Po kilku przekształceniach zależność ta przyjmuje postać:

$$W_f = \sqrt{p_Q} \cdot \left[\frac{C_{x_0}}{16} \cdot k^{*3} \cdot \left(\frac{16}{C_{z \max}} \right)^{3/2} + \frac{5,1}{A_e} \left(\frac{k^{*3}}{k^2} + \frac{1}{k^*} \right) \left(\frac{C_{z \max}}{16} \right)^{1/2} \right] \dots \dots \dots \quad (16)$$

Aby móc określić wielkość prędkości wznoszenia szybowca w kominie, musimy z kolei — chociażby w przybliżeniu — wyznaczyć rozkład prędkości mas powietrza wzdłuż średnicy komina termicznego.

Zagadnienia tego nie da się niestety rozwiązać w sposób ścisły i uniwersalny. Nasza dotychczasowa znajomość atmosfery pozwala jedynie stwierdzić, że wspomniany rozkład można z wystarczającym przybliżeniem przedstawić za pomocą paraboli n-tego stopnia:

$$W_k = \bar{W}_k - x \cdot R^n \dots \dots \dots \quad (17)$$

w której W_k jest prędkością mas powietrza w odległości R od jego centrum, \bar{W}_k — jest prędkością w centrum komina, x, n — są wielkościami charakterystycznymi dla danego komina, przy czym są one różne dla różnych kominów i — najprawdopodobniej — różne dla tego samego komina na różnych wysokościach.

Ponieważ interesują nas własności szybowca w krążeniu wzdłuż toru o promieniu R_f , obliczamy prędkość mas powietrza w tej właśnie odległości od centrum komina wstawiając do zależności (17) zależność (13b):

$$W_{kf} = \bar{W}_k - p_Q^n \cdot x \cdot \left(\frac{16}{C_{z \max}} \cdot \frac{\bar{k}}{g} \right)^n \dots \dots \dots \quad (17a)$$

Różnica pomiędzy prędkością mas powietrza w kominie a prędkością opadania szybowca w krążeniu — a więc różnica pomiędzy zależnościami (17a) a (16) jest poszukiwaną przez nas prędkością wznoszenia szybowca w czasie krążenia w kominie termicznym:

$$W_{sr} = \bar{W}_k - p_Q^n \cdot x \left(\frac{16}{C_{z \max}} \cdot \frac{\bar{k}}{g} \right)^n + \sqrt{p_Q} \left[\frac{C_{x_0}}{16} \cdot k^{*3} \cdot \left(\frac{16}{C_{z \max}} \right)^{3/2} + \frac{5,1}{A_e} \left(\frac{k^{*3}}{k^2} + \frac{1}{k^*} \right) \left(\frac{C_{z \max}}{16} \right)^{1/2} \right] \dots \dots \dots \quad (18)$$

Aby móc korzystać z ostatniej zależności musimy — chociażby w przybliżeniu — określić rząd wielkości \bar{W}_k, x oraz n dla „typowego” komina, występującego u nas często w warunkach ocenianych jako dobre.

Obraz takiego „typowego” komina można stworzyć wykorzystując często słyszane wypowiedzi naszych szybowników na temat własności szybowca SZD-8 „Jaskółka” w krążeniu, np.:

Często słyszane zdanie, że średnia prędkość wznoszenia „Jaskółki” w warunkach ocenianych jako przeciętne wynosi $\bar{W}_{sr} = 1,5$ m/s i że w centrum komina wznoszenia jest około $\Delta W_{sr} = 0,5$ m/s większe od znośen w miejscu dobrze wycelowanego krążenia, pozwala przyjąć: $\bar{W}_k = 3$ m/s, ponieważ

prędkość opadania „Jaskółki” w krążeniu po torze o jej „fizjologicznym” promieniu wynosi $W_f = 1$ m/s, a:

$$\bar{W}_k = W_{sr} + \Delta W_{sr} + W_f = 1,5 + 0,5 + 1,0 = 3 \text{ m/s}$$

Twierdzenie, że wychylenie klap „Jaskółki” nie ma istotnego wpływu na jej średnią prędkość wznoszenia, pozwala przyjąć, że gradient prędkości wznoszenia mas powietrza w kominie w odległości R_f od jego centrum — dla szybowca „Jaskółka” — jest tego samego rzędu co gradient prędkości opadania „Jaskółki”, zwiększonej wychyleniem klap i zacieśnieniem promienia krążenia. Gradient ten został w swoim czasie

obliczony i wynosił: $\frac{\Delta W_f}{\Delta R_f} = 0,02 \frac{\text{m/s}}{\text{m}}$.

Wyżej przytoczone zdania pozwalają, na podstawie zależności (17a) napisać:

$$\frac{\partial W_k}{\partial R} = -n \cdot x \cdot R_f^{n-1} = -\frac{\Delta W_f}{\Delta R_f} = -0,02$$

oraz

$$\Delta W_{sr} = \bar{W}_k - W_k = x \cdot R_f^n = 0,5$$

Z rozwiązania obu tych równań — przyjmąwszy dla „Jaskółki” $R_f = 59$ m — otrzymujemy: $n = 2,36, x = 0,000033$.

Średnica tak zdefiniowanego komina termicznego wynosi około 250 m, co również pokrywa się z wypowiedziami szybowników przy omawianiu „przeciętnych” warunków aerologicznych.

Oczywiście tak dosyć dowolnie przyjęty schemat komina może posłużyć do przeprowadzania jedynie obliczeń porównawczych. Niemniej należy zaznaczyć, że za pomocą takiego „typowego” komina porównano własności przelotowe kilku naszych szybowców i wyniki analizy w zupełności pokrywały się z opinią pilotów.

IV. DOBÓR PARAMETRÓW KONSTRUKCYJNYCH SZYBOWCA

Szybowiec o dobrych własnościach przelotowych powinien:

- a) osiągać możliwie wysoką prędkość wznoszenia w przeciętnych warunkach aerologicznych,
- b) osiągać wysoką prędkość przeskoku nawet przy słabych prędkościach wznoszenia szybowca w kominach termicznych,
- c) osiągać wysoką doskonałość penetracyjną, to jest doskonałość aerodynamiczną w zakresie prędkości przeskoku,
- d) osiągać jak największą średnią prędkość przelotu.

Uzasadnienie wyżej podanych wymagań jest proste.

Szybowiec o wysokiej prędkości wznoszenia w kominie termicznym ma nie tylko możliwość osiągnięcia wysokiej prędkości przeskoku i przelotu, co widać wyraźnie z konstrukcji na rys. 2, ale przede wszystkim potrafi wykorzystywać słabe kominy i przetrzymywać w powietrzu kryzysy aerologiczne.

Wysoka prędkość przeskoku pozwala na wykorzystywanie przez pilota na trasie przeskoku aktualnych warunków termicznych, to znaczy warunków niewiele różnych od tych, jakie istniały w chwili podjęcia przez pilota decyzji przeskoku.

Wysoka doskonałość penetracyjna pozwala „przepenetrować” pilotowi większy obszar w poszukiwaniu najsilniejszego komina przy przeznaczonej na ten cel przez pilota wysokości.

Dążenie do osiągnięcia jak najwyższej prędkości przelotu jest celem wyczynu szybowcowego i nie wymaga uzasadnienia.

Aby móc odpowiedzieć, w jaki sposób konstruktor może osiągnąć kompromis pomiędzy wyżej wymienionymi — częściowo sprzecznymi — wymaganiami, należy przeanalizować zależności (18) oraz (4) i (5).

Dwie ostatnie zależności po wstawieniu do nich wartości stałych a oraz b z zależności (2a) przyjmują postać:

$$W_{sr} = 2 \left(\frac{C_{x_0}}{16} \cdot \frac{V_p^3}{p_Q} - \frac{5,1}{A_e} \cdot \frac{p_Q}{V_p} \right) \dots \dots \dots \quad (19)$$

$$V_{sr} = \frac{W'_{sr}}{3 \cdot \frac{C_{x_0}}{16} \cdot \frac{V_p^2}{p_Q} - \frac{5,1}{A_e} \cdot \frac{p_Q}{V_p^2}} \dots \dots \dots \quad (20)$$

Poza wyżej podanymi zależnościami możemy napisać jeszcze zależność na wielkość doskonałości penetracyjnej, która — jak łatwo można wykazać — wynosi:

$$d_p = \frac{V_p}{W_p} = \frac{1}{W_{sr} \left(\frac{1}{V_{sr}} - \frac{1}{V_p} \right)} \dots \dots (21)$$

W wymienionych powyżej zależnościach figurują wielkości, na które konstruktor:

a) nie ma wpływu, jak np. wielkości charakterystyczne komina termicznego: \bar{W}_k, x, n w zależności (18),

b) ma bezpośredni wpływ przez odpowiedni ich dobór — jak np.:

C_{x_0} = współczynnik oporów szybowca, Δ_e — wydłużenie efektywne skrzydła, $C_{z_{max}}$ — największy współczynnik siły nośnej, p_Q — obciążenie jednostkowe skrzydła,

c) ma wpływ pośredni — jak np. wielkości: k^* oraz \bar{k} .

Z wyżej podanych stwierdzeń wyjaśnienia wymaga jedynie punkt c).

Na wielkość stałych k^* oraz \bar{k} mają wpływ: współczynnik umiejętności krążenia k oraz współczynnik obciążenia w krążeniu, dopuszczalny względami fizjologicznymi. Wielkość obu tych współczynników zależy zarówno od pilota, jak i od konstruktora. Wprawdzie decydującą rolę odgrywają umiejętności pilotażowe i odporność fizyczna pilota, niemniej konstruktor przez staranne opracowanie aerodynamiki skrzydła może zabezpieczyć szybowiec przed skłonnością do łatwego „zwalania” się w krążeniu i ułatwić pilotowi osiągnięcie lepszych wartości współczynnika umiejętności krążenia. Niemalą rolę odgrywa w tym też poprawność pilotażowa szybowca. Również wygodne wnętrza kabiny i poprawna pozycja pilota — o czym decyduje konstruktor — w dużym stopniu wpływają na odporność organizmu pilota na przyspieszenia.

Rozpatrzmy szczegółowiej wpływ wielkości wymienionych w punkcie „b” — o doborze których decyduje bezpośrednio konstruktor — na własności przelotowe szybowca.

Z zależności wyprowadzonych w poprzednich punktach widać wyraźnie, że jak najmniejsze współczynniki oporu C_{x_0} oraz jak największe wydłużenia efektywne skrzydła są zawsze korzystne. Stwierdzenie to nie wnosi nic nowego; od zarania szybownictwa w tym właśnie kierunku szli konstruktorzy.

Pewnym natomiast zaskoczeniem może być stwierdzenie silnego wpływu na przelotowe własności szybowca największej wartości współczynnika siły nośnej $C_{z_{max}}$, co widać wyraźnie z zależności (18), która wskazuje, że pożądana jest jak największa wartość $C_{z_{max}}$ i to tym większa, im większe jest wydłużenie skrzydła.

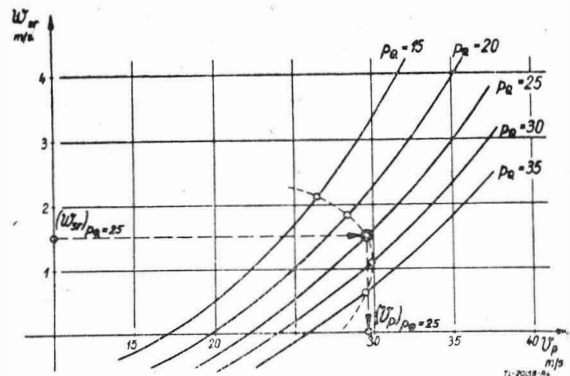
Zwiększenie obciążenia jednostkowego skrzydła i zwiększenie współczynnika oporu nie pogarsza własności szybowca w krążeniu, jeżeli towarzyszy temu proporcjonalne zwiększenie największego współczynnika siły nośnej. I odwrotnie: zmniejszenie współczynnika $C_{z_{max}}$, np. przez zastosowanie mniej nośnego profilu — pociąga za sobą konieczność odpowiedniego zmniejszenia obciążenia jednostkowego, względnie

czynnika siły nośnej są korzystne — nie nastęcało trudności, to złożony sposób występowania w omawianych zależnościach obciążenia jednostkowego nie pozwala na bezpośrednie stwierdzenie, czy istnieją — względnie jaka jest najkorzystniejsza wielkość obciążenia.

Aby odpowiedzieć na to pytanie, konieczne jest przeprowadzenie odpowiednich obliczeń. Dla przykładu obliczenia takie przeprowadzono dla jednego z naszych szybowców.

Na wstępie — ustalwszy wielkość $C_{x_0}, C_{z_{max}}, \Delta, k$ oraz m_f — obliczono za pomocą zależności (18) dla kilku interesujących nas wielkości obciążenia jednostkowego, odpowiadające im wielkości średnich wznoszeń w kominie „typowym”. Wyniki obliczeń zostały zestawione na rys. 3 jako krzywa $W_{sr} = f(p_Q)$.

Z kolei za pomocą zależności (19) obliczono wielkości średnich wznoszeń dla przyjętych poprzednio obciążeń jednostkowych oraz kilku oczekiwanych prędkości przeskoku. Wyniki obliczeń zestawiono na rys. 4 jako pęk krzywych $W_{sr} = f(V_p)p_Q = C$.



Rys. 4

= $f(p_Q)$ odpowiadające sobie wielkości W_{sr} oraz p_Q naniesiono

Po odczytaniu z poprzednio otrzymanego wykresu $W_{sr} = f(p_Q)$ na pęk krzywych na rys. 4. W ten sposób otrzymane odpowiadające sobie wielkości V_p oraz p_Q . Wynik naniesiono jako krzywą $V_p = f(p_Q)$ na rys. 3.

Otrzymane w ten sposób wielkości średnich prędkości wznoszenia oraz prędkości przeskoku pozwalają za pomocą zależności (20) obliczyć wielkość średnich prędkości przelotu dla różnych obciążeń jednostkowych.

Wynik przedstawiono również na rys. 3 w postaci krzywej $V_{sr} = f(p_Q)$.

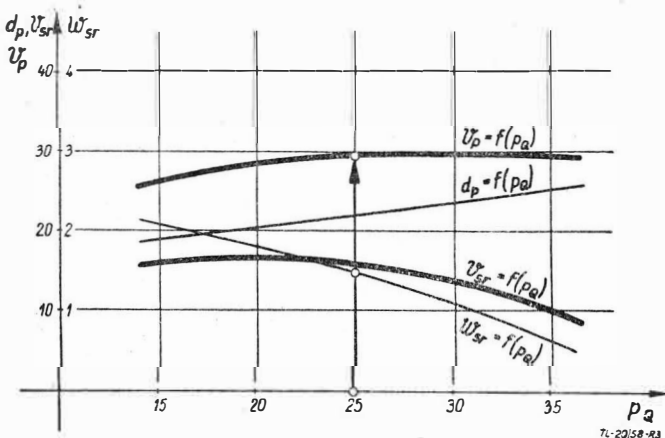
Dla pełniejszego obrazu wkreślono na tym rysunku również krzywą $d_p = f(p_Q)$ obliczoną przy użyciu zależności (21).

Z zestawionych na rys. 3 krzywych widać wyraźnie, że o ile krzywe $W_{sr} = f(p_Q)$ oraz $d_p = f(p_Q)$ nie posiadają w interesującym nas zakresie obciążeń jednostkowych swego ekstremum, to krzywe $V_p = f(p_Q)$ oraz $V_{sr} = f(p_Q)$ posiadają wyraźne ekstremum, wskazujące na optymalne obciążenie jednostkowe dla danej wielkości.

Tak np. — w omawianym przypadku — przy ustalonych innych parametrach konstrukcyjnych szybowca, największą prędkość penetracyjną otrzymuje się przy obciążeniu jednostkowym $p_Q = 30 \text{ kg/m}^2$, natomiast największą prędkość przelotu przy $p_Q = 20 \text{ kg/m}^2$.

Ponieważ w silniejszych warunkach termicznych wspomniane ekstrema przesuwają się w kierunku wyższych obciążeń jednostkowych — co można łatwo wykazać omawianą metodą przy przyjęciu wyższej wartości dla \bar{W}_k — najkorzystniejsze obciążenie jednostkowe wynosi w tym przypadku około $p_Q = 25 \text{ kg/m}^2$. Przyjęcie nieco wyższych, niżby wynikało z obliczeń, obciążeń jednostkowych, jest wskazane również i z tego powodu, że nieco wyższe — niżby wynikało z ekstremum prędkości przelotowej — obciążenie podwyższa zarówno prędkość, jak i doskonałość penetracyjną szybowca, zwiększając tym samym szanse pilota na znalezienie silniejszego kominu, co w wyniku da zwiększenie prędkości przelotu, czego nie może uwzględnić omawiana metoda.

Obliczenia podobne do wyżej przytoczonych, wykonane dla kilku kombinacji parametrów konstrukcyjnych, pozwalają na odpowiednie ich zharmonizowanie już we wstępnym projekcie aerodynamicznym, a przeprowadzone dla wykonanych i ekspluatowanych już szybowców pozwalają na wykrycie „rezerw konstrukcyjnych” dla ich ulepszenia.



Rys. 3

współczynnika oporu szybowca, jeżeli własności szybowca w krążeniu nie mają ulec pogorszeniu.

O ile stwierdzenie, że najmniejsza wartość współczynnika oporu szybowca i największa wartość wydłużenia oraz współ-

Dr inż. ALBERTO MORELLI
Ośrodek Szybownictwa przy
Politechnice w Turynie

Badania tunelowe nowego typu usterzenia szczelinowego

Artykuł omawia główne charakterystyki aerodynamiczne profilu usterzenia ze specjalnie ukształtowaną szczeliną pomiędzy statecznikiem a sterem. Profil tego kształtu przedstawia pewne korzyści przy użyciu go na usterzenie pionowe. Badania, które są tu podane, zostały przeprowadzone przez Autora w Ośrodku Szybownictwa przy Politechnice w Turynie — Włochy. Praca była przedstawiona na VII Kongresie OSTIV, Leszno 1958 r.

Z trzech głównych bezwładności szybowca największą wartość ma zawsze moment wokół osi pionowej. Stąd wynika potrzeba nadania sterowi kierunku odpowiednich dużych wymiarów, aby przyspieszenie wokół osi pionowej wywołane przez wychylenie steru kierunku było wystarczające, oraz aby było też odpowiednie do przyspieszenia wokół osi podłużnej wywołanego przez ruch lotek.

Pożądane jest, aby stopniowe wychylenia lotek i steru kierunku w kierunku wykonywanego zakrętu nie powodowały zbyt dużych wychyleń kulki chyłomierza poprzecznego.

Konstruktorzy szybowców wiedzą, że aby to uzyskać, należy uciec się do jednego (lub do obu) z poniżej podanych rozwiązań:

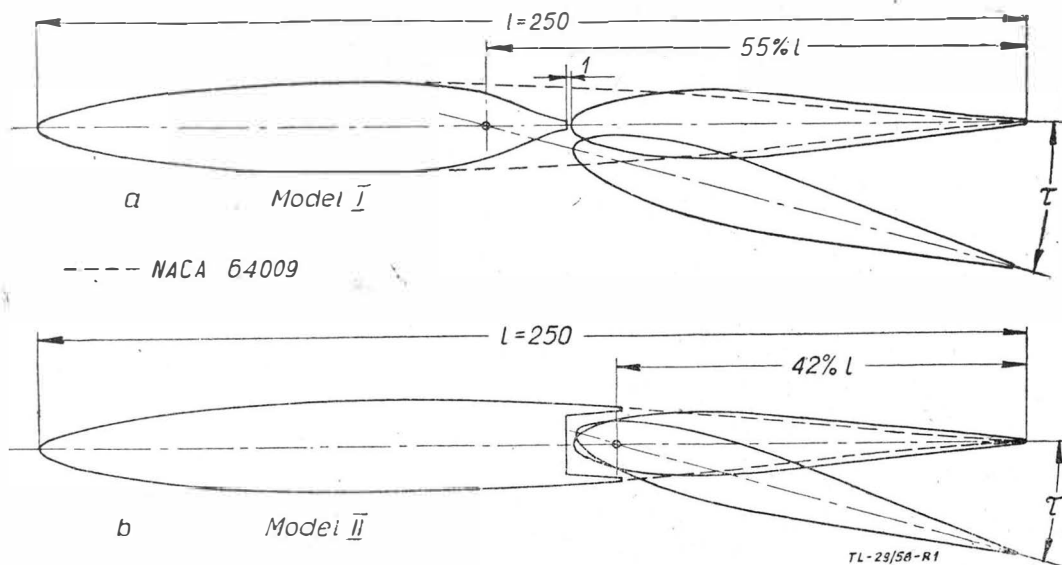
- 1) wyposażyć szybowiec w bardzo duży ster kierunku,
- 2) skonstruować lotki w taki sposób, aby odchylenia (ruch wokół osi pionowej) spowodowane przez wychylenia lotek były w kierunku zgodnym z wykonywanym zakrętem.

To drugie rozwiązanie nie jest pozbawione niedogodności trudnych jeszcze do przewyciężenia. Należałoby wywołać moment wokół osi pionowej równy spowodowanemu przyrostem oporu profilowego wynikłym z wychylenia lotek.

Ten moment powinien być większy od momentu wokół osi pionowej, skierowanego przeciwnie, a wywołanego przez zmianę oporu indukowanego obu skrzydeł. Nie jest to łatwe, a zawsze pogarsza własności lotne szybowca.

Jak wspomniano, pierwsze rozwiązanie wymaga znów, aby nadać sterowi kierunku duże wymiary. Tymczasem ster kierunku jest właśnie jedyną powierzchnią sterową nie używaną prawie wcale w wielu ustalonych fazach lotu. Nadawanie temu sterowi dużych wymiarów jest niekorzystne z następujących powodów:

- 1) pogarsza własności lotne szybowca,
- 2) zwiększa ciężar i koszt.



Rys. 1. Profil usterzenia ze specjalną szczeliną — model I, oraz profil usterzenia zwykłego typu — model II

Z wyżej wymienionych motywów Ośrodek Szybownictwa przeprowadził badania i doświadczenia w tunelu aerodynamicznym Laboratorium Aerodynamicznego przy Politechnice w Turynie. Badania dotyczyły usterzenia szczelinowego przedstawionego na rysunku 1a. Uzyskane własności aerodynamiczne porównano z uzyskanymi własnościami analogicznego modelu wyposażonego w usterzenie typu konwencjonalnego (rys. 1b).

Modele poddane badaniom miały rozpiętość 1 metra oraz wydłużenie $\lambda = 4$. Liczba Reynoldsa wynosiła podczas prób:

$$Re = 1,8 \cdot 10^6$$

Na wykresach, na rysunkach 2a, 3a, 4a, 5a i na rysunkach 2b, 3b, 4b i 5b przedstawiono kolejno dla pierwszego i dla drugiego modelu współczynniki siły nośnej C_z , oporu C_x , momentu C_m oraz współczynniki momentu zawiasowego $C_{m\text{zaw}}$.

Współczynniki siły nośnej i oporu odniesiono do

$$1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S$$

gdzie

ρ — gęstość powietrza, V — prędkość wiatru, S — powierzchnia modelu.

Współczynniki momentu odniesiono do:

$$1/2 \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot l$$

gdzie l jest cięciwą.

Współczynnik momentu (C_m) był poza tym mierzony względem krawędzi natarcia, a współczynnik momentu zawiasowego $C_{m\text{zaw}}$ względem osi zawiasu (obrotu).

Na podstawie tych wykresów można zauważyć:

1. Największa wartość współczynnika siły nośnej wynosi około 1,6 dla pierwszego modelu, a około 1,35 dla drugiego modelu, przy czym kąt τ wychylenia steru wynosił 30° .

Pierwsza wartość jest większa od drugiej, co można wyrazić stosunkiem

$$\frac{1,6 - 1,35}{1,35} = 18,5\%$$

2. Dla kątów natarcia bliskich 0° , spotykanych najczęściej w locie, największa wartość współczynnika siły nośnej wynosiła 1,45 dla pierwszego modelu, a 0,85 dla drugiego modelu.

Pierwsza wartość jest większa od drugiej, co procentowo można wyrazić:

$$\frac{1,45 - 0,85}{0,85} = 70\%$$

Aby uwidocznic, jaki przebieg ma współczynnik siły nośnej w funkcji kąta wychyleń przy stałych kątach natarcia, sporządzono wykresy 6a i 6b, które odnoszą się kolejno do pierwszego i do drugiego modelu.

3. Współczynniki oporu są nieco większe dla pierwszego modelu. W szczególności dla kąta $\alpha = 0$ przyrosty oporu w funkcji kąta τ wynosiły:

$$\tau = 0$$

$$(C_x)I = 0,0155$$

$$(C_x)II = 0,012$$

$$\Delta_o = \frac{(C_x)I - (C_x)II}{(C_x)II} = \frac{0,0155 - 0,012}{0,012} = 29\%$$

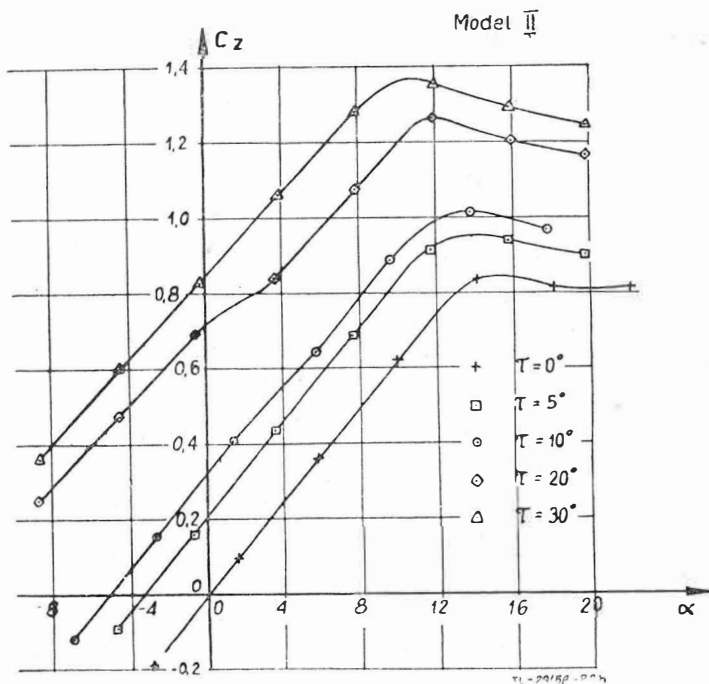
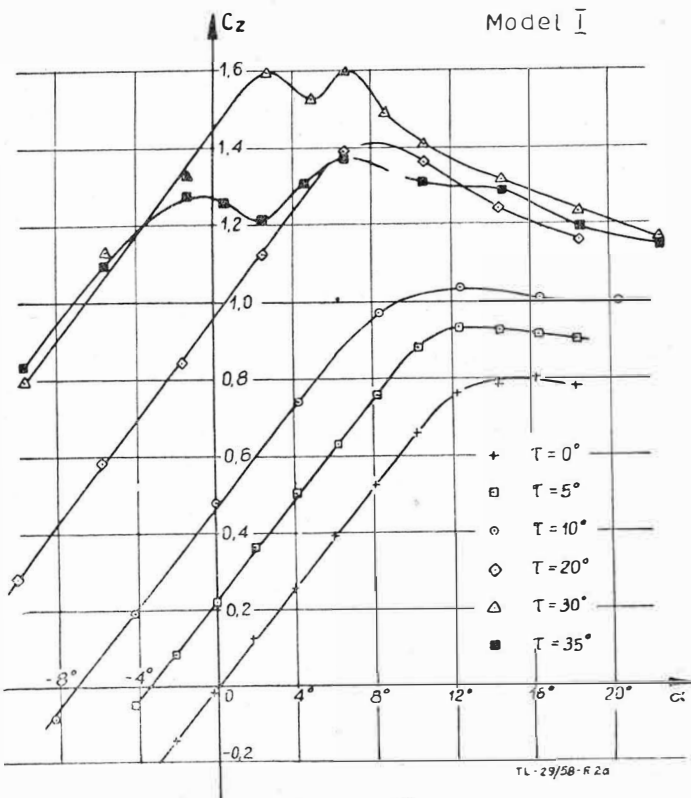
i analogicznie dla

$$\tau = 5^\circ: \Delta_5 = 15\%$$

$$\tau = 10^\circ: \Delta_{10} = 36\%$$

$$\tau = 20^\circ: \Delta_{20} = -5\%$$

$$\tau = 30^\circ: \Delta_{30} = 17,6\%$$



Rys. 2a i 2b. Wykresy $C_z = f(\alpha)$ badanych profili dla różnych kątów wychyleń sterów τ

4. Współczynnik momentu dla małych kątów wychyleń jest prawie stały w obydwóch przypadkach, przy czym dla większych kątów τ ma większą wartość dla pierwszego modelu.

Największa wartość dla pierwszego modelu (uzyskana przy kącie $\tau = 30^\circ$) wynosiła:

$$C_{m \max} = 0,68$$

największa wartość dla drugiego modelu (uzyskana również przy kącie $\tau = 30^\circ$) wynosiła:

$$C_{m \max} = 0,55$$

Przyrost pierwszej wartości w stosunku do drugiej można wyrazić procentowo:

$$\frac{0,68 - 0,55}{0,55} = 24\%$$

5. Również i współczynniki momentu zawiasowego, jak łatwo zrozumieć, są znacznie większe dla pierwszego modelu w porównaniu do drugiego modelu. Wywołane to jest przez większą siłę nośną, którą pierwszy model posiada, oraz przez położenie osi obrotu (zawiasu), która w przypadku pierwszego modelu jest bardziej wysunięta do przodu (rys. 1).

Dla kątów natarcia $\tau = 0$ największa wartość współczynnika momentu zawiasowego wynosiła dla pierwszego modelu:

$$(C_{m \text{zaw}})_{\max} = 0,112 \quad (\tau = 30^\circ)$$

a dla drugiego modelu:

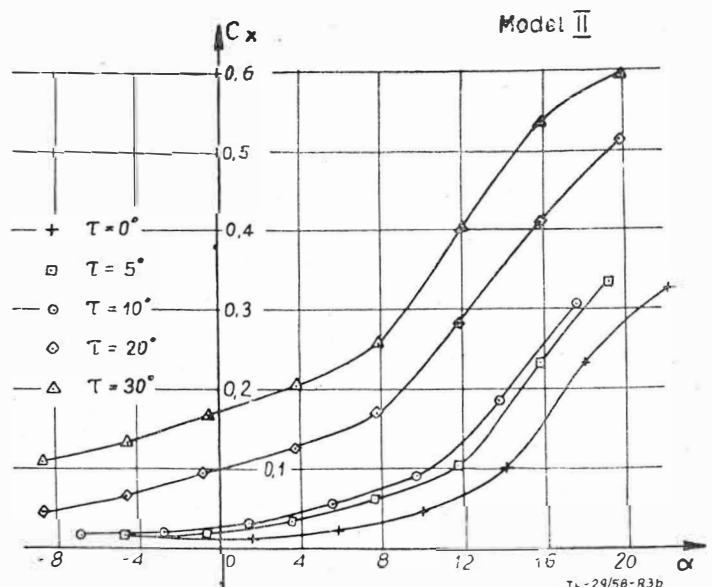
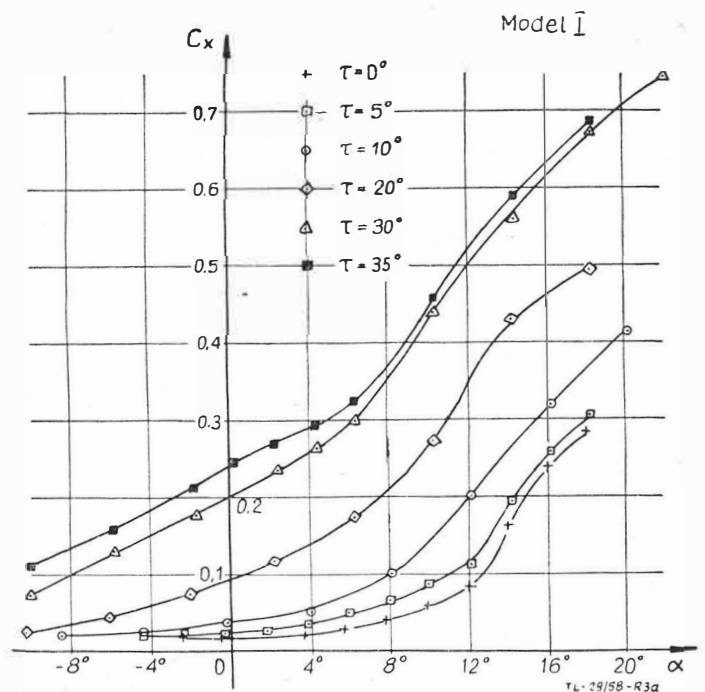
$$(C_{m \text{zaw}})_{\max} = 0,053 \quad (\tau = 30^\circ)$$

Przyrost pierwszej wielkości w stosunku do drugiej można wyrazić procentowo w następujący sposób:

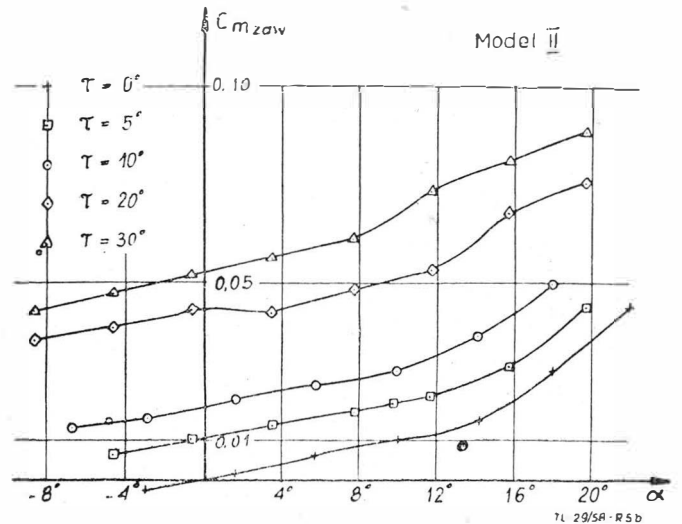
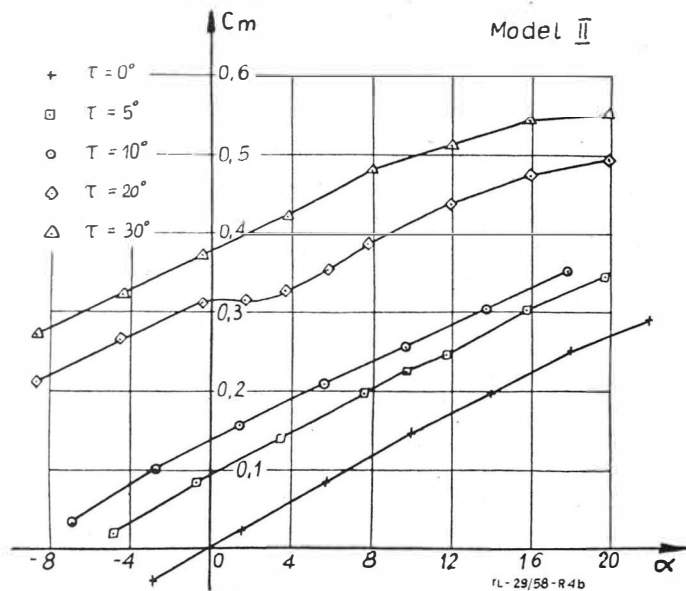
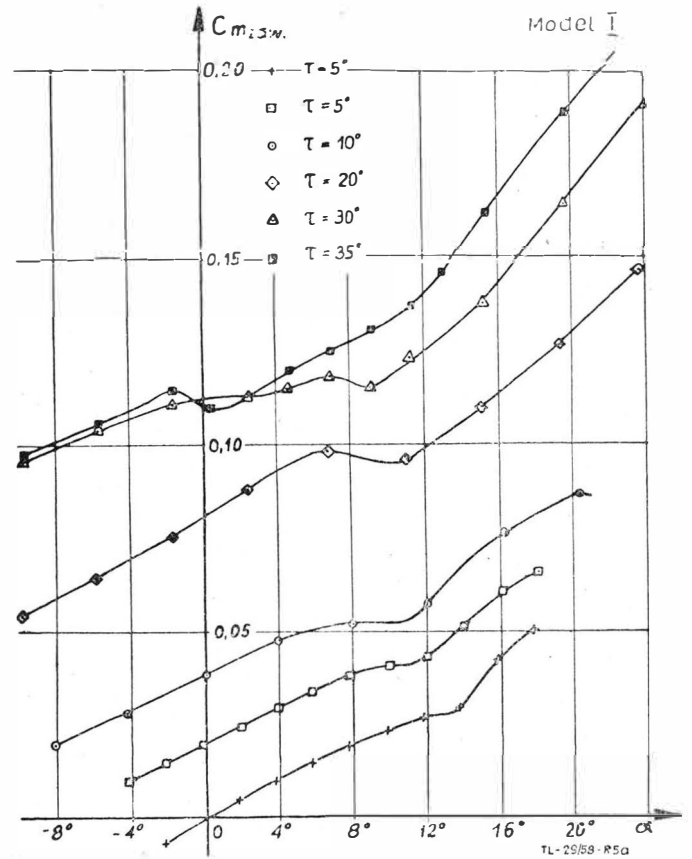
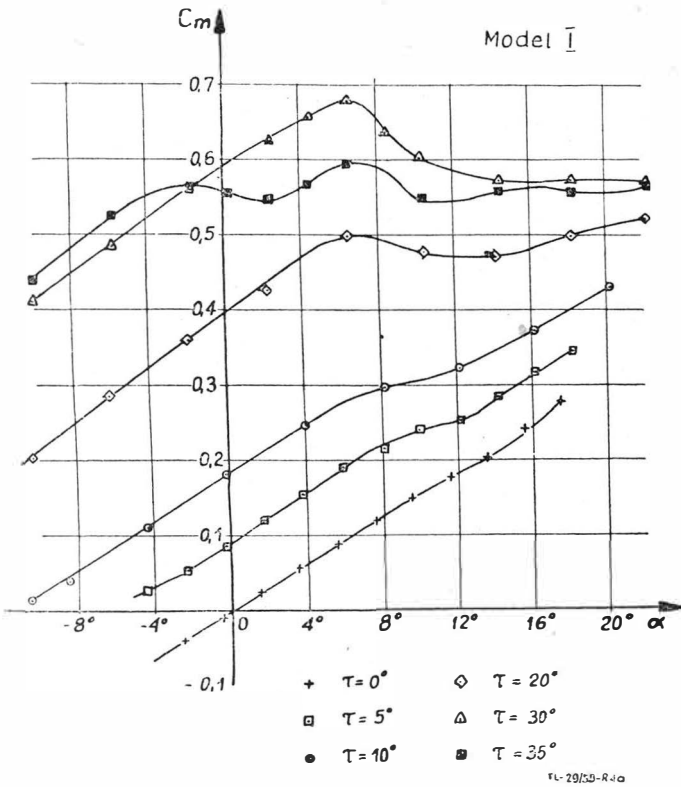
$$\frac{0,112 - 0,053}{0,053} = 111\%$$

WNIOSKI

Przy projektowaniu steru kierunku według rozwiązania zastosowanego na pierwszym modelu staje się jasne, że moment wokół osi pionowej wywołany przez wychylenie steru jest



Rys. 3a i 3b. Wykres $C_x = f(\alpha)$ badanych profili dla różnych kątów wychyleń sterów τ



Rys. 4a i 4b. Wykres $C_m = f(\alpha)$ badanych profili dla różnych kątów wychyleń sterów τ

Rys. 5a i 5b. Wykres $C_{mzaw} = f(\alpha)$ badanych profili dla różnych kątów wychyleń sterów τ

znacznie większy niż w przypadku steru kierunku konwencjonalnego typu (różnica dochodzi do 70%, tak jak wykazano powyżej).

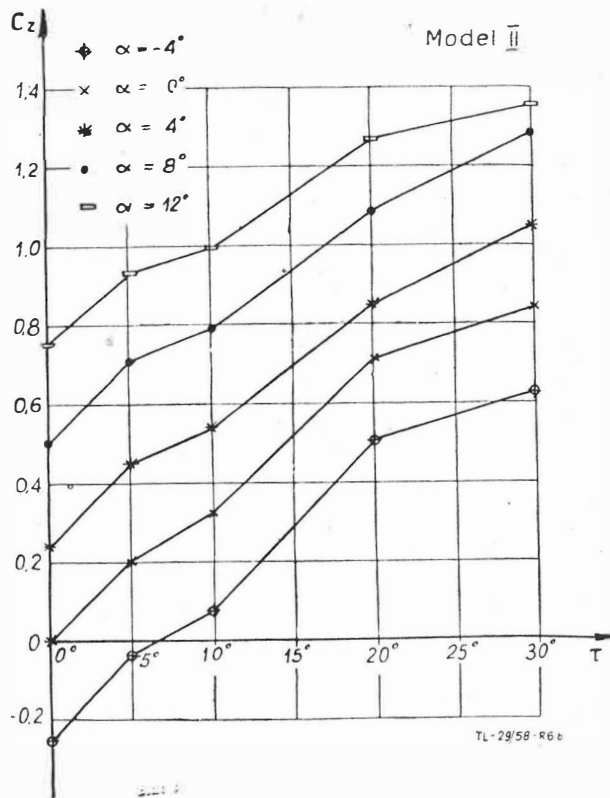
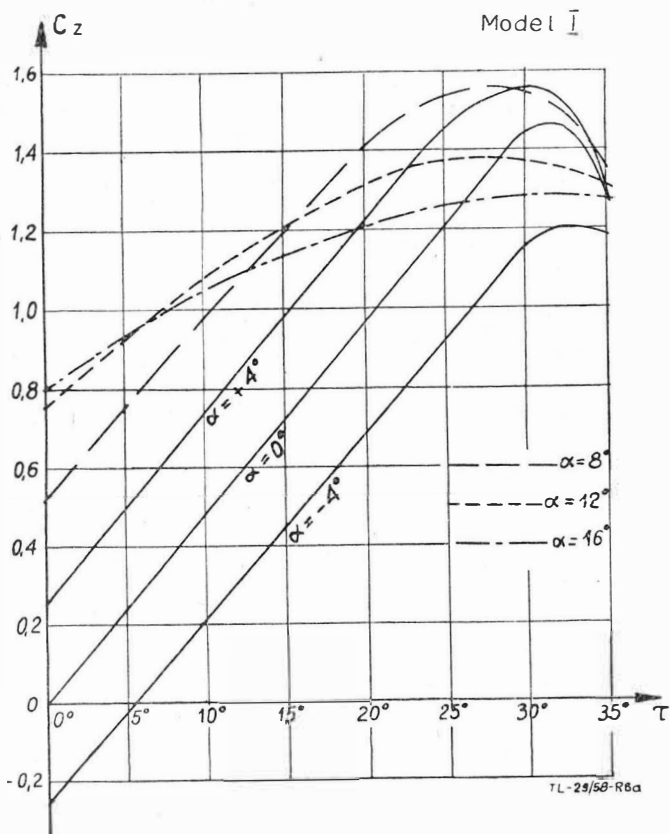
Można więc zaprojektować ster kierunku o mniejszych wymiarach. Nie należy jednak uważać, że proporcjonalnie zmniejszy się też opór. Wykazano powyżej, że przy kącie $\tau = 0^\circ$ w przypadku pierwszego modelu opór był o 29% większy niż w przypadku drugiego modelu. Zmniejszenie o 70% powierzchni powoduje zmniejszenie oporu o

$$1 - \frac{1,29}{1,7} = 24\%$$

Momenty wywołujące pracę konstrukcji na skręcanie są większe w przypadku pierwszego modelu, ale na ogół pokrycie statecznika poziomego jest wykonywane z dużym konstrukcyjnym nadmiarem.

Odnosnie momentu zawiasowego należy nadmienić, że jego wartość powinna być brana pod uwagę, by nie otrzymać nadmiernych sił na pedałach. Jak wiadomo, istnieją różne sposoby na zmniejszenie tych sił, na przykład zaprojektowanie steru o odpowiednio wydłużonym kształcie lub zastosowanie powierzchni odciążających.

Artykuł wpłynął dnia 23 czerwca 1958 r.



Rys. 6a i 6b. Wykres $C_z = f(\tau)$ badanych profili dla różnych kątów natarcia α

Mgr inż. JUSTYN SANDAUER
Instytut Lotnictwa

Obciążenia szybowca w burzliwej atmosferze – w świetle polskich przepisów wytrzymałościowych

W artykule uzasadniono wymagania polskich szybowcowych przepisów wytrzymałościowych odnośnie obciążeń szybowców w burzliwej atmosferze. Omówiono zarówno obciążenia skrzydła, jak i usterzeń. Wymagania przepisów polskich porównano z wymaganiami przepisów angielskich i niemieckich przez obliczenie równoważnych prędkości podmuchów „ostrzych”. Praca była przedstawiona na VII Kongresie OSTIV, Leszno — 1958 r.

I. CZĘŚĆ OGÓLNA

Zagadnienie obciążeń w burzliwej atmosferze, podstawowe dla konstruktora każdego samolotu, nabiera jeszcze większej wagi przy projektowaniu szybowca. Fakt ten wynika ściśle ze specyficznych warunków użytkowania szybowców.

Prace nad projektem polskich przepisów budowy szybowców, a w szczególności nad ich częścią wytrzymałościową, dały asumpt do szczegółowego przeanalizowania dotychczasowego stanu wiedzy w dziedzinie obciążeń, jakim podlega szybowiec zaatakowany przez podmuch. Teoretyczną analizę zagadnienia skonfrontowano z istniejącymi zagranicznymi przepisami szybowcowymi oraz z wieloletnim doświadczeniem krajowym. Przez doświadczenie krajowe rozumiem zarówno stosowane dotychczas metody obliczeniowe przy projektowaniu szybowców, jak i wyniki działalności szybowcowej naszych aeroklubów i PIHM-u.

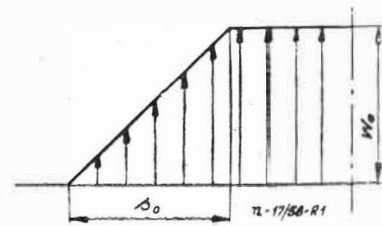
Opracowane w wyniku tych prac polskie przepisy, dotyczące obciążeń w burzliwej atmosferze, opierają się w zasadzie na przyjęciu pewnych typowych podmuchów określających różne stopnie burzliwości atmosfery i odpowiadających im dopuszczalnych prędkości lotu. Obliczenie obciążeń wykonane na podstawie omawianych przepisów uwzględnia, oprócz prędkości lotu i intensywności oraz struktury podmuchu, również wpływ zaburzenia równowagi momentów pochylających oraz sżywności giętnej skrzydła. W przypadku podmuchów tak zwanych słabych, o krótkiej strefie przejściowej, obliczenie uwzględnia również wpływ opływu nieustalonego (efekt Wagnera).

Przechodząc do szczegółowego omówienia obciążeń szybowca w burzliwej atmosferze w świetle polskich przepisów budowy szybowców, należy naprzód zatrzymać się przy przyjętym podziale i strukturze podmuchów. Na podstawie posiadanych doświadczeń przyjęto podział podmuchów na:

- a) stałe o prędkości max $w_o = \pm 4$ m/sec
- b) zwykle o prędkości max $w_o = \pm 10$ m/sec
- c) silne (chmurowe i rotorowe) o prędkości max $w_c = \pm 30$ m/sec

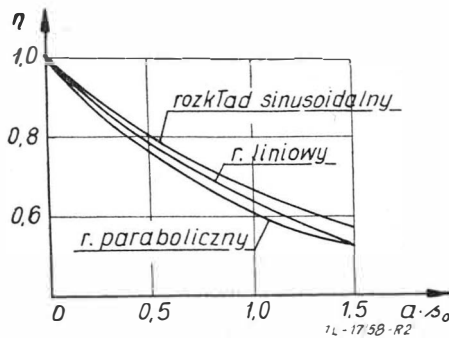
Przyjęta struktura podmuchu zakłada liniowy rozkład prędkości w strefie przejściowej o stałym gradientie $c = \frac{w_o}{s_o} = 1$ [1/sec]. Oznacza to, że długość strefy przejściowej w metrach jest równa prędkości maksymalnej w [m/sec].

Rys. 1 przedstawia przyjętą strukturę podmuchu. Podczas gdy przyjęte prędkości podmuchów wydają się nie wymagać dłuższych komentarzy oprócz stwierdzenia, że prędkości prądów pionowych rzędu 30 m/sec zostały w Polsce szereg razy zaobserwowane w chmurach typu CuNi oraz w rotorach halniakowych, należałoby uzasadnić założony gradient prędkości w strefie przejściowej.



Rys. 1. Struktura podmuchu

Z możliwych do przyjęcia rozkładów prędkości w strefie przejściowej podmuchu: sinusoidalnego, parabolicznego i prostoliniowego, rozkład prostoliniowy jest matematycznie najprostszy, a obciążenie obliczone przy takim założeniu różni się zaledwie o kilka procent od obciążeń obliczonych przy założeniu pozostałych rozkładów.



Rys. 2. Wpływ rozkładu prędkości w strefie przejściowej podmuchu na wielkość obciążenia

Rys. 2 ilustruje powyższe twierdzenie. Na wykresie pokazano przebieg współczynnika η (alleviation factor) — będącego stosunkiem maksymalnego obciążenia szybowca zaatakowanego przez podmuch o danym typie strefy przejściowej do obciążenia tego samego szybowca zaatakowanego przez podmuch „ostry” — w funkcji drogi s_0 i parametru szybowca

$$a = 1/2 e \frac{S}{Q} \frac{dc_z}{da} \cdot g$$

Wartości współczynnika η obliczono w najprostszy sposób z pominięciem szeregu czynników, które wprawdzie w omawianych przepisach zostały uwzględnione, ale przy rozważaniach porównawczych nie są istotne.

Liniowy rozkład prędkości w strefie przejściowej został przyjęty w międzynarodowych przepisach samolotowych ICAO oraz w przepisach samolotowych i szybowcowych ARB. Przechodząc do uzasadnienia założonego w polskich przepisach gradientu $c = 1$ 1/sek, należy stwierdzić, że dotychczasowa znajomość struktury podmuchu, a w szczególności zależności długości s_0 strefy przejściowej od maksymalnej prędkości podmuchu w_0 jest niewystarczająca do ścisłego potraktowania zagadnienia obciążeń. Podczas gdy jedne pomiary (lit. 2) wykazują, że wzrost w_0 powoduje wzrost s_0 ,

a obwiednia punktów o największym gradientie $\frac{w_0}{s_0}$, to jest powodujących największe obciążenia szybowca, spełnia w zakresie do $w_0 = 15$ m/sek w przybliżeniu równanie:

$$\frac{w_0}{15} = \left(\frac{s_0}{30} \right)^{1/2}$$

inne pomiary (lit. 3) dają wyniki odmienne, a mianowicie w zakresie do $w_0 = 10$ m/sek obwiednia jest zbliżona do prostej o równaniu:

$$w_0 = s_0$$

Przepisy samolotowe ICAO oraz samolotowe i szybowcowe ARB przyjmują stałą długość $s_0 = 30$ m bez względu na intensywność w_0 . Założona w polskich przepisach wielkość gradientu $c = 1$ 1/sek daje:

$$\begin{aligned} \text{dla } w_0 = 10 \text{ m/sek} & \quad s_0 = 10 \text{ m (zgodność z lit. 3)} \\ \text{dla } w_0 = 30 \text{ m/sek} & \quad s_0 = 30 \text{ m (zgodność z ICAO i ARB)} \end{aligned}$$

Drugim, po przyjęciu pewnych typowych podmuchów, zasadniczym elementem polskich przepisów jest założenie dopuszczalnych prędkości lotu związanych ze stopniem burzliwości atmosfery i kategorią szybowca. Wymaga się, aby szybowiec wytrzymał obciążenia od podmuchów:

słabych — przy prędkości V_{max}
zwykłych — przy prędkości $2,0 V_{min}$ dla szybowców szkolnych i treningowych

ew.
silnych — przy prędkościach $2,5 V_{min}$ ew. $0,25 V_{gran}^*$) dla szybowców wyczynowych i akrobacyjnych

*) Z dwu prędkości obowiązuje większa

przy czym dokumentowanie obciążeń od podmuchów silnych obowiązuje tylko szybowce przewidziane do lotów chmurowych i falowych.

Obliczenie maksymalnych wartości obciążenia szybowca opiera się na następujących założeniach upraszczających:

1) prędkość po torze szybowca zaatakowanego przez podmuch jest stała,

2) prędkość podmuchu jest prostopadła do toru lotu szybowca,

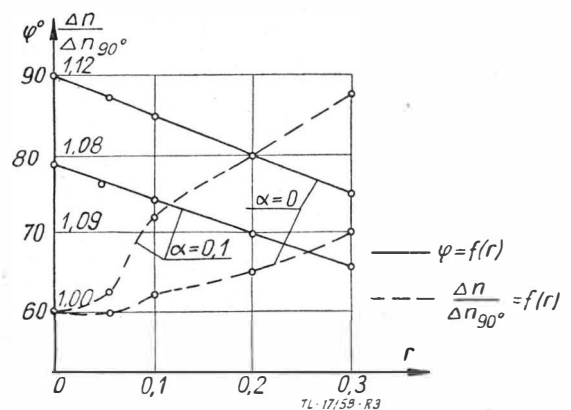
3) siły na usterzeniu wysokości są małe w porównaniu z siłami na skrzydle i wpływają jedynie na równowagę momentów pochylających, nie wpływając bezpośrednio na tor lotu szybowca.

Podczas gdy założenia 1 i 3 są zrozumiałe i nie wpływają praktycznie na dokładność obliczeń, założenie 2 wymaga wyjaśnienia.

Analiza wpływu kierunku podmuchu „ostrego” na wielkość obciążeń przeprowadzona przy dodatkowych założeniach upraszczających, jednakże nie obniżających porównawczej wartości wyników, wykazuje, że dla stosunku prędkości podmuchu do prędkości lotu

$$r = \frac{w_0}{V} \leq 0,3$$

i kąta natarcia $\alpha \leq 0,1$ rad maksimum obciążenia odpowiada podmuchowi, którego kierunek tworzy z torem lotu kąt $\varphi = 70^\circ - 80^\circ$. Obciążenie to różni się jednak zaledwie o kilka procent od obciążenia spowodowanego przez podmuch prostopadły. Powyższe twierdzenia są zilustrowane wykresem na rys. 3. Jednym z założeń upraszczających, na podstawie których otrzymano powyższy wykres, było pominięcie wpły-



Rys. 3. Wpływ kierunku podmuchu na wielkość obciążenia

wu opływu nieustalonego. Wpływ ten został uwzględniony przez Küssnera (lit. 4) i nie zmienia, jak się okazało, wniosków odnośnie wystarczającej dokładności obliczeń obciążeń bazujących na podmuchu prostopadłym. Przyjęcie podmuchu prostopadłego jako wymiarującego pod względem wytrzymałościowym jest więc uzasadnione i stosowane we wszystkich przepisach.

II. OBCIĄŻENIE SKRZYDŁA

Podstawowe obliczenie obciążeń skrzydła od podmuchu rzeczywistego odbywa się analogicznie jak dla podmuchu „ostrego”, a różnicę uwzględnia się przy pomocy współczynnika redukcyjnego η .

Współczynnik ten, będący funkcją parametru szybowca „ a ” i długości strefy przejściowej s_0 został ze względu na podstawowe założenie $s_0 = w_0$ podany w przepisach jako $\eta = f(a \cdot w_0)$, (rys. 4).

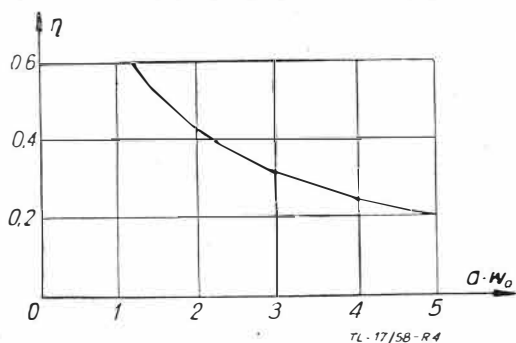
Uwzględnienie wpływu opływu nieustalonego spowodowało, że dla $a \cdot w_0 \leq 1,15$ współczynnik η przyjmuje stałą wartość 0,6. Dla $a \cdot w_0 > 1,15$ różnica między wartościami współczynnika obliczonymi dla opływu ustalonego i nieustalonego jest rzędu kilku procent, co pozwoliło na pominięcie efektu Wagnera.

Obliczona na podstawie zależności

$$\Delta n = \frac{a \cdot w_0 \cdot \eta}{g} \cdot V$$

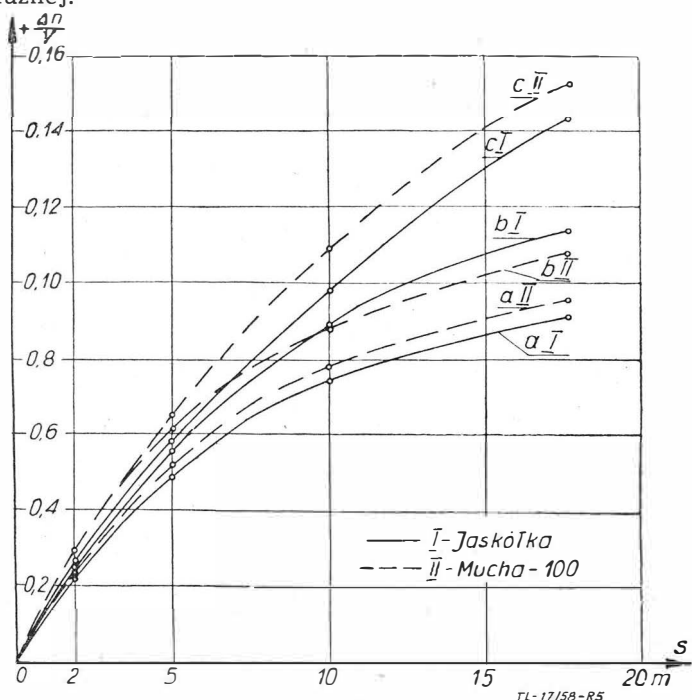
wartość przyrostu współczynnika obciążenia nie uwzględnia jeszcze wpływu zmiany kąta między podłużną osią szybowca

i horyzontem, czyli zakłócenia równowagi momentów pochylających, oraz odnosi się do skrzydła idealnie sztywnego. Rozpatrzmy więc naprzód pierwsze zagadnienie. Szybowiec zaatakowany przez podmuch podlega nie tylko przyspieszeniu liniowemu, lecz również przyspieszeniu kątowemu dokoła



Rys. 4. Krzywa $\eta = f(a \cdot \omega_0)$

środku chwilowego obrotu, który z wystarczającą dokładnością można przyjąć w środku ciężkości lub w ognisku aerodynamicznym skrzydła. Przyspieszenie kątowe jest spowodowane momentem pochylającym powstałym na skutek zmiany kąta natarcia skrzydła i usterzenia wysokości. Podczas przelotu szybowca przez strefę przejściową (na końcu której obciążenie osiąga wartość maksymalną) istnieje różnica między prędkością pionową na skrzydle i usterzeniu wysokości. Podczas gdy jednakowy wzrost prędkości pionowej na skrzydle i usterzeniu wysokości powoduje moment zgodny ze znakiem współczynnika stateczności statycznej podłużnej szybowca (z reguły ujemny), różnica prędkości powoduje moment dodatni, zwiększający obciążenie skrzydła. Przy założonym gradencie podmuchu wielkość tego dodatkowego obciążenia zależy więc w pierwszym rzędzie od zapasu stateczności statycznej podłużnej.



Rys. 5. Wpływ momentów pochylających na przebieg współczynnika obciążenia

W celu zilustrowania wpływu momentów pochylających na wielkość obciążenia naniesiono na rys. 5 krzywe a, b i c dla szybowców „Jaskółka” (indeks I) i „Mucha 100” (indeks II). Krzywe „a” nie uwzględniają wpływu momentów pochylających. Krzywe „b” odnoszą się do rzeczywistych wartości zapasu stateczności badanych szybowców:

$$\left(\frac{dC_{mG}}{dC_z}\right) I = -0,16; \quad \left(\frac{dC_{mG}}{dC_z}\right) II = -0,20$$

zaś krzywe „c” do:

$$\frac{dC_{mG}}{dC_z} = 0$$

Jak wynika z rys. 5, zaniedbywanie wpływu momentów pochylających może prowadzić, zwłaszcza w przypadku szybowca o małym zapasie stateczności podłużnej, do niedopuszczalnego niedoceniań obciążeń wywołanych podmucha. W polskich przepisach wytrzymałościowych wpływ ten został uwzględniony przez zastosowanie współczynnika $k_1 = 1,2$.

Obliczona na podstawie powyższej zależności wartość współczynnika obciążenia: $n = 1 + 1,2 \Delta n$ nie może odpowiadać współczynnikowi wyporu większemu od $C_{z \max}$, a więc

$$n \leq 1,25 \frac{V^2}{V^2_{\min}}$$

Współczynnik 1,25 uwzględnia zarówno dynamiczny wzrost $C_{z \max}$ jak i możliwość wystąpienia podmuchu skośnego, dla którego przyrost siły nośnej odbywa się nie tylko wskutek wzrostu kąta natarcia, lecz również wskutek prędkości.

Ostatnim czynnikiem, którego wpływ na wielkość obciążenia w burzliwej atmosferze uwzględniają polskie przepisy wytrzymałościowe, jest sprężystość giętą skrzydła. Przyrost współczynnika obciążenia w funkcji czasu dla skrzydła sprężystego obliczony bez uwzględnienia efektu Wagnera i wpływu momentów pochylających, ma postać:

$$\Delta n_{\text{spręż}} \approx - \frac{a \cdot c \cdot V^2}{g \cdot \omega} e^{-rt} \sin \omega t + \Delta n_{\text{sztyw}}$$

gdzie:

- Δn_{sztyw} — przyrost współczynnika obciążenia dla skrzydła sztywnego,
- ω — pulsacja giętych drgań własnych skrzydła,
- c — gradient strefy przejściowej podmuchu,
- r — współczynnik tłumienia aerodynamicznego drgań.

Wychodząc z założenia opływu ustalonego:

$$r = 0,5 \cdot a \cdot V \frac{m_{\text{szyb}}}{m_{\text{skrz}}}$$

W obliczeniu współczynnika r założenie opływu ustalonego jest obarczone z racji dużej prędkości zmian kąta natarcia znacznym błędem. Ponieważ błąd ten prowadziłyby do zbyt optymistycznych wyników, konieczne jest bezpieczne zmniejszenie wartości r do:

$$r = 0,35 \cdot a \cdot V \cdot \frac{m_{\text{szyb}}}{m_{\text{skrz}}}$$

Maksima bezwzględnych wartości funkcji $\Delta n_{\text{spręż}}$ będą odpowiadały wartościom:

$$t = \frac{3}{2\omega} \pi; \quad \frac{7}{2\omega} \pi; \quad \frac{11}{2\omega} \pi$$

Największa wartość stosunku $\frac{\Delta n_{\text{spręż}}}{\Delta n_{\text{sztyw}}}$ będzie odpowiadać —

oczywiście — wartości bardzo zbliżonej do: $t = \frac{3}{2\omega} \pi$ i będzie wynosić:

$$\left(\frac{\Delta n_{\text{spręż}}}{\Delta n_{\text{sztyw}}}\right)_{\max} \approx 1 + \frac{aV}{\omega} \frac{e^{-\frac{3r\pi}{2\omega}}}{1 - e^{-\frac{3aV\pi}{2\omega}}}$$

Powyższe rozważania ilustruje rys. 6, na którym przedstawiono krzywe przyrostu współczynnika obciążenia dla szybowca „Jaskółka” i podmuchu o gradencie $c = 1$ przy różnych prędkościach lotu. Krzywe „a” odpowiadają szybowcowi całkowicie sztywnemu ($\omega = \infty$), krzywe „b” odnoszą się do rzeczywistej sztywności giętej skrzydła ($\omega = 16$ 1/sek), krzywe „c” zaś służą celom porównawczym i odpowiadają fikcyjnej wartości $\omega = 20$ 1/sek.

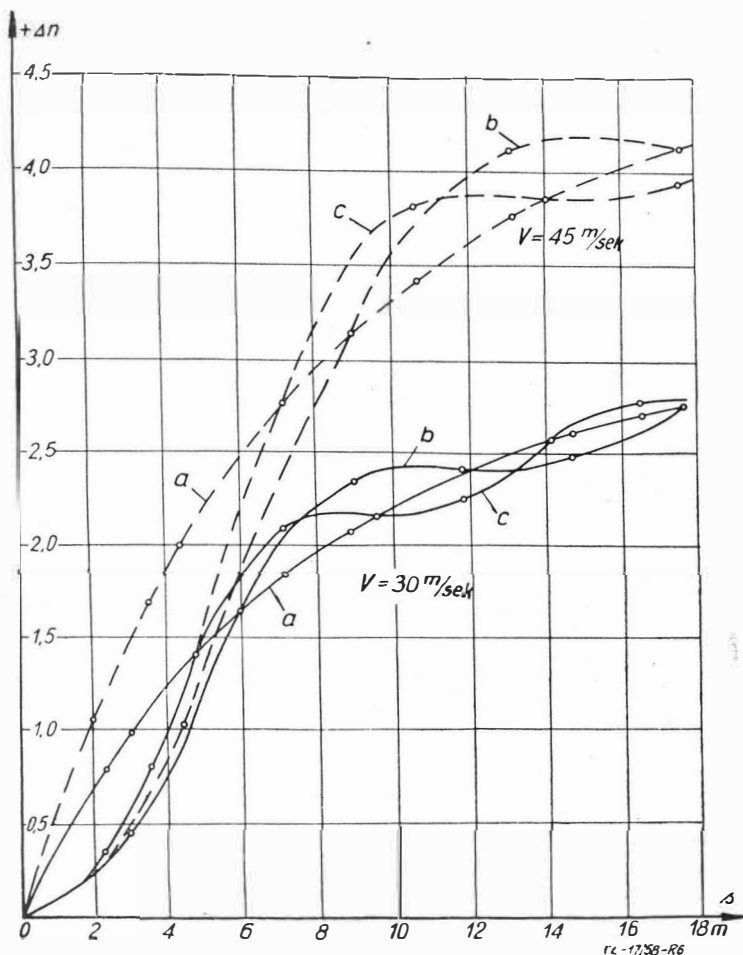
Jak wynika z rys. 6, gdy czas przelotu strefy przejściowej

$$t = \frac{s_0}{V} \geq \frac{4}{2\omega} \pi$$

wówczas pomijanie wpływu sprężystości skrzydła jest dopuszczalne. W przeciwnym przypadku, to jest dla:

$$\omega \leq \frac{2\pi V}{s_0}$$

należy wpływ ten uwzględnić.



Rys. 6. Wpływ sprężystości skrzydła na przebieg współczynnika obciążenia

Szczegółowsza analiza zagadnienia doprowadziła do sformułowania w polskich przepisach wytrzymałościowych warunku wymagającego w przypadku, gdy

$$\omega [1/\text{sek}] \leq 0,6 V [\text{m}/\text{sek}]$$

uwzględnienia wpływu sprężystości skrzydła przy pomocy wzoru:

$$n = 1 + k_2 (n_{\text{sztyw}} - 1)$$

gdzie:

$$k_2 = 1 + \frac{a \cdot V}{3 \cdot \omega}$$

III. OBCIĄŻENIA USTERZENIA WYSOKOŚCI

Porównując obciążenia usterzenia wysokości w burzliwej atmosferze z obciążeniami skrzydła należy stwierdzić, że pomijając chwilowo odgięcie strug za skrzydłem, siła na usterzeniu wysokości przyrasta w stosunku

$$\frac{dC_{zH}}{d\alpha_H} \cdot \frac{dC_z}{d\alpha}$$

do siły na skrzydle, czyli wartość współczynnika η jest w obu przypadkach jednakowa. Odnosnie poprzednio omawianych czynników jasne jest, że:

1) ze względu na mniejszą ciężkość usterzenia wysokości wpływ efektu Wagnera jest jeszcze mniejszy niż dla skrzydła,

2) wpływ obrotu dookoła osi poprzecznej na wielkość obciążeń na usterzeniu wysokości i na skrzydle jest bardzo podobny, a więc stosowanie współczynnika $k_1 = 1,2$ jest również uzasadnione,

3) wpływ sprężystości giętej usterzenia wysokości można całkowicie pominąć.

Powracając do zjawiska odgięcia strug za skrzydłem, można je uwzględnić przy pomocy współczynnika k_3 , zmniejszającego obciążenie usterzenia. Iloczyn współczynników

$$k_1 \cdot k_3 = 1,2 \cdot k_3$$

przyjmuje dla szybowców o wydłużeniu $9 + 20$ wartości w zakresie $0,8 \div 1,0$. Zastosowana w przepisach wartość $k_1 \cdot k_3 = 1,0$, sprowadzająca obliczenie siły na usterzeniu do najprostszej postaci, wymagającej jedynie uwzględnienia współczynnika redukcyjnego η , jest bezpieczna i obciąża nieco szybowce o małym wydłużeniu.

IV. OBCIĄŻENIA USTERZENIA KIERUNKU

Zagadnienie obliczenia sił występujących na usterzeniu kierunku zaatakowanym przez podmuch prostopadły jest bardzo złożone ze względu na powiązanie momentów kierunkowych, występujących podczas ślizgu, z momentami poprzecznymi i wynikające stąd uzależnienie obciążeń od dużej ilości parametrów konstrukcyjnych poza samym usterzeniem kierunku. Upraszczając zagadnienie przez zaniedbanie wpływu parametrów konstrukcyjnych skrzydła i kadłuba można je rozwiązać analogicznie jak obciążenie skrzydła, to znaczy zastosować współczynnik redukcyjny η z rys. 4. Parametr „a”, występujący na osi odciętych wykresu, przyjmuje dla usterzenia kierunku wartość:

$$a = 1/2 \rho \cdot S_V \cdot \frac{dC_{zV}}{d\alpha_V} \cdot \frac{1}{m_r}$$

gdzie:

m_r — masa szybowca zredukowana na punkt neutralny usterzenia kierunku według zależności:

$$m_r = \frac{I_z}{s_v^2 + i_2^2}$$

gdzie:

s_v — odległość punktu neutralnego usterzenia kierunku od osi Z — Z przechodzącej przez środek ciężkości szybowca.

Dla szybowców typowych:

$$0,02 \leq a \leq 0,03$$

co powoduje stosunkowo duże wartości współczynnika η . Dla podmuchu o prędkości $w_0 = 10$ m/sek opłaca się uwzględnić efekt Wagnera, dzięki któremu otrzymujemy:

$$0,75 \leq \eta \leq 0,8 \quad \text{a nie} \quad 0,86 \leq \eta \leq 0,91$$

Dla podmuchu o prędkości $w_0 = 30$ m/sek

$$0,65 \leq \eta \leq 0,75$$

co pociąga za sobą nieuchronnie przekroczenie krytycznego kąta natarcia.

Zgodnie z wynikami powyższej analizy oraz w celu możliwie prostego sformułowania wymagań, polskie przepisy budowy szybowców przyjmują dla podmuchów o prędkości $w_0 = 10$ m/sek:

$$\eta = \text{const} = 0,8$$

a dla szybowców przewidzianych do lotów chmurowych i halniakowych wymagają sprawdzenia wytrzymałości usterzenia kierunku na obciążenie odpowiadające osiągnięciu $C_{zV \text{ max}}$.

V. PORÓWNANIE POLSKICH PRZEPISÓW Z PRZEPISAMI ZAGRANICZNYMI

Dla dokładniejszej oceny projektu przepisów przed ostatecznym zatwierdzeniem porównano je z przepisami angielskimi ARB i niemieckimi BVS.

Przepisy ARB przyjmują za podstawę obliczeń obciążeń skrzydła podmuch o liniowej strefie przejściowej długości $s_0 = 30$ m. Prędkość podmuchu wynosi:

- 1) w atmosferze mniej burzliwej $w_0 = \pm 15$ m/sek
- 2) w atmosferze bardziej burzliwej $w_0 = \pm 20$ m/sek

Prędkości lotu w burzliwej atmosferze są uzależnione od stopnia burzliwości i wynoszą $2 V_{\text{min}}$ dla przypadku 1 oraz $2,5 V_{\text{min}}$ dla przypadku 2. W obu przypadkach współczynnik redukcyjny posiada tę samą wartość:

$$\eta = 0,2 \left(\frac{Q}{S} \right)^{1/4}$$

Przepisy BVS przyjmują za podstawę obliczeń obciążeń skrzydła podmuch „ostry” o prędkości $w_0 = 10$ m/sek, nie wprowadzając różnicowania podmuchów i nie precyzując prędkości V . Wartość w_0 ulega obniżeniu przy pomocy współczynnika: $\eta = 0,6$, uwzględniającego efekt Wagnera (odpowiadający parametrowi szybowca $a \cdot I_{sr} = 0,15$).

W celu porównania wyżej omawianych przepisów należy założyć pewną „standardową” wartość parametru szybowca. Przyjmując:

$$\frac{Q}{S} = 20 \text{ kG/m}^2$$

$$\frac{dC_z}{d\alpha} = 4,9 \quad a = 1/2 \rho \frac{S}{Q} \frac{dC_z}{d\alpha} \cdot g = 0,15$$

obliczamy następnie efektywne prędkości podmuchów, czyli równoważne prędkości podmuchów „ostrzych” według zależności: $w_{ef} = w_o \cdot \eta$.

Obliczone wartości w_{ef} są najlepszym kryterium porównawczym dla poszczególnych przepisów.

Według przepisów ARB:

$$\eta = 0,2 \cdot (20)^{1/4} = 0,42$$

$$i \quad w_{ef I} = \pm 15 \cdot 0,42 = \pm 6,3 \text{ m/sek}$$

$$w_{ef II} = \pm 20 \cdot 0,42 = \pm 8,4 \text{ m/sek}$$

Według przepisów BVS:

$$\eta = 0,6$$

$$i \quad w_{ef} = \pm 10 \cdot 0,6 = 6,0 \text{ m/sek}$$

Według przepisów polskich:

$$aw_{o I} = 0,15 \cdot 10 = 1,5 \rightarrow \eta = 0,5$$

$$aw_{o II} = 0,15 \cdot 30 = 4,5 \rightarrow \eta = 0,22$$

$$k_1 = 1,2$$

$$i \quad w_{ef I} = \pm 1,2 \cdot 10 \cdot 0,5 = 6,0 \text{ m/sek}$$

$$w_{ef II} = \pm 1,2 \cdot 30 \cdot 0,22 = 8,0 \text{ m/sek}$$

Jak z powyższego wynika, przepisy polskie pokrywają się całkowicie z niemieckimi odnośnie obciążeń od podmuchów zwykłych ($w_{ef} = 6,0 \text{ m/sek}$); w stosunku do przepisów angielskich dają one dla obu rodzajów podmuchów obciążenie o 5% mniejsze, ale w większości przypadków na skutek zastosowania współczynnika k_2 różnica ta nie tylko niweluje się, lecz nawet zmienia znak i obciążenie obliczone według przepisów polskich jest o około 5% większe. Przepisy niemieckie nie określają prędkości w burzliwej atmosferze, natomiast prędkości określone przepisami angielskimi zgadzają się całkowicie z przepisami polskimi.

Mgr inż. ZDZISŁAW MRUGALSKI

Projektowanie skal przyrządów pomiarowych

Krajowe wytwórnie produkują wiele przyrządów pomiarowych, których skale nie zawsze są zaprojektowane właściwie. Artykuł podaje określenia podstawowe elementów skal i omawia zasady konstrukcji skal ze szczególnym uwzględnieniem lotniczych przyrządów pokładowych. Ponadto podano niektóre nowości w konstrukcji wskaźników przyrządów pokładowych.

1. WSTĘP

Niezwykle ważne i niestety często nie doceniane przez konstruktorów jest zagadnienie czytelności skal przyrządów pomiarowych. Nasze dotychczasowe normy i przepisy niedostatecznie rozstrzygają tę sprawę, a nieliczne wzmianki na ten temat, jakie można znaleźć w dostępnej u nas literaturze, zawierają jedynie ogólnikowe dane i wymagania, nieraz z sobą sprzeczne. Dlatego też prawie każda z wytwórni przyrządów pomiarowych produkuje inny rodzaj skal. Oprócz tego zdarza się, że wytwórnia produkująca kilka różnych przyrządów stosuje różne układy podziałek. Dotyczy to zarówno wytwórni krajowych, jak i zagranicznych. Z tych przyczyn użytkownik spotyka się z wielką liczbą rodzajów skal, które nieraz nie są łatwe do odczytania, lub są zaprojektowane niewłaściwie, bez znajomości czynników wpływających na łatwość ich odczytania.

Właściwe zaprojektowanie skali nie jest ważną rzeczą w tych przypadkach, gdzie przy odczytywaniu nie wymaga się dużego pośpiechu ani dokładności. Natomiast jeśli błąd lub opóźnienie odczytu zagraża życiu człowieka lub może spowodować uszkodzenie urządzenia, jakość skali nabiera doniosłego znaczenia. Prawidłowe zaprojektowanie skal jest szczególnie ważne przy scentralizowaniu pomiarów, gdzie wymaga się zgrupowania wielu wskaźników przyrządów pomiarowych. W szcze-

Przechodząc do obciążeń usterzenia wysokości, prędkość efektywna podmuchu według przepisów ARB jest dwukrotnie mniejsza niż na skrzydle, to znaczy:

$$w_{ef I} = 0,5 \cdot 6,3 = 3,15 \text{ m/sek}$$

$$w_{ef II} = 0,5 \cdot 8,4 = 4,2 \text{ m/sek}$$

Według przepisów BVS prędkość efektywna na usterzeniu jest równa prędkości efektywnej na skrzydle, to znaczy:

$$w_{ef} = 6,0 \text{ m/sek}$$

Według przepisów polskich prędkość efektywna na usterzeniu jest mniejsza niż na skrzydle ze względu na brak współczynnika $k_1 = 1,2$, to znaczy:

$$w_{ef I} = \frac{6,0}{1,2} = 5,0 \text{ m/sek}$$

$$w_{ef II} = \frac{8,0}{1,2} = 6,7 \text{ m/sek}$$

Jak wynika z zestawienia porównywanych przepisów, dla przypadku obciążeń usterzenia wysokości, przepisy polskie odpowiadają w zasadzie niemieckim i są ostrzejsze od angielskich.

Porównując na zakończenie wymagania poszczególnych przepisów odnośnie obciążeń usterzenia kierunku, należy stwierdzić, że przepisy szybowcowe ARB tego przypadku nie obejmują. Przepisy BVS przyjmują $\eta = 1$, to znaczy:

$$w_{ef} = 10 \cdot 1,0 = 10 \text{ m/sek}$$

Według przepisów polskich prędkość efektywna przy podmuchu zwykłym wynosi:

$$w_{ef I} = 10 \cdot 0,8 = 8,0 \text{ m/sek}$$

czyli jest mniejsza od prędkości założonej przez przepisy niemieckie, natomiast dla podmuchu silnego warunek osiągnięcia C_{zVmax} daje obciążenie większe.

Artykuł wptynął dnia 5 kwietnia 1958 r.

LITERATURA

1. Sandauer — Obciążenia skrzydła płatowca w burzliwej atmosferze, Technika Lotnicza nr 6/1954
2. Tye — Gusts-Journ. of the R. Ae. Soc. nr 441, r. 1947
3. Donely — Effective gust structure at low altitudes as determined from the reactions of an aeroplane, — NACA Rep. nr 692
4. Küssner — Beanspruchung von Flugzeugflügeln durch Böen — DVL Jahrbuch r. 1931 oraz przepisy budowy szybowców ARB i BVS.

gólności dotyczy to lotniczych przyrządów pokładowych, i dlatego też wiele badań w dziedzinie czytelności skal było prowadzonych przez lotnicze placówki naukowe. O ile nam wiadomo, badania czytelności skal w większości prowadzono z inicjatywy brytyjskich i amerykańskich sił zbrojnych, toteż wyniki tych prac są trudno dostępne, mimo że mogłyby znaleźć szerokie zastosowanie.

W niniejszym artykule omówiono najważniejsze zagadnienia związane z projektowaniem skal i opublikowane wyniki badań przeprowadzonych w Wielkiej Brytanii.

O czytelności skal decydują następujące czynniki:

- a) układ podziałki, który zależy jest od wielkości działek elementarnych oraz od sposobu oznaczenia działek liczbami,
- b) kształt i wielkość kres podziałki, cyfr i znaków,
- c) barwa skal.

Wszystkie te zagadnienia omówiono w dalszych częściach artykułu.

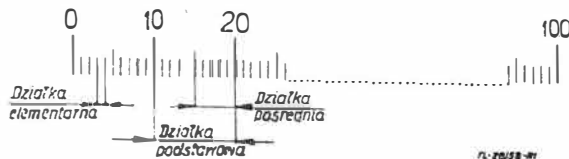
2. OKREŚLENIA PODSTAWOWE I RODZAJE SKAL

Przyrząd pomiarowy (albo mierniczy) jest to urządzenie służące do mierzenia. Ustalenie miary, którą przedstawia przyrząd, jest wzorcowaniem przyrządu. W tym znaczeniu są też

niewłaściwie używane terminy „skalowanie” lub „cechowanie”.

Skalę wskaźnika przyrządu stanowi element przyrządu, na którym jest wykonana podziałka. Skalę w kształcie płaskiego krążka nazywa się tarczą przyrządu.

Działkę wyznacza odległość (lub kąt) dwóch kresk podziałki. Jeśli te kreski są sąsiednie — działka jest elementarna.



Rys. 1. Elementy podziałki

Ogół działek stanowi podziałkę. Podziałka jest jednostajna, gdy wszystkie jej działki elementarne odpowiadają jednokowemu przyrostowi miary, nawet wtedy, gdy odstęp lub kąt sąsiednich kresk nie jest jednakowy, jest zaś równomierna, gdy odstęp (kąt) poszczególnych działek elementarnych jest jednakowy. Jeśli podziałka jest jednostajna i równomierna nazywa się regularna (np. zwykły przymiar z podziałką milimetrową).

W zależności od kształtu powierzchni, na którą jest naniesiona podziałka, skale mogą być płaskie, walcowe lub stożkowe. Skale płaskie stosuje się w większości przyrządów pomiarowych, przy czym mogą to być skale okrągłe (współśrodkowe lub mimośrodkowe) lub podłużne. Skale walcowe stosuje się w grupie przyrządów giroskopowych, jak giroskopowy wskaźnik kursu, sztuczny horyzont. Skale stożkowe spotyka się w busolach magnetycznych.

3. KONSTRUKCJA SKAL I WSKAZÓWEK

3.1. Wielkość działek elementarnych.

Liczne badania psychotechniczne czytelności skal przeprowadzone w Wielkiej Brytanii (lit. 4) wykazały, że zbyt duże zagęszczenie działek elementarnych nie tylko nie zwiększa dokładności odczytu, ale w dużym stopniu ją obniża. Okazało się, że bardzo korzystne jest interpolowanie działki elementarnej „na oko”. Dokładność interpolacji bardzo szybko wzrasta wraz ze zwiększaniem szerokości działki aż do osiągnięcia pewnej szerokości granicznej. Po przekroczeniu tej szerokości dokładność odczytu wzrasta bardzo wolno.

W badaniach przeprowadzonych przez Murrella (lit. 4) pokazywano tablice ze skalami 12 rodzajów obserwatorom, od których wymagano szybkiego i dokładnego odczytywania wskazań. Użyto skal o pięciu różnych średnicach: 2, 3, 4, 6 i 8 cali (50,8; 76,2; 101,6; 152,4 i 203,2 mm), przy czym średnica podziałki obejmującej 270° wynosiła 5/6 średnicy skali. Odczytywanie odbywało się z 6 różnych odległości zawartych między 2,5 a 24 stopami (0,75÷7,3 m). Każdy z obserwatorów odbył 14 posiedzeń, a w każdym z nich odczytywał 30 tablic. Przy opracowywaniu wyników brano pod uwagę tylko 7 ostatnich posiedzeń. Obserwatorzy mieli więc pewną praktykę w odczytywaniu, przez co badania odpowiadały warunkom rzeczywistym.

W wyniku badań okazało się, że najmniej błędnych odczytów daje interpolacja działki elementarnej na 5 części. Interpolowanie na mniej niż 5 części nie zwiększa dokładności odczytu; natomiast znacznie mniejszą dokładność daje interpolowanie do 0,1 działki. Wynika stąd, że optymalna jest interpolacja działki na 5 części. Jeśli więc wymagana dokładność odczytu wynosi 2 jednostki, działka elementarna powinna oznaczać 10 jednostek, a przy dokładności odczytu wynoszącej 1 jednostkę wartość działki elementarnej powinna wynosić 5 jednostek.

Po zestawieniu wyników stwierdzono, że liczba poprawnych odczytów była w przybliżeniu taka sama dla skal widzianych pod tym samym kątem widzenia (średnica 2 cale przy odległości 6 stóp, 4 cale przy 12 stopach itd.). Jest to spowodowane ograniczoną zdolnością rozdzielczą oka ludzkiego, wynoszącą około 2 minut kątowych.

Podziałka powinna być więc tak wykonana, aby część działki elementarnej otrzymana w wyniku interpolacji była widziana pod kątem nie mniejszym niż 2'. Dalsze zmniejszanie działek powoduje gwałtowny spadek dokładności odczytu, natomiast zwiększanie szerokości tylko nieznacznie powiększa dokładność. Należy więc stosować skale o parametrach optymalnych.

Wyniki badań Murrella zostały przedstawione graficznie w formie wykresu pokazanego na rys. 2. Lewa część wykresu przedstawia krzywe zależności szerokości działki elementarnej od wymiarów skali i liczby działek elementarnych. Krzywe ciągle odnoszą się do skal okrągłych o podziałkach obejmujących 270°, przy czym „rozmiar” oznacza ich średnice, krzywe zaś wykonane linią kreskową — do skal podłużnych, przy czym „rozmiar” oznacza ich długość. Prawa strona wykresu przedstawia krzywe optymalnych szerokości działek elementarnych w zależności od odległości odczytu dla danych interpolacji działki elementarnej. Np. krzywa oznaczona 2:10 odpowiada działce elementarnej o wartości 10 jednostek przy wymaganej dokładności odczytu wynoszącej 2 jednostki; działka jest więc interpolowana na 5 części. Krzywa 2:10 może być również użyta dla podziałek o działkach elementarnych wartości 5 jednostek przy wymaganej dokładności odczytu wynoszącej 1 jednostkę.

Za pomocą wykresu Murrella można rozwiązać następujące zagadnienia:

a. Znalazienie optymalnej odległości odczytywania skali o danych wymiarach. Mamy np. skalę o 200 jednostkach z działkami elementarnymi wartości 10 jednostek, o średnicy 100 mm i wymaganej dokładności odczytu 2 jednostki. Na osi „rozmiar skali” znajdujemy punkt oznaczający rozmiar 100, z którego wystawiamy linię pionową. Z punktu przecięcia się pionowej z krzywą dla liczby działek 20 (200 jednostek: 10 jednostek działki elementarnej) wystawiamy linię poziomą aż do przecięcia się z krzywą 2:10. Rzut punktu przecięcia się poziomej z krzywą 2:10 na oś poziomą wyznacza optymalną odległość odczytu 4,2 m.

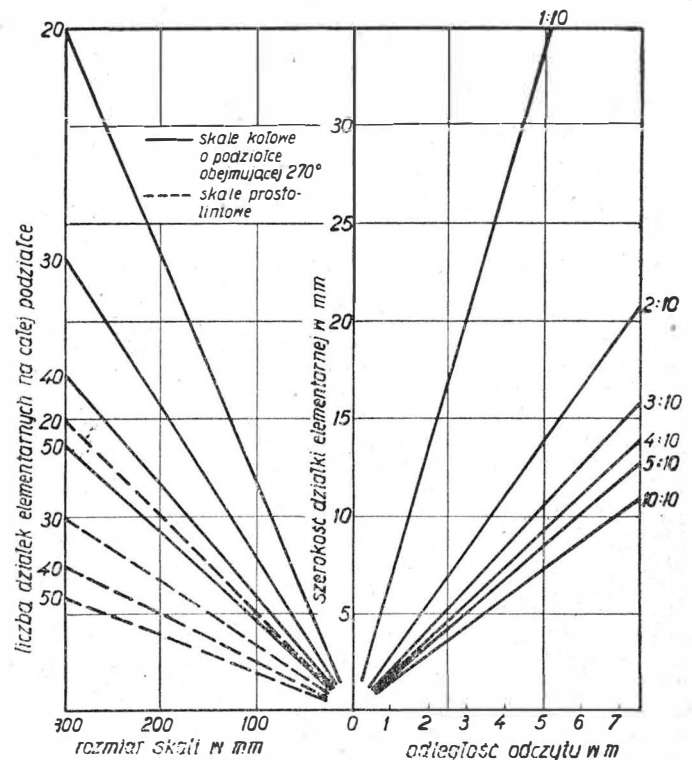
b. W celu znalezienia optymalnych wymiarów podziałki o dowolnym układzie w zależności od odległości odczytywania, postępujemy odwrotnie niż podano w punkcie a, zaczynając od poziomej osi prawej strony wykresu.

c. Dla porównania różnych układów podziałek postępujemy jak w punkcie a i wybieramy ten układ podziałki, który daje się odczytać z największej odległości.

Z porównania na wykresie różnych układów podziałek wyraźnie widać, że dla wymaganej dokładności odczytu np. 2 jednostki przy danej szerokości działki podstawowej, optymalne odległości odczytywania są znacznie mniejsze przy działkach elementarnych dwu- lub jednojednostkowych niż przy działkach elementarnych dziesięciojednostkowych.

Podobne wyniki otrzymali również inni badacze brytyjscy oraz badacze amerykańscy.

Można więc sformułować następującą zasadę: w celu uzyskania najlepszego układu podziałki liczba działek elementarnych podziałki powinna być tak dobrana, aby działkę moż-



Rys. 2. Wykres optymalnych szerokości działek elementarnych w zależności od odległości widzenia (według Murrella)

na było interpolować na 5 części. Mniejsza wartość działki elementarnej niż wymaga tego dokładność odczytu powoduje konieczność zwiększenia wymiarów skali lub zmniejszenia odległości odczytu.

Dane na wykresie Murrella słuszne są jedynie przy dobrym oświetleniu skali. Dla lotniczych przyrządów pokładowych szerokość działek elementarnych należy zwiększyć o 30—50%. Nominalna odległość odczytu dla przyrządów pokładowych wynosi 0,7—1 m.

3.2. Oznaczanie podziałek liczbami.

Prawidłowy sposób naniesienia liczb przy kresach podziałki w dużym stopniu wpływa na bezbłędne odczytywanie wskazań. Stwierdza się często, że jakość wielu przyrządów wykonanych nieraz z niezwykłą starannością jest obniżona przez to, że kresy działek podstawowych oznaczane są np. co 15 lub 25 jednostek.

Wykazały to liczne badania psychotechniczne również i w tej dziedzinie, przeprowadzone w W. Brytanii. W jednym z doświadczeń porównano 80 różnych skal (lit. 4) prosto- i krzywoliniowych, pozwalając każdej z osób biorących udział w doświadczeniach na dwusekundowe spojrzenie na każdą ze skal. Stwierdzono przy tym, że najlepsze są skale oznaczone co 10^n jednostek (gdzie: $n=0$ albo liczba całkowita dodatnia lub ujemna), to znaczy 1 2 3 itd., lub: 10 20 30 40 itd. Również zadawalające wyniki otrzymano przy podziałkach o kresach oznaczonych co $2 \cdot 10^n$ lub $5 \cdot 10^n$ jednostek. Natomiast stwierdzono, że podziałki oznaczone co $(3, 4, 6$ lub $8) \cdot 10^n$ jednostek są bardzo niedogodne przy odczytywaniu. Na przykład w powyższym doświadczeniu dla podziałki z oznaczeniem co 8 jednostek otrzymano 8 odczytów błędnych na każde 10 odczytów, podczas gdy przy podziałce z oznaczeniem co 1 jednostkę na 10 odczytów otrzymano 2 odczyty błędne. Kresy mogą więc być oznaczone co 1, 2 lub 5 jednostek, albo 10, 20, 50, czy też 100, 200, 500 jednostek, przy czym liczby jednostek nie powinny być więcej niż czterocyfrowe.

Bardzo korzystne jest oznaczenie podziałek tylko pierwszymi cyframi liczb (np. zamiast 100 200 300 itd. oznaczyć: 1 2 3 itd.) i umieszczenie na tarczy powyżej środka mnożnika pozwalającego otrzymać właściwą liczbę jednostek miernych (np.: $\times 100$ km/h) mniej wyraźnym pismem.

Liczby w formie ułamków dziesiętnych obniżają nieco łatwość odczytu. Jeśli ułamki są mniejsze od jedności (np. 0,1) to przed przecinkiem nie należy umieszczać cyfry 0.

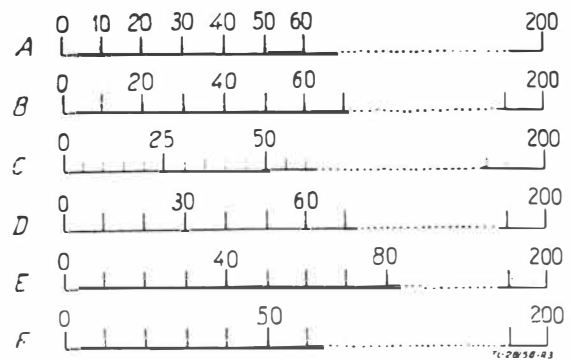
Dla wskaźników o wymaganym krótkim czasie odczytu kresy powinny być oznaczone liczbami najwyżej co 5, a w wyjątkowych przypadkach co 10 działek elementarnych.

3.3. Układ podziałki.

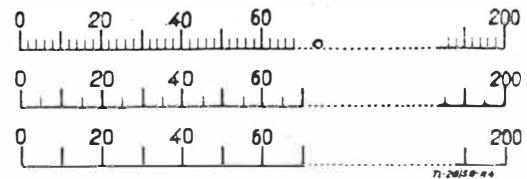
Skale powinny być tak projektowane, aby wartości wskazywane wzrastały przy przesuwaniu wskazówki w prawo przy skalach podłużnych i zgodnie z kierunkiem ruchu wskazówek zegara przy skalach kołowych. Przy skalach pionowych wartości wskazywane powinny w zasadzie rosnać przy ruchu wskazówki w górę (wyjątek może stanowić np. pomiar ujemnej temperatury, prędkości opadania itd.). Powyższa zasada dotyczy również wskaźników o skalach ruchomych (i nieruchomych wskaźnikach), przy czym ruch wskazówki należy wtedy rozpatrywać jako ruch względny. Ostrze wskazówki przy skalach podłużnych poziomych powinno się znajdować u dołu, a przy skalach pionowych z prawej strony podziałki.

Często zachodzi konieczność zaprojektowania skali o nierównomiernej a nawet niejednostajnej podziałce. Skalę należy wtedy tak zaprojektować, aby miejsce przejścia z jednej wartości działki elementarnej na inna było wyraźnie widoczne. Przy różnych wartościach działki elementarnej dla poszczególnych odcinków podziałki uzyskuje się to przez oznaczenie działek liczbami tym samym sposobem dla wszystkich odcinków (liczby rozmieszczone są co tę samą ilość jednostek). W przypadku konieczności zastosowania różnych sposobów oznaczania liczbami tej samej podziałki należy zastosować cyfry o różnej wielkości.

Na rys. 3 pokazano 200-jednostkowa podziałka o pięciu różnych sposobach oznaczenia liczbowego. Założymy, że wymagana dokładność odczytu wynosi 2 jednostki. Zgodnie z wyżej podanymi zasadami od razu odrzucimy podziałki C, D i E, gdyż te trzy układy mają niedogodne systemy numeracji i wymagają działek elementarnych o mniejszej szerokości niż podziałki pozostałe. Podziałka A ma zbyt duże zagęszczenie liczb. Z dwóch pozostałych wybierzemy podziałkę B, gdyż ma ona kresy oznaczone co liczbę jednostek mniejszą niż podziałka F.



Rys. 3. Przykłady oznaczania liczbowego podziałek

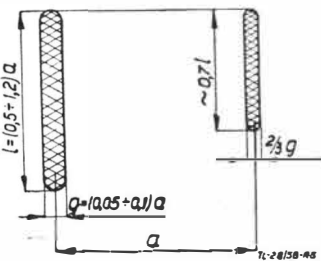


Rys. 4. Podziałki z działkami elementarnymi o różnych wartościach

Rysunek 4 przedstawia podziałkę B podzieloną na działki elementarne co 2, 5 i 10 jednostek. Pierwsza z podziałek ma zbyt duże zagęszczenie kres. Najlepsza jest podziałka ostatnia, gdyż przy wymaganej dokładności odczytu 2 jednostki, działka elementarna interpolowana jest na 5 części i jednocześnie szerokość działki elementarnej jest największa, co pozwoli na odczytanie wskazań z największej odległości.

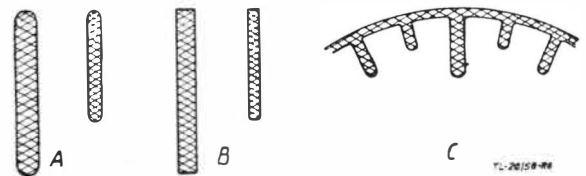
3.4. Kształt i wielkość kres podziałki.

Wysokość kres działek podstawowych powinna wynosić $0,5 \div 1,2$ szerokości działki elementarnej. Wysokość kres działek elementarnych powinna stanowić $0,5 \div 0,7$ wysokości kre-



Rys. 5. Wymiary kres

sy działki podstawowej. Jeżeli w podziałce są użyte 3 długości kres, to zaleca się aby długości ich były w stosunku 2 : 3 : 4. Pozostałe wymiary kres podano na rys. 5.



Rys. 6. A — kresy zakończone zaokrągleniem, B — kresy zakończone prosto, C — kresy obwiedzione linią

Kresy mogą być zakończone prosto lub zaokrągleniem (rys. 6 A, B). Jest to zależne od metody wykonania podziałki. Kresy podziałek kołowych mogą być obwiedzione linią kołową, przy czym zaleca się umieścić ją po stronie zewnętrznej podziałki (rys. 6C).

3.5. Kształt i wielkość cyfr i znaków.

Kształt cyfr w znacznym stopniu decyduje o ich czytelności. Mimo że zagadnieniu temu poświęcono wiele badań, zdania poszczególnych autorów dotyczące kształtu cyfr są dość różne. Na ogół zaleca się, aby stosunek szerokości do wysokości cyfr (z wyjątkiem 1) wynosił $4/7 \div 5/7$ ($0,57 \div 0,7$) —

zależnie od przyjętego wzoru. Grubość kresy cyfr powinna wynosić: dla cyfr czarnych na białym tle $1/7 \div 1/6$ wysokości, dla cyfr białych na czarnym tle $1/10 \div 1/8$ wysokości. Odległość między cyframi tworzącymi liczbę powinna wynosić około połowy szerokości cyfry.

Wysokość cyfr zależy od odległości odczytu, a więc od zagęszczenia działek elementarnych. Dla lotniczych przyrządów pokładowych przyjmuje się, iż dla wskaźników o \varnothing 80 mm (\varnothing skali 70 mm) wysokość cyfr wynosi 7–8 mm (około 0,1 średnicy skali). Na skalach kołowych cyfry należy tak umieścić, aby osie ich były ustawione pionowo, gdyż w tym położeniu najłatwiej jest je odczytywać. Jednak przy dużym zagęszczeniu znaków na skali osie cyfr można skierować wzdłuż promienia.

Dotychczas nie ogłoszono jeszcze u nas normy zawierającej obowiązujący kształt cyfr dla skal przyrządów pomiarowych*). W Związku Radzieckim wykonuje się cyfry wg nor-

1234567890

TL-28/58-R7

Rys. 7. Kształt cyfr według GOST 2930-45

1234567890

TL-28/58-R8

Rys. 8. Kształt cyfr według PN/M-01063

1234567890

TL-28/58-R9

Rys. 9. Kształt cyfr według DIN 1451

1234567890

TL-28/58-R10

Rys. 10. Kształt cyfr stosowany w przyrządach produkcji USA

1234567890

TL-28/58-R11

Rys. 11. Kształt cyfr opracowany przez Bergera

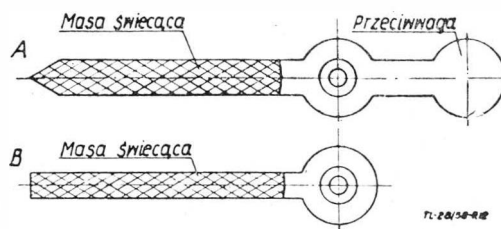
my GOST 2930-45 (rys. 7), których sposób narysowania jest również podany w książce Smirnowa (lit. 5). Do kształtu cyfr według GOST zbliżony jest kształt według PN/M-01063 (rys. 8) i kształt według DIN 1451 (rys. 9). Cyfry te są zadowalająco czytelne z wyjątkiem 6, która myli się z 5, oraz 9, która podobna jest do 8 i 0. W przyrządach produkowanych w krajach zachodnich i USA spotyka się cyfry podobne do cyfr pokazanych na rys. 10, które uważane są za bardziej czytelne od poprzednich. W wyniku badań Bergera oraz Barletta i Mackwortha (lit. 4) ustalono kształt cyfr, który pokazany jest na rys. 11.

Na tarczach wskaźników nie powinno się umieszczać danych słownych lub cyfrowych nie związanych bezpośrednio z odczytywaną wielkością, gdyż utrudniają one obserwatorowi skupienie uwagi na wskazówce. Jedyną informacją jaką należy umieścić na tarczy jest znak dotyczący jednostek, w jakich podziałka jest wywzorcowana. Pozostałe dane jak: znak wytwórni, numer fabryczny, zastosowanie przyrządu itd. mogą być tylko słabo widoczne i to przy dobrym oświetleniu.

*) WSK — Praga opracowały normę zakładową cyfr dla skal przyrządów pokładowych.

3.6. Wskazówki.

Wskazówki wskaźników o skali kołowej powinny mieć wydłużone, tępe ostrze. Szerokość końca ostrza wskazówki powinna być w przybliżeniu równa grubości kresy działki elementarnej. Długość wskazówki należy tak dobrać, aby jej koniec nie nakrywał, lecz zaledwie dotykał końców kres



Rys. 12. A — najczęściej spotykany kształt wskazówki, B — wskazówka „pałeczkowa”

działek elementarnych. Najlepiej jest, jeśli widoczna jest cała wskazówka — od ostrza albo nasady. Nasada wskazówki oraz przeciwwaga powinny być pomalowane na kolor tła podziałki. Wskazówka powinna być możliwie wąska, aby nie zasłaniała cyfr skali. We wskaźnikach o \varnothing 80 mm najczęściej stosuje się wskazówki o kształcie pokazanym na rys. 12, objęte również normą polską (lit. 10).

Dla uniknięcia błędu paralaksy ostrze wskazówki powinno się znajdować możliwie blisko powierzchni tarczy.

Wskazówki skal podłużnych mimo swej małej długości powinny skupiać jak największą uwagę obserwatora. W tym celu wskazówki te muszą być szerokie i mieć cienkie, ostre zakończenie. Oczywiście i w tym przypadku wskazówka nie może zasłaniać cyfr skali.

Ostatnio spotyka się przyrządy ze wskazówkami „pałeczkowymi” nie mającymi ostrego zakończenia (rys. 12b). Wskazówki te można stosować tylko przy dużych szerokościach działek elementarnych i wymaganej małej dokładności odczytu.

3.7. Barwa skal.

Najlepszą czytelność skali otrzymuje się przy zachowaniu największego kontrastu między barwą cyfr i kres a barwą tła podziałki. Czytelność skali jest praktycznie jednakowa przy podziałce czarnej na białym tle, jak i odwrotnie. Jednak przy słabym oświetleniu lepsze wyniki otrzymuje się przy jasnej podziałce na ciemnym tle. We wskaźnikach lotniczych przyrządów pokładowych należy zatem stosować tarcze pokryte czarnym matowym lakierem z naniesioną jasną podziałką. Kresy oraz cyfry pokrywa się najczęściej masą świecąca.

Ostatnio w niektórych wytwórniach krajów zachodnich stosuje się masę świecąca o barwie czerwonej. Prawdopodobnie daje to lepsze wyniki od zielonkawych mas świecących, gdyż, jak wiadomo, w ciemności najlepiej jest widoczne światło czerwone.

Do pokrywania znaków i wskazówek wskaźników stosuje się masy świecące różnego rodzaju: z poświatą długą, krótką, oraz masy świecące pod wpływem działania źródła (lampy) promieni ultrafioletowych. Te ostatnie mają duże zastosowanie w samolotach bojowych, takich jak np. nocne myśliwce, gdzie często wymaga się „wygaszania” świecenia wskaźników (bliższe szczegóły zawiera artykuł K. Zuchowicza — lit. 7).

Obramowanie tarczy powinno mieć barwę zbliżoną do barwy tarczy, ponieważ duże kontrasty barw poza podziałką rozpraszają uwagę i utrudniają odczytywanie. Dlatego w lotnictwie wskaźniki przyrządów mają najczęściej czarne obramowania, a tablice pokładowe pomalowane są również na kolor ciemny.

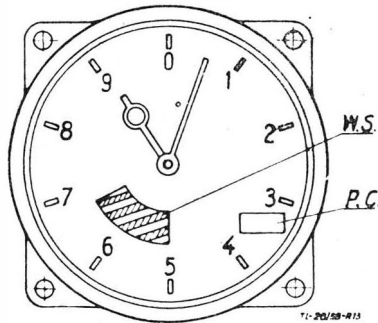
4. NOWOŚCI W KONSTRUKCJI SKAL

W ostatnich latach coraz częściej stosuje się przyrządy, których skale i wskazówki odbiegają wyglądem od dotychczas stosowanych. Szczególnie ma to miejsce w samolotach naddźwiękowych, w których niezmiernie ważnym zagadnieniem jest szybkość i dokładność odczytu.

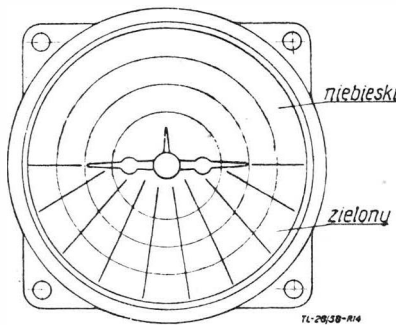
Na rys. 13 pokazano schemat skali wysokościomierza ze wskazówką „pałeczkową”, zaopatrzonego w urządzenie sygnalizujące wysokość samolotu mniejszą niż 100–300 m (nastawiane) nad ziemią. W okienku tarczy pojawia się wtedy biało-czerwono kresowane pole. W drugim mniejszym

okienku widoczne są cyfry liczydełkowego urządzenia nastawczego poprawki ciśnienia.

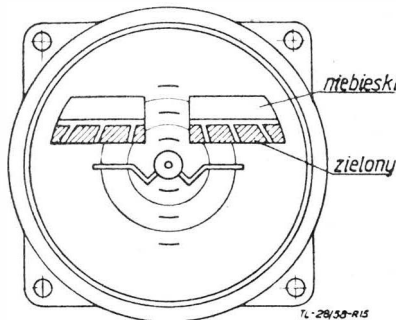
W celu ułatwienia odczytu i zmniejszenia zmęczenia wzroku pilota coraz częściej stosuje się wskaźniki przyrządów z tarczami kolorowymi. Ostatnio stosuje się np. sztuczne horyzonty z tłem sylwetki kolorowym, zamiast dotychczasowego czarnego.



Rys. 13. Wysokościomierz firmy Ferranti, W. S. — wskaźnik sygnalizacji wysokości mniejszej niż 300 m, P. C. — poprawka ciśnienia



Rys. 14. Sztuczny horyzont z tarczą kolorową



Rys. 15. Sztuczny horyzont z „okienkami kabiny pilota”

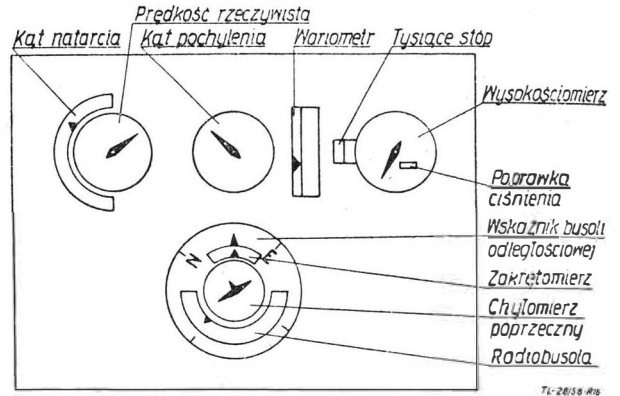
wego czarnego. Schemat skali takiego horyzontu pokazany jest na rys. 14. Górna część tarczy pokryta jest lakierem niebieskim, a dolna — lakierem zielonym. Na dolnej części tarczy naniesiono zbiegające się linie, co przypomina perspektywę ziemi. Odmianą powyższego sztucznego horyzontu jest horyzont podobny do dotychczas używanych, zaopatrzonego w „okienka kabiny pilota”, w których widoczna jest linia horyzontu (rys. 15). Podobnie jak w poprzednim, pole nad linią horyzontu pomalowane jest na kolor niebieski, a pod linią — na kolor zielony.

W celu dalszego ułatwienia odczytu niektóre wytwórnie samolotów stosują specjalne systemy w rozmieszczeniu wskaźników przyrządów na tablicy pokładowej. Przyrządy pilotażowe grupuje się na osobnej tablicy, przy czym stosuje się tu różne rodzaje skal: okrągłe, podłużne (poziome i pionowe) oraz półkoliste. Na rys. 16 i 17 podano dwa przykłady takiego rozmieszczenia wskaźników.

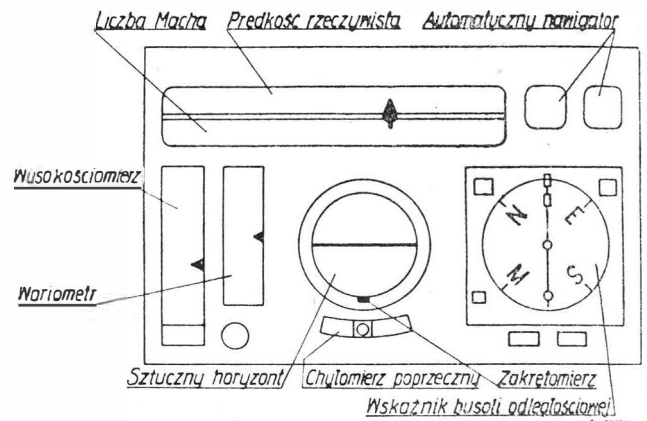
W miarę rozwoju techniki w lotnictwie wzrasta liczba wskaźników przyrządów pomiarowych w kabinie pilota, co znacznie utrudnia jednoczesną kontrolę wszystkich wskaźników. W celu uproszczenia kontroli wskaźników, konstruktorzy przyrządów pomiarowych zastosowali katodową lampę oscyloskopową jako wskaźnik całej grupy przyrządów. Na ekranie lampy naniesione są pionowe skale poszczególnych przyrządów. Wskazania grupy przyrządów obrazuje pewna krzy-

wa na ekranie lampy (rys. 18). Częstotliwość przebiegu plamki na ekranie jest większa niż 16 Hz, dzięki czemu otrzymuje się jednocześnie wskazania na wszystkich skalach (dokładniejszy opis — lit. 2).

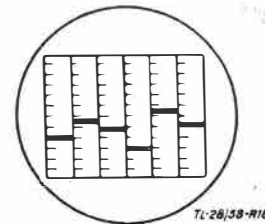
Próby zastosowania tego rodzaju wskaźników prowadziło cały szereg wytwórni. Jeden wskaźnik stosowano np. dla



Rys. 16. Przykład nowoczesnego rozmieszczenia wskaźników na tablicy pokładowej



Rys. 17. Rozmieszczenie wskaźników zastosowane przez firmę Kelvin & Hughes



Rys. 18. Schemat wskaźnika elektronicznego

grupy przyrządów pilotażowych, a drugi wskaźnik — dla kontroli zespołu napędowego. Z powodu licznych wad (mała dokładność pomiaru, skomplikowana budowa), wskaźniki elektroniczne nie znalazły jeszcze zastosowania w produkcji seryjnej, jednak ta droga rozwoju techniki przyrządowej jest bardzo ciekawa i w przyszłości może znaleźć szerokie zastosowanie.

5. ZAKOŃCZENIE

Jak wynika z powyższych rozważań, na łatwość odczytania wskazania przyrządu pomiarowego wpływa wiele często nie docenianych czynników. O jakości i przydatności przyrządu decyduje więc nie tylko poprawne działanie jego mechanizmu.

Ze względu na to, że zagadnienie czytelności skal jest bardzo ważne i jednocześnie mało znane, należy w tej dziedzinie przeprowadzić jeszcze pewne badania, które częściowo sprawdziłyby wyniki tu podane i uzupełniły je. Nie znane są np. wyniki badań ze wskaźnikami barwnymi oraz z nowymi układami przyrządów na tablicy pokładowej. Aby z tych badań można było wyciągnąć pewne wnioski i wytyczne do projektowania skal, prace badawcze winny być przeprowa-

dzony w możliwie szerokim zakresie. Tego rodzaju badania są dość kłopotliwe i kosztowne, ale mimo to powinny być wykonane również w naszym kraju. Wyniki należy wtedy opublikować, ażeby można je było wprowadzić we wszystkich pozostałych dziedzinach pomiarów.

Literatura

1. Dr J. Obalski — Ogólne własności narzędzi mierniczych i wiadomości o pomiarach, P. T. Mechanik, t. I, cz. 2, PWT 1951
2. K. Głębiński — Wyposażenie samolotu, cz. I, PWN 1955
3. K. Głębiński — Projektowanie lotniczych przyrządów pokładowych, PWN 1957.
4. K. Murrell — The Design of Instrument Scales, Instrument Practice, Feb. 1952.

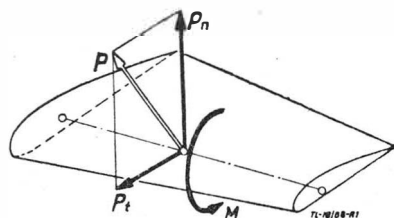
5. A. Smirnow — Remont cieplnych przyrządów pomiarowo-kontrolnych, PWT 1955.
6. D. A. Braśławski — Rasczot i konstrukcja awiacyjnych przyborow, Oborongiz 1954.
7. K. Zuchowicz — Oświetlenie samolotu, „Technika Lotnicza” nr 2/57.
8. Pomiary Automatyka Kontrola, 5—6/55. Skrzynka porad i zapytań.
9. Flight — 14 Sept. 56, 31 Aug. 56, 23 Nov. 56, 12 Apr. 57, 16 May 58.
10. Norma PN/L-95007 — Przyrządy lotnicze pokładowe. Wskazówki.
11. Norma GOST 2930-45 — Szyfry i znaki dla ciferbłatów.
12. Norma GOST 5365-57 — Ciferbłaty i szkały.
13. Norma GOST 124-54 — Ciferbłaty awiacyjnych przyborow.
14. Norma GOST 1851-53 — Strielki awiacyjnych izmierzitelnych przyborow.
15. Norma DIN 42802 — Skalenausführungen.
16. Norma DIN 1451 — Schriften.

Mgr inż. ROMAN ZATWARNICKI
Szybocowy Zakład Doświadczalny

Rozwój myśli konstrukcyjnej w budowie okuc nośnych skrzydła w SZD

Autor daje krótki przegląd rozwoju rozwiązań konstrukcyjnych głównych okuc skrzydłowych szybocow oraz przykłady ich zastosowania. Omawia również wady i zalety poszczególnych typów okuc. Praca była przedstawiona na VII Kongresie OSTIV, Leszno, 1958 r.

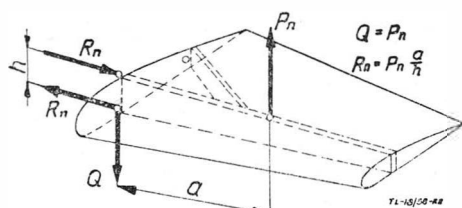
Zagadnienie w pracy tej przedstawione obejmuje rozwój myśli konstrukcyjnej przy projektowaniu podstawowego węzła nośnego w szybocowach, jakim są okucia nośne skrzydeł. Ażeby zdać sobie sprawę z zadania, jakie mają one do spełnienia, należy przede wszystkim poznać obciążenia występujące na samym skrzydle. Jeżeli potraktujemy skrzydło jako bryłę znajdującą się w opływie strug powietrza to stwierdzimy, że jest ono pod działaniem siły aerodynamicznej. Siła ta jest rozłożona na całej powierzchni skrzydła w sposób nierównomierny. Dla naszych rozważań zastępujemy obciążenie to jedną skupioną siłą wypadkową P (patrz rys. 1) umieszczoną w środku wyporu skrzydła, oraz momentem M . Ponieważ w najogólniejszym przypadku siła ta jest



Rys. 1

skierowana ukośnie, więc dla uproszczenia dalszych rozważań rozkłada się ją na dwa kierunki do siebie prostopadłe, a to na kierunek styczny i prostopadły do płaszczyzny skrzydła i uzyskuje się siły P_t i P_n . Te dwie składowe siły P_t i P_n obciążają skrzydło w dwóch płaszczyznach, wywołując z kolei odpowiednie obciążenia okuc nośnych.

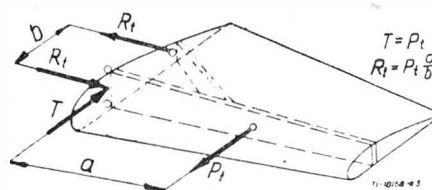
Jeżeli przyjmie się teraz dla przykładu klasyczne okucia skrzydła wolnonośnego, składające się z górnego i dolnego okucia dźwigara głównego oraz okucia tylnego, to widać, że na każdy punkt zamocowania działa każde wspomniane obciążenie.



Rys. 2

Według schematu na rys. 2 siła P_n wywołuje w przednich okuciach reakcję $Q = P_n$ oraz reakcje $R_n = P_n \cdot \frac{a}{h}$ równe co do wielkości a przeciwne co do kierunku.

Warto przy okazji wspomnieć o wielkościach poszczególnych sił. I tak w przypadku jednoniejscowego szybocwa wycynowego siła R_n dochodzi do 20 ton, podczas gdy pozostałe obciążenia okuc nośnych równe są zaledwie kilku setkom kilogramów.

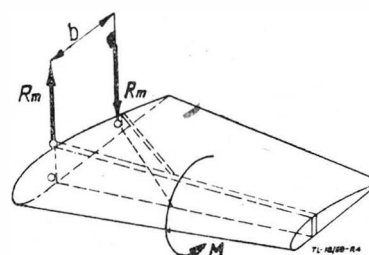


Rys. 3

Układ przedstawiony na rys. 3 wskazuje, że $T = P_t$ oraz reakcje poziome $R_f = P_t \cdot \frac{a}{b}$ w okuciach przednim i tylnym.

Moment M skręcający skrzydło (rys. 4) wywołuje w okuciach nośnych przednim i tylnym pionowe $R_m = \frac{M}{b}$.

Kolejno przedstawiony jest opis klasycznych okuc nośnych skrzydła, z których jako typowe wybrano okucia szybocwa



Rys. 4

„Weihe”. W zasadzie posiadają one układ pokazany na poprzednio przytoczonych przykładach obciążenia i obejmują trzy punkty zamocowania.

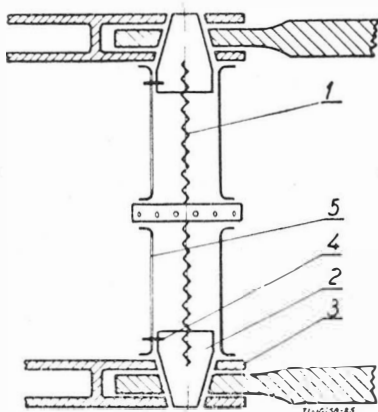
W przypadku zastosowania walcowych sworzni w okuciach tego typu występują poważne trudności nie tylko wykonawcze, ale i eksploatacyjne. Już bowiem dwa równoległe do siebie sworznie okucia głównego określają jednoznacznie położenie skrzydła i wtedy trzeci sworznie powinien tylko ustalić to położenie. Małe nawet niedokładności wykonawcze utrudniają montaż trzeciego sworznia, a użycie w tym przypadku młotka wprowadza nie przewidziane przez konstruktora wstępne naprężenie konstrukcji. Nawet pierwotnie idealne wykonanie warsztatowe nie gwarantuje łatwości mon-

tażu w czasie eksploatacji oraz zamienności skrzydeł, gdyż drewno — z którego w większości przypadków budowane jest skrzydło szybowca — zmienia swoje wymiary przy zmianie wilgotności, powodując swobodne przemieszczanie się okuć. W ten sposób mogą wystąpić nie tylko przesunięcia, ale także i przekręcenia poszczególnych okuć, które łączone na pasowane walcowe sworznie powodują często trudności montażowe.

Drugą cechą takich okuć jest zjawisko występowania luzów w zawieszeniu skrzydła. Dla ułatwienia, a nawet umożliwienia montażu tego typu okuć konstruktor przewiduje pewien luz między sworzniem a otworem okucia. Niewielka zaś odległość między okuciami (około 200 mm) jest przyczyną tego, że luz ten nawet minimalny, jest wyraźnie wyczuwalny w przypadku poruszania końca skrzydła. Luz ten powiększa się jeszcze w czasie eksploatacji szybowca, szczególnie podczas występowania zmiennych obciążeń, jak na przykład w lotach termicznych czy burzowych i jest przyczyną wybijania się sworzni w okuciach.

Biorąc pod uwagę powyższe czynniki, zrezygnowano w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym ze sworzni walcowych na korzyść sworzni stożkowych w okuciach nośnych. Zlikwidowano w ten sposób luzy montażowe, gdyż sworznie stożkowe pozwalają na ich usunięcie. W okuciach tylnych pozostawiono pierwotnie jeszcze sworznie walcowe licząc się z tym, że na dużym stosunkowo rozstawieniu między okuciami przednimi i tylnymi drobny luz na sworzniu tylnym nie spowoduje wyczuwalnych luzów na końcu skrzydła. Pewną rolę odgrywały tu dodatkowo względy wykonawcze i ekonomiczne, które przemawiają za sworzniami walcowymi. W ten sposób powstały okucia szybowców SZD-9 „Bocian” oraz SZD-12 „Mucha 100”. Zwrócono jednak uwagę na łatwy i szybki montaż szybowca i dlatego rozwiązano starannie rozpychanie i wciąganie dwóch stożkowych sworzni spinających, które umieszczono na wspólnej śrubie.

Podczas montażu skrzydła należy włożyć walcowy sworzni tylny okucia przed dociśnięciem stożków w okuciach głównych, które za pomocą śruby dają się łatwo wprowadzić i dociśnąć na swoje miejsca.



Rys. 5

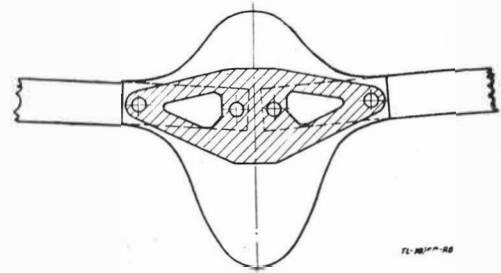
Na rysunku 5 pokazano schematycznie, jak na wspólnej śrubie-1 z lewym i prawym gwintem z głową w środku, stożki-2 wsuwają się względnie rozchodzą w okuciach-3. Każdy stożek posiada przeciwbrotowy kołek-4, przesuwający się w przecięciu osłony-5, podtrzymującej równocześnie głowę śruby-1. W ten sposób gwarantuje się jednakowy przeciwbieżny ruch stożków.

Ten typ okucia wymaga jednak przestrzegania wskazanej kolejności montażowej, a odstępstwa od niej są przyczyną trudności włożenia trzeciego walcowego sworzni w okuciu tylnym.

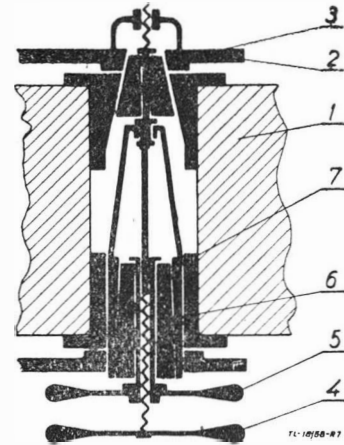
Następnym krokiem w tej ewolucji było zastąpienie także trzeciego sworzni walcowego sworzniem stożkowym oraz umieszczenie go w elastycznym okuciu. W wyniku uzyskano to, że utrzymanie dokładnej odległości między okuciami przednim i tylnym przestaje być tak istotne, a wprowadzenie sworzni stożkowych za pomocą śrub nie natrafia już na żadne trudności. Ten ostatni typ okuć posiadają szybowce „Mucha 100” wykonane w serii A. Dalsza ewolucja tego szybowca — „Mucha-Standard” posiada również ten sam typ okuć nośnych, które gwarantują większe niż dotychczas korzyści eksploatacyjne.

Jakkolwiek montaż i demontaż jest już zadowolający, to jednak bez drobnych prężeń podczas montażu obyć się nie

można, gdyż — jak wspomniano na początku — idealne wykonanie pasowanych trzech okuć jest niemożliwe. Układ taki jest statycznie niewyznaczalny i to jest przyczyną wspomnianych niedogodności montażowych. Następne rozwiązania szły



Rys. 6

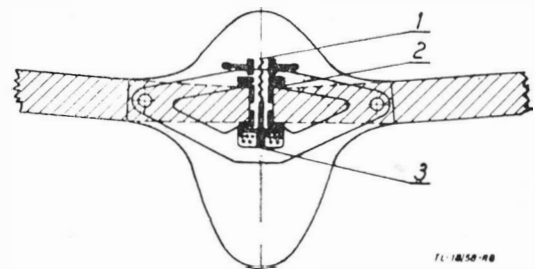


Rys. 7

więc w kierunku likwidacji zbędnych przesztynni i w rezultacie do zbudowania połączenia statycznie wyznaczalnego.

Poza wspomnianą grupą szybowców z okuciami nośnymi typu konwencjonalnego starano się usunąć duże siły występujące w okuciach. Siły te zależne są w pierwszym rzędzie od małego rozstawu między okuciami, ograniczonego wysokością profilu. Dlatego też w szybowcu „Jaskółka” postarano się zwiększyć ten wymiar i doprowadzono do następującego układu (patrz rys. 6). Na tle zakreskowanego mostka centralnego między wręgami nośnymi wchodzi od zewnątrz wystające z każdego skrzydła zakończenia dźwigarów, które są uchwycone każde przez dwa poziome sworznie. Sworznie te mają na celu połączenie szerokiego dźwigara z dwiema ściankami mostka centralnego i dlatego każdy z nich musi stworzyć połączenie w dwu miejscach — z przodu i z tyłu. Wymagając jeszcze, ażeby te połączenia były pozbawione luzów, wynika konieczność zastosowania sworzni stożkowych.

Zasada pracy tych sworzni jest następująca (patrz rys. 7): Szeroki dźwigar-1 jest wstawiony między blachownice mostka centralnego-2. Sworzni stożkowy-3 dociska jednostronnie dźwigar do blachy tylnej pokrętłem-4, po czym dopiero pokrętłem-5 wciska się stożek-6 do tulei rozprężnej-7, która jest wewnątrz stożkowa, a na zewnątrz walcowa. Dopiero zastoso-



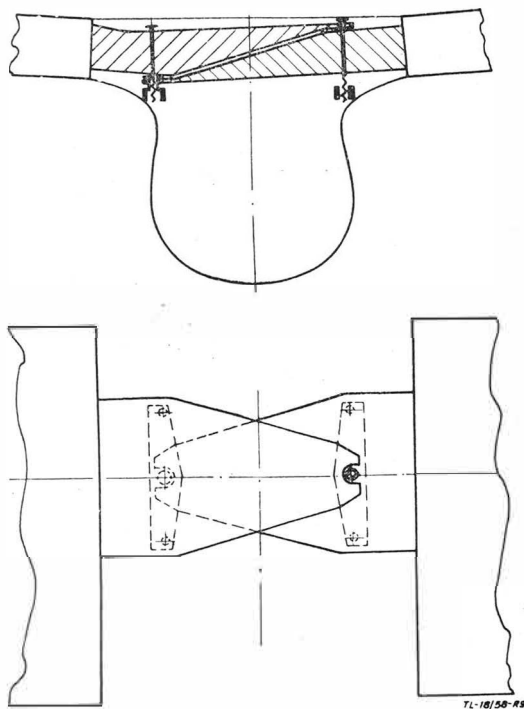
Rys. 8

wanie tej konstrukcji umożliwiło łatwy montaż polegający na tym, że każdy stożek jest indywidualnie dociskany na oddzielnym gwincie, a po dociśnięciu stożka-3, tuleja rozprężna-7 jest na swoim miejscu jedynie rozpychana stożkiem-6.

Sprawa ta umożliwiła montaż tylko połowicznie, albowiem zachowanie identycznych odległości otworów w dźwigarze

o i w moście było możliwe jedynie przy wspólnym rozwiercieniu. Zamienność skrzydeł była ciągle problematyczna (patrz rys. 8). Ażeby i temu zaradzić zastosowano dalszy rozwój tych okuć, likwidując poziome sworznie środkowe na korzyść wspólnej śruby pionowej-1, dociskającej obydwie dźwigary specjalną podkładką-2 do stopy-3, przynitowanej do blachownicy mostu centralnego. Ten układ jest sam w sobie statycznie wyznaczalny i pozostałby taki definitywnie, gdyby nie to, że niestety sam dźwigar nie wytrzymał obciążeń stycznych i skręcających skrzydła. Nawet takich wymiarów dźwigara drewnianego jak w Jaskółce nie był zdolny do przeniesienia wszystkich obciążeń skrzydła i dlatego — wraz z nim — pozostało jeszcze okucie tylne. Oczywiście zastosowano w nim również sworznie stożkowe, ale klasyczna statyczna wyznaczalność połączenia skrzydła z kadłubem została w ten sposób naruszona.

Dalszym etapem rozwojowym jest okucie nośne zastosowane na szybowcu „Zefir”. Natrafiono tu na warunki cięższe niż w dotychczasowych szybowcach spowodowane tym, że grubość skrzydła w partii przykadłubowej jest wyjątkowo mała. Ponieważ zaś obciążenia zasadnicze nie uległy zmniejszeniu, więc siła R_n , to znaczy siła w górnym względnie w dolnym pasie dźwigara i nasady skrzydła, wynosi przeszło 20 ton. Zwiększone obciążenie i zmniejszone wymiary stworzyły warunki tak ciężkie, że dotychczasowymi sposobami nie można było rozwiązać nośnych okuć skrzydła. Zastosowano tu skrzydło o konstrukcji skorupowej, gdzie miejsce typowego dźwigara zastępuje obszernych wymiarów skrzynka drewniana. U na-

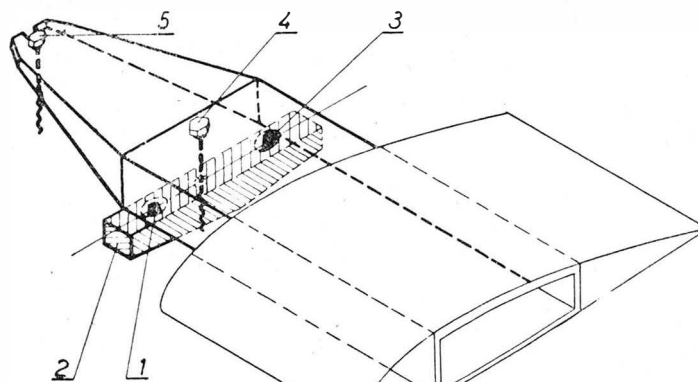


Rys. 9

sady skrzydła skrzynka ta przechodzi w skrzynkę duralową ukształtowaną w ten sposób, że po złożeniu dwóch skrzydeł nachodzą one na siebie (patrz rys. 9). Obydwie okucia są ze sobą spięte dwiema śrubami pionowymi, które są rozstawione wykorzystując całą szerokość kadłuba. Dzięki temu zmniejszono siły w śrubach spinających i w pracującej partii skrzynki duralowej w przestrzeni między śrubami. Warto zaznaczyć, że pomimo przyjęcia tego układu, odległość między śrubami nie wypadła zbyt duża ze względu na zastosowanie w tym szybowcu kadłuba o minimalnym przekroju poprzecznym, w celu uzyskania lepszych własności lotnych — jak doskonałość i prędkość opadania.

Dążeniem konstruktora tych okuć było rozwiązanie ich w układzie statycznie wyznaczalnym. Wynikają stąd korzyści montażowe, o których już wspomniano, a poza tym możliwość dokładnego określenia wszystkich obciążeń oraz wyraźnego wytypowania elementów nośnych dla ich przeniesienia (patrz rys. 10). Sposób zamocowania jednego skrzydła podany jest na rysunku. Na dwóch kołkach stożkowych-1, utwierdzonych na silnej podstawie-2 tworzącej element kadłuba, siada odpowiednimi gniazdami stożkowymi-3 duralowe zakończenie

dźwigara skrzydła. Śruba-4 dociska okucie do kołków stożkowych-1, natomiast śruba-5 ustala je przeciwbrotowo wobec osi przechodzącej przez stożki-1-1. W ten sposób skrzydło jest zamocowane do kadłuba jednoznacznie z minimalną liczbą pa-



Rys. 10

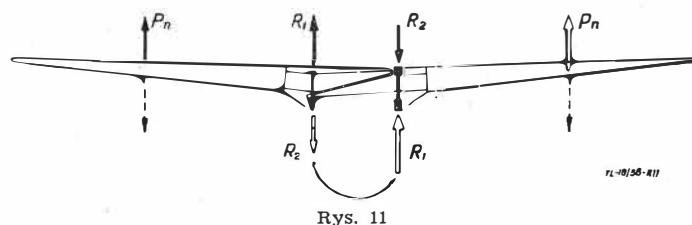
sowanych elementów. Jeden kołek stożkowy jest wykonany przesuwnie w celu umożliwienia łatwego dopasowania do gniazda na dźwigarze. Pozwala to ustawić odległość kołków identycznie do odległości gniazd przez wspólne montowanie, a następnie ustalenie ruchomego kołka stożkowego.

W wyniku zastosowania skorupowej konstrukcji okuć powiększyły one swoje wymiary wypełniając mocno profil skrzydła. Dzięki temu, oraz wskutek zastosowania metalowej konstrukcji, zdołano zlikwidować tylne okucie nośne, które jest niezbędne w typowym układzie. Obie pionowe śruby spinające ze sobą połówki skrzydeł przechodzą luźno przez skorupowe okucia dociskając je tylko do wyżej wspomnianych kołków stożkowych, osadzonych w stalowych mostkach kadłuba.

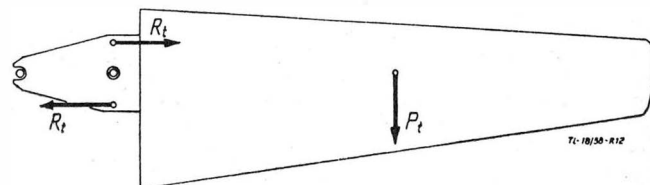
Sposób przenoszenia obciążeń przez ten układ podaje schemat na rys. 11. Siły normalne P_n działające najsilniej podczas wyrwania szybowca, wywołują obciążenie śrub spinających pokazane strzałkami. Jak wyraźnie widać, lewa śruba będzie zasadniczo narażona na rozciąganie, podczas gdy prawa praktycznie nie pracuje. Sytuacja odwróci się podczas obciążeń plecowych (strzałki przerywane), podczas których prawa śruba spinająca będzie rozciągana, lewa natomiast będzie pozbawiona obciążenia.

Warto zwrócić uwagę na drobny szczegół konstrukcyjny, jakim są samonastawne podkładki pod głowami tych śrub, które są na nich osadzone w sposób nierozłączny. Zadaniem ich jest likwidacja błędów prostopadłości płaszczyzny pod głową śruby do jej osi, spowodowane wykonawstwem warsztatowym oraz odkształceniami, które występują podczas narastania obciążenia. W ten sposób okucie staje się bardziej zbliżone do układu statycznie wyznaczalnego, pociągając za sobą wszystkie korzyści stąd wynikające.

W płaszczyźnie skrzydła działa siła styczna P_t (patrz rys. 12). To obciążenie jest przejmowane przez ściśle przylegające do



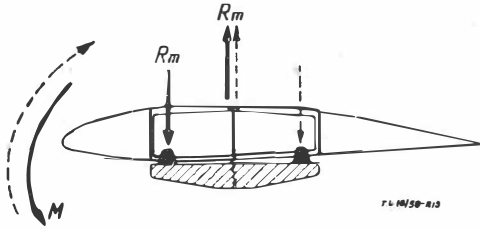
Rys. 11



Rys. 12

siebie kołki stożkowe, a kierunek obciążenia stożków pokazują strzałki R_t . Z rysunku tego widać wyraźny duży luz między śrubami spinającymi a przepustami przez metalowe czoło dźwigara — gdyż tak można nazwać to nośne okucie skrzydła.

Ostatnim rodzajem obciążenia jest skręcanie skrzydła, które przedstawia schemat na rysunku 13. Siły R_m przedstawiają obciążenie przekazywane przez czoło dźwigara na kadłub. W przypadku wystąpienia momentu ujemnego pokazanego strzałką kreskowaną — obciążenie przenosi się na śrubę środkową i tylny kołek stożkowy. W ten sposób śruba pracuje zawsze na rozciąganie, podczas gdy drugą reakcję przejmuje ten kołek stożkowy, który jest po stronie przejmującej ściskanie.



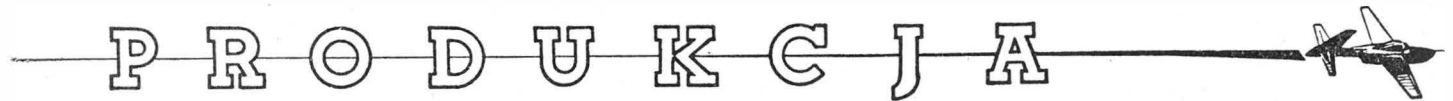
Rys. 13

W tym samym czasie drugi kołek stożkowy ma raczej tendencję do zejścia ze swojego gniazda, czemu całkowicie przeciwdziałła śruba środkowa. Ona bowiem utrzymuje w tym przypadku stały docisk obydwu stożków do swoich gniazd

i w ten sposób gwarantuje bezluzowe połączenie skrzydła z kadłubem.

Po przejrzaniu tych wszystkich obciążeń można zauważyć, że pierwszorzędną rolę odgrywają tu śruby pionowe, spinające ze sobą czoła dźwigarów. Dlatego też zostały one wykonane z uwzględnieniem takich wpływów ubocznych, jak zużycie podczas częstych montaży — przez co uzyskany na nich współczynnik bezpieczeństwa gwarantuje potrzebną wytrzymałość.

Jakkolwiek opis szczegółów konstrukcyjnych wykracza poza ramy niniejszego opracowania, to jednak na zakończenie należy wspomnieć o rozwiązaniu duralowego połączenia czoła dźwigara z zasadniczym dźwigarem drewnianym. Ze względu na to, że do tej pory nie jest stosowane w Szybowcowym Zakładzie Doświadczalnym klejenie drewna z metalem w przypadku odpowiedzialnych elementów konstrukcyjnych, jakimi są na przykład okucia nośne dźwigara, dlatego i w tym szybowcu nie przyklejono okuć do pasów dźwigara, chociaż konstrukcja ta wyraźnie do tego nadawała się. Trzeba się było uciec do połączenia mieszanego. Duralowe zakończenia czoła dźwigara zostały obłożone obustronnie płytami sklejkowymi i znitowane płaskimi nitami. Dopiero powierzchnie sklejkowe zostały przyklejone do pasów dźwigara skrzynkowego za pomocą kleju do drewna. Wykonana próba statyczna całego okucia dźwigara wykazała, że w zakresie założonych obciążeń połączenia te nie budzą zastrzeżeń.



Inż. ADAM SKARBIŃSKI
Szybowcowy Zakład Doświadczalny

Techniczne możliwości obniżenia kosztu szybowca

W artykule rozpatrzono możliwość obniżenia kosztu wytwarzania szybowca przez konstruktora i zgomadzono materiał statystyczny. — Praca była przedstawiona na VII Kongresie OSTIV, Leszno 1958 r.

1. WSTĘP

Jedną z najstarszych idei człowieka jest chęć unoszenia się i żeglowania w powietrzu. Geniusz ludzki doszedł w ciągu wieków do odkrycia praw natury, dzięki którym można zrealizować odwieczne marzenia — lot w powietrzu stał się czymś realnym. Człowiek zaczął latać za pomocą aparatów cięższych od powietrza. Obok konstrukcji napędzanych silnikiem pojawiły się szybowce — twory w swej istocie bardziej zbliżone do natury, aczkolwiek jeszcze niedoskonałe.

Wydaje się, że nam, technikom, pozostały obecnie dwa główne zagadnienia do opanowania. Pierwsze — to walka o coraz to wyższą doskonałość projektowanych „ptaków”, drugie — to walka o powszechność ich używania.

Aby szybowiec stał się przedmiotem masowego użycia musi być przede wszystkim tani. Co składa się na koszt własny szybowca? Ogólnie biorąc: koszt zaprojektowania go w biurze konstrukcyjnym oraz przygotowania do produkcji, koszt zużytych materiałów, koszt robocizny i utrzymania wytwórni.

W niniejszym artykule pragnę poruszyć jedynie kilka problemów mających wpływ na kształtowanie się kosztów robocizny szybowca. W większości są to problemy związane ściśle z pracą konstruktora, jego założeniami i rozwiązaniami.

2. FABRYKACYJNE ŚRODKI OBNIŻAJĄCE KOSZTY ROBOCIZNY

Wytwórca łączy najczęściej zagadnienie obniżki kosztów robocizny z liczbą produkowanych sztuk. To powszechnie znane prawidło znajduje w pełni zastosowanie w produkcji szybowców i wyraża się wykresem przedstawiającym spadek liczby roboczogodzin z liczbą produkowanych sztuk. Wytwórca usiłuje również przechodzić, w miarę możliwości, z pracy ręcznej na mechaniczną. Jest to także związane z wielkością serii.

Dążność do zmechanizowania pracy wyraża się też w stosowaniu przy produkcji oprzyrządowania warsztatowego. Oprzyrządowanie można podzielić w zasadzie na dwa główne czynniki. Jednym z nich jest oprzyrządowanie do wykonania poszczególnych części, drugim zaś oprzyrządowanie montażowe.

Wielkość pierwszego typu oprzyrządowania zależy w pierwszej linii od liczby części składających się na wykonanie ca-

łego szybowca. Im mniej będzie części, tym oprzyrządowanie będzie tańsze. Przy rozpatrywaniu oprzyrządowania części należy zwrócić jeszcze uwagę na drugi moment niemniej ważny, a mianowicie wielkość oprzyrządowania zależy od kształtu przedmiotu, jego mniej lub bardziej skomplikowanej konstrukcji.

Podobnie charakteryzuje się oprzyrządowanie montażowe. Ogólnie biorąc, wykonanie oprzyrządowania podwyższa koszt budowy szybowca. Zatem spadek pracochłonności z liczbą sztuk przy zastosowaniu oprzyrządowania decyduje dopiero o wyborze właściwej metody fabrykacyjnej.

Spośród innych środków wpływających na obniżkę pracochłonności należy wymienić również właściwą organizację pracy w produkcji.

3. WPLYW KONSTRUKCYJNEGO PRZYGOTOWANIA SERII NA OBNIŻENIE KOSZTÓW ROBOCIZNY

Przystąpię teraz do omówienia problemów, które wiążą się bezpośrednio z przygotowaniem produkcji seryjnej szybowców. W tym przypadku sam konstruktor wpływa na stopień przygotowania produktu. Należy tu przytoczyć zagadnienie tak zwanego podziału fabrykacyjnego. Najczęściej w prototypie podział szybowca występuje samorzutnie, bez specjalnego zastanawiania się nad potrzebą strony fabrykacyjnej.

Wiemy, że właściwy podział fabrykacyjny ma zapewnić „szeroki front robót” oraz zagwarantować jak najlepsze doświadczenia do wykonywanych czynności podczas pracy. Jest to czynnik może pozorny, tym niemniej mający duży wpływ na pracochłonność, szczególnie przy pracach montażowych. Znane są również rozwiązania konstrukcyjne, które ułatwiają szybkie wykonywanie części w produkcji seryjnej, są to: odkuwki lub odlewy — szczególnie stosowane dla części bardziej skomplikowanych, oraz tłoczenie blach w miejsce ręcznego wyklepywania. Ostatnio coraz większe zastosowanie znajduje tworzywo sztuczne. Z punktu widzenia fabrykacji jest ono stosowane w miejsce odlewów lub tłoczeń.

Wybór najbardziej ekonomicznej metody wytwarzania należy więc do konstruktora. Konstruktor może ułatwić produk-

cję również przez stosowanie odpowiednich materiałów. Nie będę rozważał tu kwestii doboru gatunków materiałów ze względu na ich koszt, jest to bowiem zagadnienie samo dla siebie, równoległe do poruszanego obecnie przeze mnie.

Chodzi mi jedynie o naświetlenie problemu doboru odpowiednich gatunków oraz półfabrykatów wyjściowych do produkcji. Wiemy, że program wytwórni — jakkolwiek objęty normami — jest we wszystkich gatunkach materiałów bardzo rozległy. Konstruktor szybocowy powinien zatem wybrać z tego rozległego programu szereg typowych dla niego wielkości. W ten sposób można stworzyć wybór zacieśnionych gatunków i wielkości asortymentów materiałowych.

Problem ekonomii wytwarzania części w dużych ilościach znajduje pełne odbicie w produkcji tak zwanych części normalnych. Wiemy, że najtańsze będą części normalne wyrabiane masowo. Dlatego konstruktor powinien stosować w swoich rozwiązaniach seryjnych jak największą liczbę części normalnych. Tylko, że programy wytwórcze są i dla części normalnych bardzo obszerne i nie sposób na przykład pomyśleć o dostarczeniu tanich śrub, skoro ich długości potrzebne do jednego typu szybowca będą się różnić np. co jeden milimetr.

Przychodzimy więc do przekonania, że konstruktor przygotowujący szybowiec do serii powinien dobrać części normalne z katalogu o zacieśnionym asortymencie wyrobów.

4. PROJEKTANT DECYDUJE O KOSZCIE WYTWARZANIA SZYBOWCA

W tym rozdziale chcę zwrócić uwagę na zależność pracochłonności wytwarzanego szybowca od samego projektu. Problem ten przewinął się już częściowo w drugim rozdziale, w którym doszliśmy do stwierdzenia, że szybowiec będzie tym tańszy, im będzie się składać z mniejszej liczby części wymagających oprzyrządowania, oraz im te części będą prostsze — mniej skomplikowane w produkcji — wymagające mniej skomplikowanych przyrządów warsztatowych.

Ażeby projektować szybowiec prosty, to znaczy wymagający małej liczby czynności składających się na wykonanie całości, należy zapoznać się z rodzajami tych czynności oraz ich procentowym udziałem.

Za podstawę do przeprowadzanej analizy pracochłonności wezmę zbiór danych odnoszących się do szybowców konstrukcji drewnianej, budowanych w Polsce. Będą to średnie z pomiarów wykonanych dla szybowca szkolnego „ABC”, przejściowego „Sroka”, oraz wysoko wyczynowego „Jaskółka”.

Całość prac przy budowie szybowca podzielono na 7 działów. Udział poszczególnych działów w 100% całości wykonywanych prac przedstawia się następująco:

| | |
|--|------|
| prace przygotowawcze | 4% |
| obróbka mechaniczna metalu | 7% |
| spawanie i obróbka ręczna metalu | 20% |
| montaż | 5% |
| cięcie i obróbka pomocnicza drewna | 25% |
| zestawy drewniane | 31% |
| lakierowanie i tapicerka | 8% |
| razem | 100% |

Prace przygotowawcze obejmują czasy na pobranie materiałów do produkcji.

Spójrzmy, jak układają się zasadnicze czynności warsztatowe w pozostałych działach.

W dziale obróbki mechanicznej metalu na 100% prac w tym dziale przypada na:

| | |
|------------------------------|------|
| wiercenie | 39% |
| toczenie | 10% |
| gwintowanie | 7% |
| frezowanie | 7% |
| szlifowanie | 5% |
| obcinanie rur | 5% |
| struganie | 2% |
| wytaczanie otworów | 2% |
| inne | 23% |
| razem | 100% |

Podobnie w dziale spawania i obróbki ręcznej metalu na 100% prac w tym dziale przypada na:

| | |
|-------------------------------|-------|
| spawanie | 24% |
| trasowanie i cięcie | 21,5% |
| czyszczenie | 11,5% |
| nitowanie | 10% |
| gięcie | 7,5% |
| piłowanie | 6,5% |
| wiercenie | 5% |
| rozwiercanie | 3% |
| inne | 11% |
| razem | 100% |

W dziale montażu na 100% prac w tym dziale przypada na:

| | |
|---|------|
| łączenie śrubami | 25% |
| zaplatanie linek | 14% |
| łączenie wkrętami | 12% |
| obsługę startu | 11% |
| wtłaczanie tulejek | 8% |
| ustawienie części w przyrządzie | 7% |
| zakładanie sworzni | 5% |
| stabilizację szkieletu | 4% |
| inne | 14% |
| razem | 100% |

W dziale cięcia i obróbki pomocniczej drewna na 100% prac w tym dziale przypada na:

| | |
|--|------|
| oklockowanie | 20% |
| cięcie na pile tarczowej | 11% |
| naklejanie węzłów sklejkowych | 9% |
| klejenie pokryw sklejkowych | 9% |
| czyszczenie szkieletu | 8% |
| konserwowanie drewna | 8% |
| wycinanie klocków | 7% |
| klejenie osłon sklejkowych | 6% |
| klejenie pasów z listew | 3% |
| wyrównywanie powierzchni | 2% |
| obróbkę zestawów do profilu | 2% |
| wykonywanie węzłów sklejkowych | 2% |
| cięcie na pile taśmowej | 2% |
| inne | 11% |
| razem | 100% |

W dziale zestawów drewnianych na 100% prac w tym dziale przypada na:

| | |
|--------------------------------------|------|
| zestawianie żeber | 22% |
| zestawianie skrzydła | 21% |
| zestawianie dźwigarów | 20% |
| zestawianie kadłuba | 13% |
| zestawianie lotek i sterów | 10% |
| zestawianie wręg | 7% |
| zestawianie stateczników | 3% |
| inne | 4% |
| razem | 100% |

W dziale lakierniczo-tapicerskim na 100% prac w tym dziale przypada na:

| | |
|--|------|
| lakierowanie natryskowe | 40% |
| Polerowanie | 15% |
| konserwację metalu | 15% |
| cellonowanie | 14% |
| taśmowanie | 5% |
| wyklejanie tapicerki wnętrza | 5,5% |
| inne | 5,5% |
| razem | 100% |

Przytoczone wyżej czynności warsztatowe można również poukładać w kolejności malejących pracochłonności bez ograniczania na poszczególne działy. Wtedy układ ich będzie następujący: zestawianie żeber — zestawianie skrzydła — oklockowanie — zestawianie dźwigarów — spawanie — trasowanie i cięcie metalu — zestawianie kadłubów — lakierowanie — cięcie na pile tarczowej drewna — zestawianie lotek i sterów — wiercenie mechaniczne części metalowych — naklejanie węzłów — klejenie pokryw — czyszczenie szkieletu drewnianego — czyszczenie metalu — konserwowanie drewna — wycinanie klocków — nitowanie.

Konstruktor sam przyzna, że przytoczone dane są w niektórych punktach mocno zaskakujące. Obok takich typowych

prac, jak zestawianie skrzydła, zestawianie dźwigarów lub kadłuba, pojawiają się równocześnie — zdawałoby się nikiel — czynności, jak zestawianie żeber, oklockowywanie (poza osobno wyszczególnionym wycinaniem klocków), lakierowanie oraz zwykłe cięcie drewna na pile tarczowej.

Z przytoczonych zestawień można łatwo wysnuć daleko idące wnioski co do właściwego ułożenia konstrukcji pod względem czynności warsztatowych.

Podobnie do rozpatrywania pracochłonności całego szybowca można podejść przy analizowaniu poszczególnych czynności składających się na wyrób danej części lub zespołu. Analiza pracochłonności może służyć również do ocenienia prawidłowości przyjętego kierunku rozwoju konstrukcji — z punktu widzenia kosztów produkcji.

I tak wezmę znów trzy rozpatrywane powyżej szybowce. Udział w procentach poszczególnych działań warsztatowych w tych szybowcach przedstawia się jak pokazano w tabeli 1 w odniesieniu do sumy całkowitej pracochłonności dla danego szybowca — przyjętej za 100%.

Znając wielkości kosztów utrzymania poszczególnych działań można samą konstrukcją wpływać na obniżenie kosztów całego szybowca.

Tabela 1

| | Prace przygotowawcze | Obróbka mechaniczna metalu | Spawanie i obróbka ręczna metalu | Montaż | Cięcie i obróbka pomocnicza drewna | Zestawy drewniane | Lakiernia i tapicernia | Razem |
|----------|----------------------|----------------------------|----------------------------------|--------|------------------------------------|-------------------|------------------------|-------|
| ABC | 6 | 4 | 14 | 5 | 21 | 43 | 7 | 100 |
| Sroka | 4 | 5 | 17 | 5 | 30 | 33 | 6 | 100 |
| Jaskółka | 3,5 | 11 | 28 | 5 | 23 | 19,5 | 10 | 100 |

Jeśli przyjąć za 100% pracochłonność szybowca „Jaskółka” jako najbardziej skomplikowanego — to nasilenie poszczególnych prac warsztatowych w procentach dla pozostałych szybowców przedstawia się jak w tabeli 2.

Tabela 2

| | Prace przygotowawcze | Obróbka mechaniczna metalu | Spawanie i obróbka ręczna metalu | Montaż | Cięcie i obróbka pomocnicza drewna | Zestawy drewniane | Lakiernia i tapicernia | Razem |
|----------|----------------------|----------------------------|----------------------------------|--------|------------------------------------|-------------------|------------------------|-------|
| ABC | 2,5 | 1,5 | 5,5 | 2 | 9 | 16 | 2,5 | 39 |
| Sroka | 3,5 | 4,5 | 15 | 4,5 | 25,5 | 28 | 5 | 86 |
| Jaskółka | 3,5 | 11 | 28 | 5 | 23 | 19,5 | 10 | 100 |

Z zestawienia tego można wyciągnąć ponownie wniosek, że liczba wykonywanych części wpływa znacznie na ogólny koszt robocizny szybowca. Bowiem konstrukcja drewniana szybowca „Jaskółka” różni się od konstrukcji szybowca „Sroka” przede wszystkim liczbą żeber, liczbą klocków drewnianych, liczbą węzłów sklejkowych oraz sumaryczną długością cięcia listew. Stąd znaczny spadek roboczogodzin w działach drzewnych przy szybowcu „Jaskółka”.

Przyjrzyjmy się teraz, jaki udział w całości pracochłonności mają poszczególne części szybowca. Dla przykładu wezmę szybowiec „ABC”.

Na ogólną sumę roboczogodzin przypadających na wykonanie kadłuba (przyjmując ją równą 100%) przypada na:

| | |
|---|------|
| węzeł trójkątny kraty | 7% |
| belkę dolną | 2,5% |
| skrzynkę przednią | 4% |
| skrzynkę tylną | 3% |
| siodełko | 5% |
| oparcie | 1,3% |
| sterownicę | 2,5% |
| okucia nośne przednie | 0,4% |
| okucia nośne tylne | 0,4% |
| okucia międzyskrzynkowe dolne | 2,5% |
| okucia międzyskrzynkowe górne | 2% |
| pedały | 5% |

Na 100% roboczogodzin skrzydła przypada na:

| | |
|---------------------------------|------|
| dźwigar przedni | 10% |
| dźwigar tylny | 5,5% |
| żebro nawlekane | 0,4% |
| nosek międzyżebrowy | 0,2% |
| zastrzał przedni | 1,3% |
| okucie nośne przednie | 0,4% |
| okucie nośne tylne | 0,9% |
| okucie zastrzałowe | 0,9% |

Na 100% roboczogodzin usterzenia pionowego przypada na:

| | |
|-----------------------------------|------|
| dźwigarek statecznika | 7,5% |
| żebro statecznika | 0,6% |
| dźwigarek steru | 2,8% |
| żebro steru | 1% |
| dźwignię napędową steru | 3% |
| zawias górny | 1,5% |
| zawias dolny | 1% |
| konsole zawiasu | 0,9% |

Na 100% roboczogodzin usterzenia wysokości przypada na:

| | |
|-----------------------------------|------|
| dźwigarek statecznika | 4% |
| żebro statecznika | 2% |
| dźwigarek steru | 4% |
| krzyżulec steru | 0,9% |
| dźwignię napędową steru | 2% |
| zawias podwójny | 3% |
| zawias pojedynczy | 3% |
| zastrzał | 4% |

Zestawienie pokazuje wyraźnie, że poszczególne części są bardzo mało pracochłonne w stosunku do całego zespołu głównego takiego, jak np. kadłub lub skrzydło, a jednak wielka ich liczba decyduje o dużej, sumarycznej pracochłonności.

Wykonanie każdej części — choćby jak najlepszymi metodami fabrykacyjnymi — pozostaje faktem do spełnienia. Po wykonaniu wszystkich części trzeba dalej przy nich jeszcze pracować, zestawiając je w coraz to wyższe grupy montażowe. Stąd rośnie jeszcze bardziej pracochłonność.

Szybowiec będzie więc tym tańszy, im będzie posiadał mniejszą liczbę części i to prostych, nieskomplikowanych. Część powinna być również przystosowana do pełnienia kilku funkcji równocześnie — stąd myśl tworzenia konstrukcji integralnych.

Sens ograniczenia do minimum części szybowca prowadzi również do zastanowienia się nad udziałem głównych zespołów szybowca w całości jego pracochłonności. Poniższe zestawienie (tabela 3) podaje udział w procentach poszczególnych zespołów przeliczonych w stosunku do 100% pracochłonności szybowca „Jaskółka”.

Tabela 3

| | Skrzydło | Lotka | Kłapa | Hamulec | Kadłub | Usterzenie wysokości | Usterzenie kierunku | Części typowe | Razem |
|----------|----------|-------|-------|---------|--------|----------------------|---------------------|---------------|-------|
| ABC | 22 | — | — | 12 | 3 | 2 | — | 39 | |
| Sroka | 27,5 | 4,5 | — | 3 | 39 | 6 | 2,5 | 86 | |
| Jaskółka | 29 | 5 | 5 | 5 | 45 | 6 | 3 | 100 | |

Widać tu, że każdy dodatkowy organ szybowca wpływa na zwykłą jego pracochłonności i wysiłek konstruktora w kierunku ograniczenia liczby głównych zespołów szybowca będzie zawsze uwieczony obniżką kosztu robocizny.

5. ZAKOŃCZENIE

Analiza technicznych możliwości obniżenia kosztu szybowca wskazuje na szereg problemów, z którymi powinien zapoznać się konstruktor. Najbardziej właściwa konstrukcja będzie oczywiście kompromisem pomiędzy postawionymi tutaj zagadnieniami, a wymogami natury aerodynamicznej, wytrzymałościowej i ciężarowej.

Klasa i przeznaczenie konstrukcji danego szybowca przesądza o przewadze tych lub innych argumentów, w każdym razie owoc zmagania konstruktora będzie pełniejszy, bardziej dojrzały, gdy wyjdzie on również z przesłanek o charakterze ekonomicznym, dążącym do obniżenia pracochłonności.



nasz REPORTAŻ

Sprawozdanie z VII Kongresu OSTIV Leszno – Osieczna 1958

Przy okazji tegorocznych Szybowcowych Mistrzostw Świata odbył się w Osiecznej VII Kongres organizacji OSTIV (Organisation Scientifique et Technique Internationale du Vol a Voile). Zgromadził on wielu specjalistów z Afryki Południowej, Wielkiej Brytanii, Argentyny, Austrii, Czechosłowacji, Danii, Finlandii, Francji, Holandii, Jugostawii, Kanady, Niemiec Zachodnich, Nowej Zelandii, Polski, Szwecji, Stanów Zjednoczonych, Węgier, Włoch i Związku Radzieckiego. Obrady obejmowały zagadnienia techniczne i meteorologiczne. Poza referatami i ożywionymi dyskusjami zademonstrowano szereg ciekawych filmów z dziedziny meteorologii. Zjazd dał dobrą okazję wymiany myśli i nawiązania osobistych kontaktów. Poniżej informujemy Czytelników o referatach technicznych, poruszających zagadnienia aerodynamiczne, konstrukcyjne, badań w locie, wyposażenia i przyrządów pokładowych. Czytelników interesujących się referatami meteorologicznymi odsyłamy do odpowiedniej literatury fachowej.

W dniach pomiędzy 19 a 28 czerwca 1958 ogłoszono na sesji technicznej około 25 referatów, stanowiących przekrój przez aktualne zagadnienia techniki szybowcowej. Poziom, zakres i wartość przedstawianych prac nie były równe, niemniej każda wносиła coś nowego. Redakcja nasza poczyniła starania o opublikowanie ciekawszych prac w Technice Lotniczej. Pierwsza seria artykułów jest zamieszczona już w niniejszym zeszycie. Również i w dalszych zeszytach zamieścimy prace przedstawione na Kongresie OSTIV. Dla zorientowania Czytelników w całości referatów technicznych przedstawiamy poniżej krótkie wyciągi z poszczególnych prac. Dodatkowo informujemy, że wszystkie prace będą opublikowane w organie OSTIV, którym jest czasopismo szwajcarskie „Schweizer Aero-Review“ a także w specjalnym zeszycie sprawozdawczym OSTIV, który ukaże się w 1959 roku.

B. S. Shenstone, British European Airways, Londyn, Anglia „Aktualny stan konstrukcji szybowców“ (Present state of sailplane design). Autor, znany specjalista-konstruktor szybowcowy, przedstawił rozwój szybowcowej myśli konstrukcyjnej od początków lotu bezsilnikowego aż do chwili obecnej, ilustrując swój referat licznymi przezroczeniami. Kolejno przedstawił starania o podstawowy warunek lotu bezsilnikowego, o małą prędkość opadania co od razu narzuciło duże wydłużenie skrzydła, małe obciążenie powierzchni nośnej i dążność do czystości aerodynamicznej, Zwiększające się wymagania doprowadziły stopniowo do konstrukcji wolno-nośnych. Następnie dążenie do coraz lepszych własności penetracyjnych pociągnęło za sobą zwiększanie obciążenia powierzchni, wprowadzenie urządzeń hypersonicznych, a wreszcie profili laminarnych. Bardzo wielki postęp notuje się w dziedzinie technologii. Od elementarnych materiałów drewno-płótno przechodzi się do szerszego stosowania metalu i materiałów syntetycznych. Wyposażenie obecnie to już bardzo bogata dziedzina. Niemniej ogólny układ i smukła sylwetka szybowca pozostaje bez zmiany od kilkudziesięciu lat.

De Bruyne, Aero Research Ltd Duxford, Cambridge, Anglia „Kleje syntetyczne w konstrukcji szybowców“ (Synthetic Resin Adhesives in Sailplane Construction). Wymagania stawiane klejom w szybownictwie są bardzo wysokie, ważna jest wodoodporność, szybkie wiązanie i dobre własności mechaniczne. Sprzęt przenośny dla tropików wymaga dodatkowo odporności na mikroorganizmy i pleśń. Autor omówił zastosowanie kleju Aerolite 300 dla zwykłych warunków, kleje resolinolowe i Aerodux przewidziane dla tropików, następnie żywice Epoxy i Araldite dla klejenia laminatów z włókna szklanego. Wreszcie Redux stosowany do klejenia metalu do metalu.

P. Langston, Anglia „Pomiary w locie oporu profilowego na szybowcu Skylark II“ (Flight measurements on Profile Drag of the Skylark II). Przedstawiono prostą aparaturę oraz wyniki pomiaru oporu profilowego metodą impulsów na szybowcu wysoko wyczynowym Skylark II. Sonda ciśnienia całkowitego była umieszczona na ramieniu obrotowo tak, że za pośrednictwem tylko jednej rurki Pitota można było odbierać ciśnienie kolejno w szeregu punktów prostopadle do cięciwy płata, wielkość ciśnienia była rejestrowana na przesuwającej się taśmie papieru. Punkty uzyskiwano przepalając papier iskrą elektryczną, wyzwalaną przez pilota za pośrednictwem rozwierania odpowiedniego obwodu elektrycznego.

Na zastosowanym profilu przejście występowało na ok. 50% cięciwy płata. Uzyskano dobrą zgodność wyników z założeniami teoretycznymi.

R. Zatwarnicki, S. Z. D. Bielsko, Polska „Rozwój myśli konstrukcyjnej w budowie okuć nośnych skrzydła w SZD“ (Der Konstruktionsgedanke in der Entwicklung der Segelflugzeughauptbeschlaege in SZD). Autor, znany konstruktor wielu naszych szybowców, przedstawia zagadnienia, z jakimi musi uporać się projektant głównych okuć nośnych szybowca. Przedstawiona jest ewolucja, jakiej doznawało projektowanie takich okuć w praktyce Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego. Artykuł jest zamieszczony w niniejszym zeszycie „Techniki Lotniczej“.

A. Skarbiński, S. Z. D. Bielsko, Polska „Techniczne możliwości obniżenia kosztu szybowca“ (Technische Moeglichkeiten der Kostensenkung im Segelflugzeugbau).

Opierając się na bogatym materiale statystycznym Autor, zajmując się od szeregu lat zagadnieniami produkcyjnymi w S. Z. D., przedstawia wyniki analizy udziału poszczególnych prac warsztatowych i czynności technologicznych stosowanych przy wytwarzaniu szybowców. Analiza ta pozwala na wychwycenie najbardziej pracochłonnej zabiegów technologicznych, wprowadzenie usprawnień pozwala na obniżenie kosztów własnych. Artykuł jest zamieszczony w niniejszym zeszycie „Techniki Lotniczej“.

W. Nowakowski S. Z. D. Bielsko, Polska „Wpływ parametrów konstrukcyjnych szybowca wyczynowego na jego własności przelotowe przy wykorzystaniu kominów termicznych“ (Wahl der Konstruktionsparameter des Leistungssegelflugeuges in Hinsicht auf seine Streckenflugen gen-schaften).

Wychodząc z analizy warunków w ustalonym krążeniu w kominie oraz na przeskoku Autor, zasłużony kierownik Szybowcowego Zakładu Doświadczalnego, konstruktor i wychowawca młodych kadr konstruktorów, wyprowadza analityczne zależności wiążące konstrukcyjne parametry szybowca z warunkami występującymi w kominach oraz technika wykonywania zamiany wysokości na odległość. Na tej drodze można ustalić w sposób ścisły wielkość poszczególnych parametrów konstrukcyjnych szybowca projektowanego na określone warunki termiczne, ocenić przydatność różnych profili, różnych urządzeń hypersonicznych itd. Praca jest zamieszczona w niniejszym zeszycie „Techniki Lotniczej“.

W. Szemplińska, R. Aleksandrowicz, J. Maryniak, Katedra Mechaniki Lotu, Politechnika Warszawska, Polska „Próby rezonansowe szybowców“. (Glider Resonance Tests).

Zespół pracowników Katedry Mechaniki Lotu, prowadzonej przez prof. dra W. Fiszdonę, znanego specjalistę od aeroelastyczności, od paru lat prowadzi badania nad dynamicznymi własnościami szybowców. Próbom rezonansowym poddano szereg konstrukcji krajowych, jak i niemieckich, stosując wzbudzenie symetryczne, jak i antysymetryczne. Przedstawione wykresy uwiadcniają postaci drgań własnych skrzydeł, usterzeń i kadłubów. Porównanie ich z typami konstrukcji pozwala na wyciągnięcie pewnych wniosków ogólnych, można również ocenić skuteczność wyważen masowych sterów. Wartość przedstawionej pracy polega na tym, że po raz pierwszy przeprowadzono systematyczne ba-

dania rezonansowe szybowców; stanowią one cenny przyczynek do studium flatteru, który odgrywa coraz większą rolę w nowoczesnych konstrukcjach szybowców.

R. Aleksandrowicz, W. Łuczajek, Katedra Mechaniki Lotu, Politechnika Warszawska, Polska „**Pomiary sztywności szybowców**”. (Glider Stiffness Tests).

Druga praca wspomnianej już wyżej Katedry Mechaniki Lotu Politechniki Warszawskiej. Oprócz próby rezonansowej przeprowadzono systematyczne pomiary sztywności głównych elementów szybowców. Stosując bezwymiarowe współczynniki, przeprowadzono analizę wpływu podstawowych parametrów konstrukcyjnych na sztywność. Uogólniając wyniki i biorąc pod uwagę doświadczenie eksploatacyjne danych szybowców można zestawiać wymagania odnośnie sztywności, co stanowi jeden z ważniejszych punktów przepisów budowy ze względu na zabezpieczenie się przed niebezpieczeństwem flatteru. W najbliższym zeszycie naszego pisma przewidujemy opublikowanie wyżej omówionych prac Katedry Mechaniki Lotu Politechniki Warszawskiej.

J. Gedeon, Politechnika Budapeszteńska, Węgry „**Pomiar obciążeń podczas startu za wyciągarką**” (Belastungsmessung im Windenschlepp).

Inż. J. Gedeon, współpracownik prof. E. Racza, którego zaliczamy do autorów publikujących w naszym czasopiśmie, omówił metodykę oraz wyniki pomiarów obciążeń szybowców podczas startu za wyciągarką. Jak wiadomo, obciążenia podczas tego rodzaju startu są znaczne i mało uchwytnie dla pilota. Dlatego też jest rzeczą bardzo cenną zdobywanie materiału doświadczalnego z pomiarów tego typu, co pozwoli lepiej dostosować konstrukcję szybowca do wymagań startu za wyciągarką.

J. Gedeon, Politechnika Budapeszteńska, Węgry „**Pomiar obciążeń przy lądowaniu szybowców**” (Belastungsmessungen bei der Landung von Segelflugzeugen).

Druga praca inż. J. Gedeona, przedstawiająca racjonalne podejście do analizy pracy amortyzacji przy lądowaniu szybowców. Specyfika konstrukcji wymaga uwzględnienia współdziałania elastycznego skrzydła. Z uwagi na zwiększone obciążenie powierzchni nośnej warunki pracy podwozia są coraz cięższe na wysoko wyczynowych szybowcach, natomiast w maszynach szkolnych stale zwiększają się wymagania trwałości konstrukcji. Wymaga to coraz wnikliwszego obliczania podwozia. Cennym przyczynkiem jest tu omawiana praca węgierskiego specjalisty.

A. Puck, Akademische Fliegergruppe Darmstadt, NRF „**Badania możliwości zastosowań materiałów syntetycznych do budowy skrzydeł szybowców**” (Untersuchungen ueber die Verwendungsmoeglichkeit von Kunststoffen beim Bau von Tragflaechen fuer Segelflugzeuge).

W Niemczech Zachodnich technika materiałów syntetycznych stoi bardzo wysoko. Dużo i chętnie stosują tam plastyki do budowy szybowców. Doskonałym tego przykładem są szybowce HKS 1 i 3. Prof. A. Puck przedstawił dalsze możliwości użycia plastyków w postaci ulownic, wypełniaczy konstrukcji przekładkowych (sandwich), laminatów. Demonstrowane modele płatów pozwalają się zorientować, jak będą wyglądały skrzydła wysokowyczynowych szybowców w najbliższych latach.

G. Briegleb, Adelanto, Kalifornia, USA „**BG 12 A — szybowiec o prostej konstrukcji**” (The BG 12 A a sailplane of simple Design).

Autor, właściciel znanej fabryki szybowców w Stanach, omówił konstrukcję i metody technologiczne użyte przy budowie szybowca BG 12 A. Konstruktorowi chodziło tu o uzyskanie sprzętu możliwie prostego i taniego, a jednocześnie zapewniającego stosunkowo wysokie osiągi. Zastosowano skrzydło o rozpiętości ok. 15 m trójdzielne, z profilem klasycznym dla prostoty wykonania. Zakład dostarcza również szybowce w stanie nie zmontowanym w cenie 1120 \$, przy czym technologia jest tak pomyślana, by nawet bez nadzwyczajnych kwalifikacji można było przeprowadzić montaż. Doskonałość szybowca podano na 33.

H. Zacher, DVL, Essen, NRF „**Nowe szybowce niemieckie**” (Neue deutsche Segelflugzeugentwuerfe).

Krótki przegląd nowych konstrukcji szybowców i motoszybowców, jakie w ostatnim czasie zostały zbudowane w Niemczech Zachodnich.

VI. Pokorny, Czechosłowacja „**Analiza pomiarów biegunowej szybowca metodą wyhamowania. Pomiar biegunowej szybowca według siły w linii holowniczej**” (Analyse der Messung der Polare mittels Bremsmethode. Messung der Polare des Segelflugzeuges mittels Zug im Kabel).

W szybownictwie powszechnie stosowana jest klasyczna metoda pomiaru biegunowej prędkości, polegająca na bez-

pośrednim ustalaniu prędkości po torze i prędkości opadania. Pomiar taki jest czasochłonny i kosztowny. Autor przedstawił analizę metod pomiaru biegunowej za pośrednictwem określenia opóźnień i przyspieszeń szybowca w locie niestabilnym oraz za pośrednictwem pomiaru siły w linii holowniczej, gdy szybowiec jest ciągniony za samolotem.

S. Vesely, Czechosłowacja „**Aerodynamika szybowca wysokowyczynowego**” (Aerodynamische Loesung der Hochleistungs-Segelflugzeuge).

Na bazie znanych wysokowyczynowych szybowców czechosłowackich Blanika L 13 i Spartaka przedstawiono, jakie problemy aerodynamiczne muszą być rozważone przez konstruktora przy projektowaniu wysokowyczynowego szybowca. Problem podstawowy to dobór profilu; z powodzeniem były stosowane profile laminarne rodziny NACA 63. W Czechosłowacji przeprowadzono wyczerpujące badania aerodynamiczne klap szczelinowych i Fowlera w celu uzyskania dobrych wyników szybowca w krążeniu.

L. Smercek, Czechosłowacja „**Ekonomia i użyteczność jako rozstrzygający czynnik przy projektowaniu nowego szybowca przewidzianego do produkcji seryjnej**” (Der Betriebs-ekonomische Gesichtspunkt als entscheidender Faktor bei Projekten von neuen, fuer die Serienerzeugung vorhergesehenen Segelflugzeugen).

Autor wyszedł z kryterium kosztu średniego godziny lotu, biorąc pod uwagę wszelkie składniki składające się na ten koszt. Czynniki te to koszt samego szybowca, jego resurs, koszty napraw i konserwacji, koszt startu, hangarowania, ubezpieczenia oraz możliwość wykorzystania sezonu lotnego. Porównując z jednej strony jeden szybowiec typu Pioneer — szkolny dwuosobowy i trzy Šohaje 125, z drugiej dwa Blaniki L 13 — wysokowyczynowe szybowce dwuosobowe metalowe, Autor wykazuje wyższość szybowców metalowych.

P. Bonneau, Issoire, Francja „**Warunki rozwoju szybowców**” (Conditions d'evolution des planeurs de sport).

Są to wymagania odnośnie własności lotnych szybowców wg poglądów francuskich, które Autor proponuje przyjąć jako wymagania OSTIV dla użytku międzynarodowego. Przepisy zawierają wymagania odnośnie sterów, sterowności, przeciągnięcia, zmian wywołanych różnymi konfiguracjami, stateczności, zachowania przy starcie i lądowaniu, podczas holu za samolotem i za wyciągarką. Przepisy są jasno sformułowane i nie narzucają zbyt ścisłych wymagań.

J. Sandauer, Instytut Lotnictwa, Warszawa, „**Obciążenia szybowca w burzliwej atmosferze — w świetle polskich przepisów wytrzymałościowych**” (Charges sur un planeur en air agité du point de vue des conditions générales de résistance polonaises).

Przedstawienie wymagań polskich przepisów szybowcowych odnośnie obciążeń od podmuchów. Podano klasyfikację podmuchów, różne współczynniki uwzględniające charakterystykę podmuchu oraz własności dynamiczne i elastyczne konstrukcji szybowca. Praca jest zamieszczona w niniejszym zeszycie „Techniki Lotniczej”.

J. Bojanowski, S. Makaruk, Instytut Lotnictwa, Warszawa, „**Jakościowe i ilościowe badanie własności lotnych szybowców z punktu widzenia konstruktora i polskich przepisów szybowcowych**” (Qualitative und quantitative Pruefung der Flugeigenschaften von Segelflugzeugen vom Standpunkt des Konstrukteurs und der polnischen Zulassungsvorschriften).

Omówienie projektu polskich wymagań odnośnie własności lotnych szybowców. Pomiary i badania mogą być przeprowadzone przy minimalnym oprzyrządowaniu, które nie trudno uzyskać na rynku względnie wykonać we własnym zakresie. Wyraźne sprecyzowanie wymagań ułatwi konstruktorowi zaprojektowanie tych elementów szybowca, które mają bezpośredni wpływ na własności lotne, usunie też nieporozumienia pomiędzy różnymi ośrodkami zajmującymi się badaniem i ocenianiem własności lotnych rozwijanego sprzętu.

I. Kaniewska, Instytut Lotnictwa, Warszawa „**Szybowcowe wymagania wytrzymałościowe w świetle polskich przepisów szybowcowych opracowanych przez Instytut Lotnictwa**” („Les conditions de résistance des planeurs rédigées par l'Institut de l'Aviation de la Pologne, du point de vue des conditions générales de construction étrangères”).

Komentarz do części polskich przepisów szybowcowych, odnoszącej się do wymagań wytrzymałościowych. Omówiono obciążenia od wyrwania, brutalnego sterowania, od podmuchów, podczas holowania, przy starcie i lądowaniu. Przedstawiono również wymagania z zakresu sztywności konstrukcji, obciążeń awaryjnych i obciążeń sterownic. Wykazano postęp przepisów polskich w porównaniu do obcych przepisów do dziś stosowanych.

R. Witkowski, Instytut Lotnictwa, Warszawa „Śmigłowiec jako środek transportu szybowców“ (Theoretische Betrachtungen ueber die Tauglichkeit des Hubschraubers fuer den Segelflugzeugschlepp).

Omówienie możliwości stosowania śmigłowców do holowania szybowców z punktu widzenia bilansu mocy, zapasu sterowności i techniki przeprowadzania startu i lotu. Dla zilustrowania referatu Autor zademonstrował użycie śmigłowca Mi-1 do wyholowania szybowca „Bocian“. Ta technika dobrze nadaje się do specjalnych przypadków wyciągania szybowca z miejsc trudno dostępnych dla samolotu i dla samochodu, jakkolwiek jest dość droga.

J. Zieliński, Politechnika Warszawska, Polska „Zabezpieczenie szybowców przed piorunami i wyładowaniami elektryczności statycznej“ (Protection du planeur contre les effets du coup de foudre et de l'electricité atmospherique).

Przedstawiono przebieg badań przeprowadzanych nad modelami w Laboratorium Wysokich Napięć Politechniki Warszawskiej. Przez zastosowanie metalizacji, odprowadzaczy elektryczności statycznej i wprowadzenie pewnych elementów metalowych w kabinie pilota można uzyskać pewne zabezpieczenie szybowca i załogi przed skutkami wyładowań elektrycznych.

H. Zacher, DVL, Essen, Niemcy Zach. „Przepisy niemieckie dla szybowców i motoszybowców“ (Deutsche Vorschriften fuer Segelflugzeuge und Motorsegler).

Autor pokrótce przedstawił aktualne wymagania stawiane szybowcom i motoszybowcom w Niemieckiej Republice Federalnej. Bazowane są one w dużej mierze na starych przepisach B. V. S. sprzed ostatniej wojny (1936). Wymagania lotne są stosowane wg przepisów szybowcowych angielskich BCAR — sekcja G. W stosunku do szybowców z własnym napędem wymagania są bardzo ulgowe, by nie tamować rozwoju takich konstrukcji.

H. C. N. Goodhard, Anglia „Ostatnie nowości angielskie w dziedzinie osprzętu szybowcowego“ (Recent British Developments in Glider Equipment).

Autor, czołowy angielski pilot wyczynowy, omówił nowe wyposażenie, jakie było zastosowane na poszczególnych szybowcach wystawionych przez ekipę brytyjską. Przedstawił 3 typy aparatury tlenowej, sztuczne horyzonty, zasadę wariometru elektrycznego, kompasu oraz radiostacje firmy Pye. Wspomniał o pracach nad urządzeniami dla radionawigacji typu Consol.

J. Bojanowski, Instytut Lotnictwa, Warszawa „Badanie w locie wariometru energii całkowitej (Untersuchung eines Gesamtenergie variometers im Fluge).

W Instytucie Lotnictwa przeprowadzono systematyczne pomiary wariometru energii całkowitej podłączonego do dyszki Venturiego. Porównano wyniki wskazań w. e. c. z wskazaniami wariometru zwykłego oraz z prędkościami opadania wynikającymi z pomierzonych elementów lotu.

F. Niechwiczek, Polska „Przyrząd wskazujący właściwą prędkość przelotu — nowy przyrząd dla szybownictwa“ (Sollfahrtgeber — ein neues Segelfluggeraete).

Znane są powszechnie związki pomiędzy prędkością po torze a prędkością wznoszenia w kominie dla uzyskania największej prędkości przelotowej, dla ułatwienia obliczeń służą krążki. Autor proponuje tak zablokować wariometr i prędkościomierz, by od razu otrzymać wskazówkę, jak należy lecieć, by otrzymać optymalny wynik.

H. A. Hookings, Auchkland, Nowa Zelandia, „Optymalna prędkość lotu podczas żaglowania na fali stojącej“ (Optimum flying speed in the lee wave soaring).

W Nowej Zelandii są warunki lotu falowego z tym, że pasmo gór ma pewne przerwy i trzeba przeskakiwać z jednego odcinka fali na drugi. Analiza warunków przeskoku w celu określenia optymalnych prędkości lotu dla dokonania przelotu wzdłuż fali.

A. Araoz, R. Bazet, J. Bertoni, M. Conde, Argentyna „System handicapowy dla zawodów szybowcowych“ (A handicap system for sailplane competition).

W czasie przeprowadzania zawodów szybowcowych, gdy chodzi o eliminację najlepszego pilota, są trudności porównania wyników, gdy szybowce różnią się dość znacznie pod względem osiągow. W tym celu autorzy proponują stworzyć system handicapowy polegający na tym, że wszystkie wyniki sprowadza się do „wspólnego mianownika“ biorąc za podstawę prędkość przelotową zależną od własności aerodynamicznych szybowca i redukując wg tej prędkości dla poszczególnych typów szybowców wyniki różnych pilotów. System ten zdał egzamin podczas krajowych zawodów odbywanych w Argentynie.

Oceniając ogólnie referaty, należy stwierdzić, że zbyt skromnie były reprezentowane zagadnienia aerodynamiczne i konstrukcyjne. Należałoby przeprowadzać ściślejszą selekcję zgłaszanych referatów. Przy zmniejszeniu liczby referatów można by więcej czasu poświęcić na dyskusję, co znacznie podniosłoby wartość Zjazdu i ułatwiło wymianę poglądów specjalistów, którzy rzadko mają okazję takiego spotkania. Dyskusje takie winny być protokołowane i dołączane do publikowanych referatów w Zeszytach OSTIV. Dużym ułatwieniem byłoby uprzednie rozesłanie pełnego tekstu referatów — wtedy dyskusja wysunęłaby się na pierwszy plan.

R. L.



NOWOŚCI TECHNICZNE

Elektryczny zakrętomiernik szybowcowy typu ZS-1

Powszechnie wiadomo, że w latach powojennych nasz przemysł budowy szybowców zajął jedno z czołowych miejsc w Europie. Szybowce polskiej konstrukcji odgrywają poważną rolę we wszystkich imprezach sportowych szybowcowych, organizowanych zarówno w kraju, jak i za granicą. Jesteśmy jednym z najpoważniejszych dostawców sprzętu szybowcowego na rynku międzynarodowym. Jest więc rzeczą niesłychanie ważną, aby wyposażenie naszych szybowców w przyrządy pokładowe opierało się w zasadzie o produkcję krajową.

Już w końcu roku 1955 Zakład Osprzętu Samolotów Instytutu Lotnictwa otrzymał zadanie opracowania prototypów najbardziej potrzebnych przyrządów szybowcowych. Wśród nich miano opracować elektryczny, miniaturowy zakrętomiernik z napędem od ogniwa kieszonkowego o napięciu 4 V. Przyrząd ten miał zastąpić, stosowany powszechnie w kraju, importowany z CSR zakrętomiernik typu PAL-209. Prace konstrukcyjne rozpoczęto w lutym 1956 w oparciu o konwencjonalny układ zakrętomiernika, z przełożeniem między ramką giroskopu a wskazówką. Prace konstrukcyjne zakończono w ma-

ju, seria prototypowa zaś została zakończona w grudniu 1956 r.

Nad prototypami dokonano prób zarówno w laboratorium, jak i w locie, przy czym ogólne wyniki tych prób były pozytywne. W locie zakrętomiernik ZS-1 wykazał znacznie lepsze właściwości pomiarowe przy przechyleniach od swego konkurenta, czeskiego przyrządu typu PAL-209, a to ze względu na zastosowanie wzmiankowanej przekładni między ramką giroskopu a wskazówką. Dokumentacja prototypowa została przekazana w styczniu 1957 r. do jednej z fabryk celem wykorzystania w produkcji. Mimo że przyrząd ZS-1 nie został wykorzystany do produkcji, wydaje się celowe umieszczenie niniejszej wzmianki.

Podajemy zasadnicze dane techniczne zakrętomiernika elektrycznego typu ZS-1.

| | |
|-------------------------------------|---------------------|
| Rodzaj zasilania | — prądem stałym |
| Napięcie zasilania | — 4 V |
| Pobór prądu | — nie więcej 0,06 A |
| Zakres temperatur niezawodnej pracy | — od +50°C do -60°C |

Czułość przyrządu:

1. Wchylenie wskazówki do położenia stycznego ze środkowym znakiem nieruchomym odpowiada prędkości zakrętu $4^\circ/\text{sek}$.
2. Wchylenie wskazówki do położenia naprzeciw znaku pośredniego — $10^\circ/\text{sek}$.
3. Wchylenie wskazówki do położenia naprzeciw znaku skrajnego — $25^\circ/\text{sek}$.

Ciężar przyrządu — nie więcej niż 500 G.

Wymiary gabarytowe:

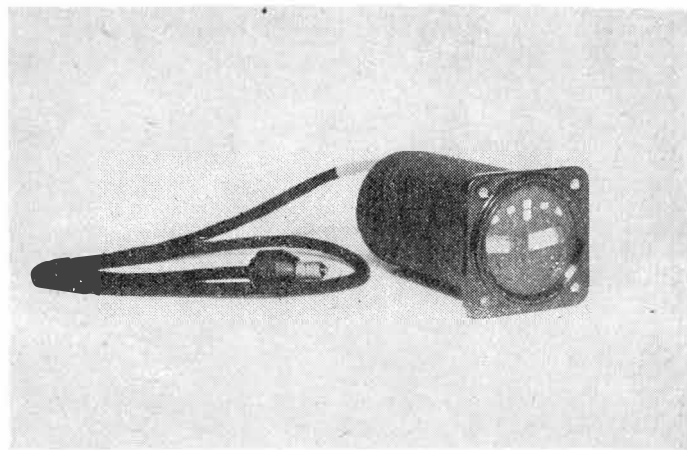
1. Średnica puszki — 60 mm
2. Długość przyrządu — 110 mm

KONSTRUKCJA PROTOTYPU

Napęd giroskopu jest wykonany jako miniaturowy silnik prądu stałego z magnesem trwałym. Celem uproszczenia technologii zastosowano klejenie magnesów z nabiegunnikami. Wirnik silnika — trzyłobkowy nawinięty pętlicowo. Giroskop zaopatrzono w odśrodkowy ogranicznik obrotów, utrzymujący stałe obroty giroskopu w zakresie napięć zasilania od 3 V do 4,5 V. Obroty robocze giroskopu — 1800 obr/min.

Ramka giroskopu ułożyskowana jest w korpusie przyrządu. Zarówno ramka, jak i korpus wykonane były w prototypie jako odlewy piaskowe. Ruchy ramki tłumione tłumikiem tłoczkowym. Tarcza przyrządu wykonana jest jako wypraska bakelitowa. Na tarczy, oprócz pokrytych masą świecąca znaków nieruchomych, zamocowany jest wskaźnik ślizgu.

Przyrząd okryty jest blaszaną osłoną pokrytą czarnym lakierem mrozowym. Doprowadzenie energii elektrycznej odbywa się kablem o długości 0,5 m zakończonym oprawką z gwintem E10. Oprawkę tę łączy się z pudełkiem ogniwa kieszonkowego.

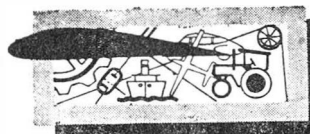


Widok zewnętrzny zakrętomierza ZS—1 pokazano na załączonej fotografii.

Przewidziano szereg ulepszeń konstrukcyjnych, które mogą być wprowadzone w serii produkcyjnej omawianego przyrządu.

Wprowadzenie odlewów ciśnieniowych oraz przejście na mniejsze łożyska pozwoliłoby na zmniejszenie ciężaru przyrządu do 350 G oraz zmniejszenie długości puszkę do 90 mm. Przez dobór właściwszych materiałów na szczotki i magnesy trwale można by obniżyć znacznie pobór prądu (prawdopodobnie poniżej wartości 0,05 A).

J. M



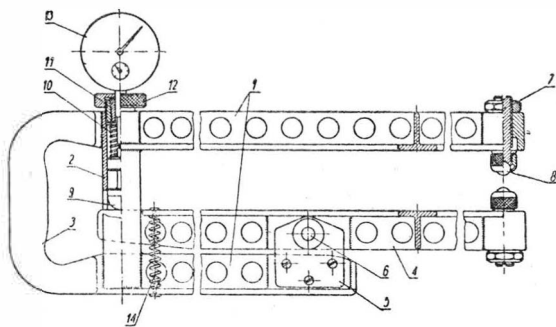
PRZEGLĄDAMY USPRAWNIENIA

Sprawdzian do mierzenia grubości blach w arkuszach

(Kl. 42 b; nr 0-2918; Z. nr 25) inż. Apolinary Kamiński

Przy produkcji wyrobów tłoczonych ważną rolę odgrywa dokładna grubość blachy, której odchyłki nie mogą przekraczać granic uwzględnionych w wymiarach tłoczników, gdyż groziłoby to zniszczeniem kosztownych narzędzi lub powstawaniem braków. Dlatego zachodzi potrzeba sprawdzania grubości blach w arkuszach przed ich przecięciem.

W celu dokonania takich pomiarów wykonano według usprawnienia przedstawiony na rysunku sprawdzian składający się z dwóch ramion 1, górnego dłuższego i dolnego krótszego, stanowiących całość z tuleją 2 i rękojęcią 3, oraz ruchomej dwuramiennej dźwigni 4, zamocowanej obrotowo na sworzniu 6, osadzonym w okuciach 5 dolnego ramienia i wchodzącej jednym końcem w wycięcie tulei 2. Drugi koniec tej dźwigni oraz koniec górnego ramienia stałego są zaopatrzone w regulowane za pomocą gwintu końcówki 7 ze stalowymi



kulkami 8. W tulei 2 znajduje się tłoczek 9, opierający się półkolistym końcem o dźwignię 4, sprężyna 10, obsada 11 czujnika z moletowaną nakrętką 12 oraz czujnik zegarowy 13 opierający się trzpieniem mierniczym o tłoczek. Dwie sprężyny 14 służą do utrzymania dźwigni w równowadze.

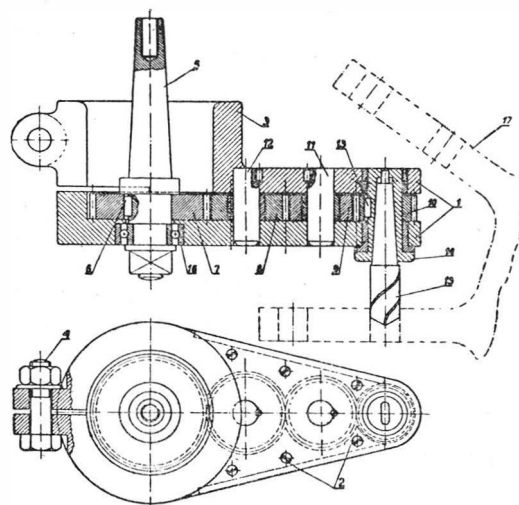
W celu zmniejszenia ciężaru przyrządu, jego ramiona posiadają przekrój teowy i szereg otworów ulgowych. Spraw-

dziań ten posiada szeroki zakres pomiarów. Ustawianie go na żądany wymiar odbywa się przez włożenie między kulki płytki wzorcowej i ustawienie czujnika na zero. Odchylenia wskazówki na tarczy czujnika podczas pomiaru będą miarą odchyłek od nominalnej grubości.

Głowica wiertnicza do wiercenia otworów w miejscach niedostępnych dla wiertarek normalnych

(Kl. 49 a; nr OU-669; Z. nr 25) Ryszard Adolf

Otwory w łopatkach wirników wentylatorów wiercono ręcznie grzechotką, gdy kształty odlewu wirnika o promieniowym



rozemieszczeniu łopatek czyniły go całkowicie niedostępnym do wiercenia maszynowego. Wiercenie grzechotką wymagało wiele wysiłku, umiejętności i pochłaniało dużo czasu.

Aby umożliwić maszynowe wiercenie otworów w miejscach dla normalnego wiercenia niedostępnych, w myśl udoskonalenia wykonano przedstawioną na rysunku głowicę

wiertniczą, którą przymocowuje się do głowicy frezarki uniwersalnej.

Głowica wiertnicza składa się z dwudzielnego korpusu 1, z wałka 5, przenoszącego obroty z wrzeciona frezarki na koła zębate głowicy, z osadzonym na nim na klinie 6 kołem zębatym 7, z kół zębatych 8 i 9, obracających się na sworzniach 11 i 12, oraz z koła zębatego 10, obracającego się wraz z zamocowaną w nim na klinie 13 tuleją 14, zaopatrzoną w stożkowy otwór do mocowania wiertła 15. Dwudzielny korpus 1 jest łączony w jedną całość wkrętami 2, przy czym jego górna część posiada pochwę 3, nasuwaną na głowicę frezarki i zaciskaną na niej śrubą 4.

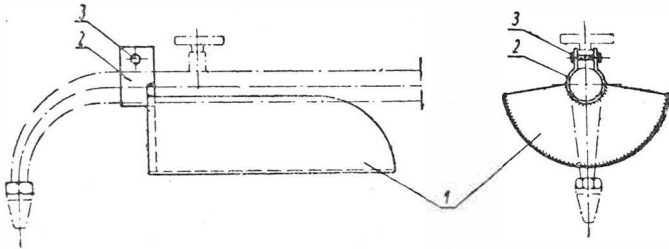
Wałek 5 końcem stożkowym jest mocowany we wrzecionie frezarki, drugim zaś zakończonym gwintem z nakrętką zostaje zamocowany w łożysku kulkowym 16, wbudowanym w dolną część korpusu.

Za pomocą opisanej głowicy są wiercone otwory w łopatkach odlewu 17.

Oslona przy palniku gazowym chroniąca rękę przed oparzeniem podczas spawania

(Kl. 49 h; nr 0-2933; Z. nr 25) Stanisław Sokołowski

Podczas spawania palnikiem dużych wymiarów i przy silnym podgrzaniu materiału, promieniujące ciepło parzy spawaczowi rękę, mimo nałożonych rękawic.

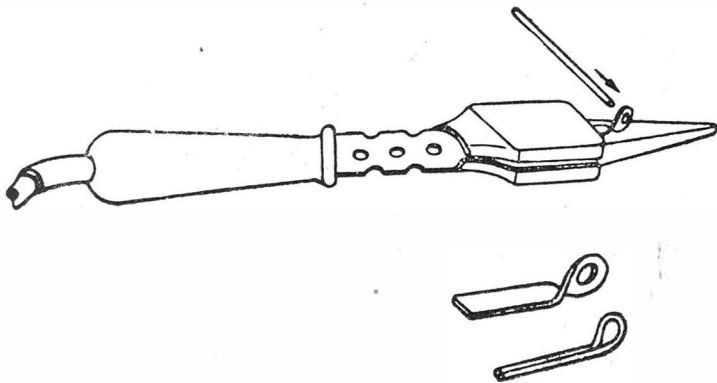


W celu polepszenia warunków pracy spawacza w podobnych przypadkach zastosowano, w myśl usprawnienia, pokazaną na rysunku blaszaną osłonę 1, którą zakłada się palnik i zamocowuje na nim za pomocą uchwyty 2 i śruby 3. Osłona ta chroni rękę spawacza przed oparzeniami i umożliwia mu normalne wykonywanie pracy.

Usuwanie izolacji termoplastycznej z końców elektrycznych przewodów łączeniowych

(Kl. 21 c; nr 0-2977; Z. nr 26) Jiří Kmoniček (ČSR)

W celu zapobieżenia uszkodzeniu drutów przy zeskrobywaniu izolacji z przewodów elektrycznych nożem lub innym podobnym narzędziem stosuje się w przypadku izolacji termoplastycznej usuwanie jej przy użyciu specjalnego przyrządu, tzw. opalarki. Posługiwanie się tym przyrządem jest jednak opłacalne jedynie w przypadku masowego (seryjnego) usuwania izolacji.



Aby umożliwić wykorzystanie powyższego sposobu usuwania izolacji termoplastycznej, również w poszczególnych przypadkach do nagrzewania narzędzia opalającego, używa się, w myśl usprawnienia, zwykłej lutownicy. Różne postacie stosowanych wówczas narzędzi opalających są również przed-

stawione, tytułem przykładu, na rysunku. Narząd taki, wykonany z miedzi wsuwa się między element grzejny lutownicy i jej ostrze miedziane. Ciepło, przenoszone na narzędzie opalające, wystarcza do usunięcia izolacji termoplastycznej.

Dzięki zastosowaniu lutownicy, zaopatrzonej w narzędzie opalające, odpada konieczność użycia do usuwania z przewodów izolacji termoplastycznej specjalnego przyrządu, a ponadto można lepiej wykorzystać element grzejny lutownicy, która pozostawała dotychczas nie wykorzystana w czasie, gdy monter przygotowywał przewody do lutowania. Usprawnienie posiada duże znaczenie nie tylko dla zakładów produkcyjnych, lecz również dla warsztatów naprawczych np. sprzętu radiowego.

Sposób cynowania drobnych przedmiotów miedzianych i miedzianych na drodze chemicznej

(Kl. 48 b; nr 0-3007; Z. nr 26) Vladislav Jančařík i Veroslav Smolka (ČSR)

W elektrotechnice słaboprądowej i mechanice precyzyjnej stosuje się duże ilości drobnych elementów miedzianych i mosiężnych, bądź też pomiedziowanych lub powleczonych mosiądzem. Elementy te należy pokrywać warstwą metalu, nie podlegającego korozji, w celu zabezpieczenia ich przed wpływami chemicznymi otoczenia i ułatwienia zlutowywania ich z przewodami elektrycznymi. Do tego rodzaju elementów można zaliczyć rozmaite styki, uszka podkładowe, druty montażowe itp.

Obróbka powierzchniowa takich przedmiotów polegała dotychczas na ich srebrzeniu i niklowaniu w galwanizatorze bębnowym, bądź na zwilżaniu ich topnikiem i zanurzaniu do roztopionej cyny. Tak przeprowadzona metalizacja była długotrwała i kosztowna, przy czym pocynowane przedmioty należało opłukiwać w mieszance spirytusowo-benzolowej i suszyć. Zużycie cyny było stosunkowo duże, a pomimo to przedmioty nie odpowiadały wymaganiom przemysłu.

Sposób cynowania przedmiotów według usprawnienia umożliwia wyeliminowanie wszystkich dotychczasowych niedogodności, skrócenie czasu trwania procesu i obniżenie do minimum zużycia cyny. Na przedmiotach zostaje przy tym wytworzona trwała powłoka zabezpieczająca materiał podłoża przed korozją i pozwalająca na szybkie i czyste lutowanie przedmiotów lutem cynowym. Sposób ten zastępuje z jak największą korzyścią dotychczasową mniej doskonałą metodę cynowania w roztopionej kąpieli.

Przedmioty przeznaczone do pocynowania sposobem według usprawnienia należy dokładnie odtłuścić, zanurzając je kilkakrotnie do 2-procentowego roztworu kwasu cytrynowego, a następnie wypłukując je w czystej bieżącej wodzie. Przygotowane w ten sposób przedmioty wsypuje się do naczynia, np. szklanego, pocynowanego, miedzianego, emalowanego (jednak nie uszkodzonego) lub wykonanego ze specjalnej kamionki, przesypując je warstwowo rozdrobnioną cyną o ziarnistości 1—2 mm. Można również stosować do tego celu drobno posiekany drut cynowy lub mieszaninę cyny i ołowiu, wziętych w stosunku 1:1. Zaleca się, by ilość cyny wsypanej do naczynia była równa objęściowo liczbie cynowanych przedmiotów. Nadmiar cyny nie wpływa ujemnie na jakość produktu końcowego i pozostaje w kąpieli, nadając się do dalszego użycia.

Do naczynia wlewa się następnie roztwór otrzymany przez rozpuszczenie krystalicznego chlorku cynawego i kwaśnego winianu potasowego w destylowanej wodzie w stosunku 1 G chlorku i 5—10 G winianu na 1 l wody. Całość należy pozostawić w spokoju w ciągu 5—10 minut, po czym gotować przez 1—2 godzin, mieszając bez przerwy zawartość naczynia. Ciecży powinna być taka ilość, aby jej zwierciadło znajdowało się co najmniej 3—4 cm nad powierzchnią mieszaniny przedmiotów, podlegających cynowaniu i granulowanej cyny. Nadmiar ciecży jest nawet korzystny, ponieważ nie zachodzi wówczas konieczność częstego uzupełniania kąpieli. Po wygotowaniu przedmiotów należy je wypłukać początkowo w bieżącej zimnej wodzie, a następnie w czystej gorącej wodzie, po czym wysuszyć w trocinach lub na ruszcie, przez który przepuszcza się strumień gorącego powietrza. Dzięki tym zabiegom przedmioty uzyskują ładny białawy połysk.

Kąpiel należy uzupełnić chlorkiem cynawym i kwaśnym winianem potasowym w odstępach czasu zależnych od wielkości nadmiaru ciecży i okresu jej użytkowania, jeśli jednak proces cynowania przebiega mimo wszystko zbyt powolnie, korzystniej jest kąpiel całkowicie wymienić.

Sposób cynowania według usprawnienia wykazuje szereg zalet, omówionych poniżej. Zużycie cyny jest stosunkowo małe, stanowi bowiem zaledwie 0,1% ciężaru cynowanych przedmiotów. Czas roboczy procesu jest znacznie krótszy w porównaniu z dotychczasowymi metodami. Stosowana kąpiel jest tańsza. Uzyskiwana powierzchnia przedmiotów jest wyższej jakości i posiada większą odporność na korozję. Cały proces jest nieszkodliwy dla zdrowia obsługi i może być stosowany bez trudności w każdym zakładzie, w którym zachodzi konieczność cynowania drobnych przedmiotów.

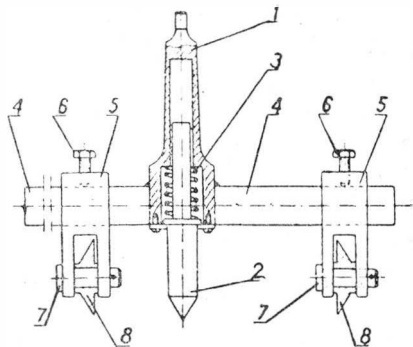
Przyrząd do wycinania okrągłych uszczelek na wiertarce

(Kl. 49 a; nr 0-3010; Z. nr 26) Tadeusz Łopata

Dotychczas okrągłe uszczelki wycinano za pomocą dziurkaczy. Taki sposób wycinania uszczelek wymagał wykonania szeregu odpowiednich dziurkaczy w zależności od wielkości zapotrzebowanych uszczelek, wskutek czego wzrastał koszt ich produkcji.

W celu obniżenia kosztów produkcji uszczelek zastosowano wykonany w myśl usprawnienia przyrząd uwidoczniiony na rysunku.

Przyrząd ten jest wyposażony w stożek 1 (dopasowany do wrzeciona wiertarki), w środku którego umieszczony jest kiel 2 odpychany ku dołowi sprężyną śrubową 3. Do stożka 1 przypawane są dwa ramiona 4, na które nałożone są prze-



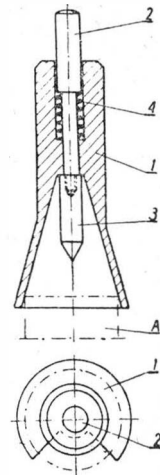
suwne obsady nożowe 5, unieruchamiane śrubami 6. Obsady nożowe 5 posiadają na sworzniach 7 krążkowe noże 8, którymi wycina się uszczelki. Po ustawieniu jednego noża na średnicę wewnętrzną, a drugiego na średnicę zewnętrzną uszczelki unieruchamia się obsady 5 za pomocą śrub 6, a następnie po włożeniu stożka 1 przyrządu do wrzeciona wiertarki i jej uruchomieniu wycina się uszczelki przesuwając wrzeciono wiertarki ku dołowi.

Punktak samocentrujący z wymiennym ostrzem

(Kl. 49 a; nr 0-3011; Z. nr 26) Ryszard Kassner

Dotychczas w przemyśle metalowym były używane punktaki samocentrujące o prostej konstrukcji bez wymiennego ostrza.

W myśl usprawnienia zastosowano uwidoczniiony na rysunku punktak samocentrujący z wymiennym ostrzem o ograniczonym ruchu. Punktak składa się ze stożka centrującego 1 i z właściwego punktaka 2 z wymiennym ostrzem 3. Na właściwy punktak nasadzona jest sprężyna śrubowa 4, która utrzymuje go stale w górnym położeniu. Taki punktak nakłada się na koniec wałka A, jak uwidoczniiono na rysunku, i przez uderzenie młotkiem w punktak właściwy 2 wybija się środek w wałka A, a sprężyna śrubowa 4 zaraz unosi punktak właściwy z powrotem w położenie górne.



Nożyce do cięcia blach napędzane za pomocą elektrycznej wiertarki przenośnej

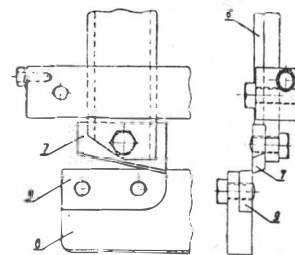
(Kl. 49 c; nr OU-692; Z. nr 26) Stanisław Kujawski

W wielu małych zakładach z braku urządzeń zmechanizowanych wykonuje się cięcie blach za pomocą nożyc ręcznych.

Zastosowane w myśl udoskonalenia nożyce do cięcia blach zostają przymocowane do elektrycznej wiertarki przenośnej i otrzymują od niej napęd. Konstrukcja nożyc jest uwidoczniiona na rysunku. W mechanizmie nożyc następuje zamiana ruchu obrotowego wrzeciona wiertarki na ruch posuwisto-zwrotny. Na wrzecionie 1 wiertarki mocuje się za pomocą trzpienia stożkowego 2 wałek wykorbiony 3. Połączony z nim korbownik 4, zakończony zupem kulistym 5, wprawia w ruch wodzik 6, o przekroju trapezowym, prowadzony w rowku o odpowiednim kształcie. Do wodzika 6 przymocowany jest nóż 7. Blachę ciętą opiera się na podstawie 8 przymocowanej również do wiertarki i zaopatrzonej w nóż stały 9.

Nożyce te skracają kilkakrotnie czas cięcia blach w porównaniu z nożycami ręcznymi.

S. M.



○ szybszy postęp techniczny w naszym szybownictwie

(dokończenie ze str. 126)

W dziedzinie technologii:

Przeprowadzić badania konstrukcji warstwowych oraz klejenia metalu do drewna i klejenia metalu do metalu.

Przeprowadzić badania zmęczenia laminatów.

Opracować metody wykonywania elementów warstwowych o powierzchniach prostokreślnych oraz o powierzchniach krzywokreślnych (złożonych).

Wprowadzić jak najszybciej kleje syntetyczne w miejsce stosowanego dotychczas kleju kazeinowego.

Przeprowadzić badania materiałów szybowcowych pod kątem widzenia ich pracy w warunkach tropikalnych.

Spowodować wyposażenie zakładów prototypowych i produkcyjnych w urządzenia do wytwarzania elementów z tworzyw sztucznych (wtryskarki, prasy, autoklawy).

W zakładach mających produkować szybowce metalowe przygotować park obrabiarkowy i narzędzia do produkcji z blach cienkich.

Należy jak najszybciej zaimportować, a równolegle prowadzić w kraju prace nad uruchomieniem produkcji cienkich sklejek lotniczych (poniżej 0,8 mm) dla potrzeb szybownictwa.

W dziedzinie sprzętu:

Konieczne jest zwołanie konferencji roboczej poświęconej ustaleniu konkretnego programu prac i rozdzieleniu tych

prac pomiędzy zainteresowane instytucje — w zakresie wyposażenia szybowców w przyrządy pokładowe, radio, aparaturę tlenową i inne.

Podjąć prace nad konstrukcją wariometru elektrycznego.

Zwiększyć czułość wariometru skrzydełkowego ± 5 m/s przez zastosowanie większego naczynia wyrównawczego.

Podjąć prace nad konstrukcją busoli o 2 łożyskach (z możliwością jej przechylenia w ten sposób, aby podczas krążenia szybowca płaszczyzna róży busoli była równoległa do płaszczyzny horyzontu).

Przy ewentualnych zakupach sprzętu radiowego z zagranicy należy dobierać radiostacje pracujące w paśmie przydzielonym dla szybowców przez C.Z.R.

W dziedzinie meteorologii:

Należy jak najszybciej zająć się sprawą pomiarów w termicznych prądach wznoszących nie tylko od strony rozkładu prędkości i temperatur, lecz także od strony pomiarów elektrostacyjnych rozkładu pola elektrostacyjnego, jonizacji itp. oraz promieniowania podczerwonego. Badania takie są niezbędne dla konstruktorów w celu określenia parametrów szybowca ze względu na własności krążenia, jak i dla prac nad skonstruowaniem urządzenia do wykrywania kominów termicznych.

UWAGA CZYTELNICY „TECHNIKI LOTNICZEJ”.

Termin opłacania prenumeraty na rok 1959 upływa z dniem 15 grudnia r.b.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI I WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DO DODATEK DO DWUMIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA“

ROCZNIK VIII

WARSZAWA, WRZESIEŃ – PAŹDZIERNIK 1958 r.

Z E S Z Y T 5

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

HYDROAEROMECHANIKA

127* 533.6.071.4 ILOt
Goethert B. H.: Reflexion von Stosswellen in Windkanälen. **Odbicie fal uderzeniowych w tunelach aerodynamicznych.** Z. Flugwissenschaften, 1957, nr 11, A4, s. 313–327, rys. 25, poz. bibl. 6.

Odbicie się fal uderzeniowych od ścian przestrzeni pomiarowej w naddźwiękowych tunelach aerodynamicznych powstałych przy pomiarze trójwymiarowych modeli daje się osłabić przez zastosowanie w ścianach otworów lub szczelin. Dziurkowanie ścian usuwa fale zgęszczeniowe, ale nie absorbuje fal rozrzedzeniowych lub na odwrót. Przez zastosowanie odpowiedniej kombinacji otworów i szczelin można zniwieżyć prawie całkowicie fale uderzeniowe.

Dalsze badania są potrzebne w celu ustalenia systemu zapobiegania odbiciu się fal.

128* 533.6.013 ILOt
The scope of area-rule. **Zakres ważności reguły pół (area-rule).** Aero-plane, 1958, t. 94, nr 2422, A4, s. 153–154.

Streszczenie dwu odczytów znanego amerykańskiego aerodynamika, odkrywcy reguły pół (area-rule), Whitcomba. Reguła pół uzależniająca opór falowy samolotu od rozłożenia pół jego przekrojów poprzecznych jest ważna dla prędkości przydźwiękowych oraz naddźwiękowych do $Ma = 2,0$. Podczas gdy w zakresie przydźwiękowym wielkość oporu falowego zależy od rozkładu pół przekrojów prostopadłych do podłużnej osi samolotu, to w zakresie naddźwiękowym decydują przekroje piaszczynami stycznymi do stożków Macha. Ponieważ przy projektowaniu samolotu naddźwiękowego występuje konieczność wyboru prędkości, dla której wybiera się optymalny rozkład pół, autor sugeruje, że najlepsze własności rozpedzania będzie miał samolot zaprojektowany zgodnie z regułą pół dla prędkości średniej pomiędzy $Ma = 1$ i prędkością maksymalną.

AERODYNY

129* 629.135.4 ILOt
Berry M.: Fiat 7002. **Śmigłowiec Fiat 7002.** American Helicopter, 1957, t. 48, nr 12, A4, s. 6–7, 11–12, rys. 2.

Ogólny opis śmigłowca turbiniowego Fiat 7002, znajdującego się w budowie. Jest to jednosilnikowy śmigłowiec uniwersalny zabierający oprócz 2-osobowej załogi i paliwa 6 pasażerów lub odpowiednią ilość ładunku. Zwraca uwagę niezwykle wysoki udział ciężaru użytkowego w ciężarze całkowitym śmigłowca, wynoszący 57%. Uzyskane to zostało przez zastosowanie napędu ciśnieniowego i wielką prostotę całej konstrukcji. Moc ekwiwalentna silnika Fiat 4700–530 KM. Ciężar całkowity śmigłowca 1400 kG.

130* 629.135.4 ILOt
Coleman F.: Goodyear Gizmo. **Śmigłowiec „Gizmo” f-my Goodyear.** American Helicopter, 1957, t. 48, nr 12, A4, s. 8, 12, rys. 2.

Krótki opis 1-osobowego śmigłowca Gizmo f-my Goodyear. Główne dane śmigłowca: średnica wirnika 6,1 m, ciężar maks. 222 kG, prędkość maks. 100 km/h, pułap 2440 m. Napęd śmigłowca stanowi dostawiany silnik do łodzi mocy 38 KM, chłodzony wodą. Śmigłowiec zbudowany został na zlecenie Marynarki Wojennej USA.

131* 623.746.3:629.135.42 ILOt
Development for a VTOL jet fighter **Prace rozwojowe nad odrzutowym myśliwcem pionowego startu.** Aero-plane, 1957, t. 93, nr 2415, A4, s. 891–893, rys. 6.

Opis prac rozwojowych przeprowadzonych w f-mie Ryan w okresie od 1947 do 1957 r., w wyniku których zbudowany został udany samolot turbodrzewowy pionowego startu (VTOL) X-13 „Vertijet”. Przed przystąpieniem do projektu X-13 musiano rozwiązać szereg zagadnień teoretycznych i praktycznych dotyczących sterowania samolotu w zawisie i przejściowych fazach lotu. W pracach tych uczestniczyli także NACA (badania tunelowe). Próby w locie X-13 dotyczyły kolejno: lotów zwykłych, pionowych startów i lądowań, zawisów, stanów przejściowych.

132* 629.135.15:679.5 ILOt
Nagele H.: Eppler R.: **Konstoffsegelflugzeug FS 24 Phönix.** Szybownik z tworzywa sztucznego FS 24 Phönix. Aero-Rev. Suisse, 1958, nr 3, A4, s. 140–143, rys. 8, poz. bibl. 5.

Grupa akademików konstruktorów lotniczych w Stuttgarcie zbudowała szybowiec wyczynowy FS 24 Phönix przy zastosowaniu nowych materiałów i nowej technologii. Dążąc do uzyskania szybowca o bardzo dobrych własnościach lotnych w słabych warunkach termicznych konstruktorzy postawili przed sobą zadanie maksymalnego obniżenia ciężaru konstrukcji. W tym celu wybrali oni konstrukcję warstwową (sandwiczową) opartą na całym nietypowych materiałach — do zewnętrznych warstw użyto poliestrowej żywicy zbrojonej tkaniną szklaną, a jako wypełniacz balse. Zastosowane materiały pozwoliły na opracowanie prostych i łatwych metod formowania i klejenia. Zarówno kadłub, jak i skrzydło zostały wykonane na szablach.

133* 629.134.4 ILOt
Nisbet T. D.: The development of the Skeeter helicopter. **Rozwój śmigłowca Skeeter.** J. Helicopter Assoc. Great Britain 1957, t. 11, nr 1, s. 1–25, rys. 12, poz. bibl. 5.

Opis prac rozwojowych, które doprowadziły do ostatniego typu Mk6. Główne przeszkody w tej pracy, to rezonans przyziemny, siły na sterowaniu pochodzące od wirnika i konieczny nadmiar mocy.

W wyniku pięcioletniej pracy 40-osobowego zespołu konstruktor-skiego pokonano wszystkie te trudności. Do pomiaru częstości rezonansowych stosowano metodę figur Lissajou. Tłumiki wahań łopat mają zmienną charakterystykę. Nadmiar mocy uzyskano przez dodatkowy napęd raketowy.

629.136.3 ILOt
North American X-15. **Samolot North American X-15.** Flight, 1958, t. 73, nr 2557, A4, s. 100–101, rys. 6.

North American X-15 jest budowanym obecnie pierwowzorem raketowego samolotu przeznaczonego do lotów poza atmosferą ziemską. Oczekuje się, że w końcu bieżącego roku, po zakończeniu prób w locie, samolot osiągnie wysokość 640 km i tam wejdzie na orbitę, po której będzie krążył, a następnie w kontrolowany sposób uda się pilotowi powrócić wraz z samolotem na ziemię. Ze względu na nieopublikowanie technicznych danych o tym samolocie artykuł podaje jedynie zasadnicze informacje dotyczące konstrukcji, systemu sterowania strumieniowego, silnika, urządzeń ratowniczych i wyposażenia. Wiadomości te, jak również trzy rysunki konstr. mają częściowo charakter domysłów.

629.138.4/5 ILOt
Stratford A. H.: A. W. 650 ein kombiniertes Fracht — Personen-Verkehrsflugzeug. **A. W. 650 samolot transportowy pasażersko-towarowy.** Luftfahrttechnik 1957, t. 3, nr 11, A4, s. 249–250, tabl. 1, rys. 3.

Angielskie zakłady lotnicze Armstrong Whitworth, budują obecnie uniwersalny samolot transportowy o bardzo wszechstronnym zastosowaniu. Samolot ten ma być opracowany w 6 wersjach użytkowych — cywilnych i wojskowych — napędzanych silnikami turbosmigłowymi Dart i Tyne. Ze względu na łatwość obsługi samolot został zaprojektowany w układzie dwubelkowym, dzięki czemu kadłub może być ładowany i wyładowywany równocześnie od przodu i od tyłu.

629.135.4 ILOt
„The flat-riser solution”. **Rozwiązanie problemu samolotu startującego pionowo bez zmiany położenia kadłuba względem horyzontu.** Aero-plane, 1957, t. 93, nr 2415, A4, s. 876–879, rys. 5.

Ogólny (bez szczegółowych danych liczbowych) opis samolotu Short SC.1 przeznaczanego do studiów nad pionowym startem bez zmiany położenia kadłuba względem horyzontu. Samolot wyposażony jest w 5 silników turbodrzewowych Rolls-Royce RB. 108, z których 4 ustawione są pionowo w pobliżu środka ciężkości i pracują tylko podczas startu i przejścia do lotu poziomego. Piąty silnik zbudowany konwencjonalnie służy do napędu w locie poziomym. Dotychczas samolot wykonywał jedynie loty zwykle ze startem z rozbiegiem.

621.437.75:629.138.5 ILOt
Viscount 810. **Samolot Viscount 810.** Flight, 1958, t. 73, nr 2562, A4, s. 271–273, 280, rys. 7.

W zakładach angielskiej firmy Vickers Armstrongs biegnie produkcja nowej serii znanych 4-silnikowych samolotów komunikacyjnych Viscount oznaczanych Viscount 810. Wersja 810 różni się od samolotu Viscount 800 mocniejszym silnikiem, bogatszym wyposażeniem i szeregiem zmian konstrukcyjnych mających głównie na celu zwiększenie wytrzymałości konstrukcji, konieczne ze względu na wzrost ciężaru i prędkości. Silniki R. R. Dart 7/1 są zdolne rozwijać moc 1910 KM, lecz w samolocie Viscount 810 maksymalna moc jest celowo obniżona do 1800 KM przy pomocy ograniczenia wydatku układu paliwowego.

CZĘŚCI AERODYNY

138* 629.138.5:629.14.014.676 ILOt
Hamilton W. T.: Jet transport flap considerations. **Uwagi o klapach w odrzutowych samolotach transportowych.** Aeronaut. Engng. Rev., 1957, t. 16, nr 12, s. 52–55, rys. 12.

Autor rozważa wady i zalety rozmaitych urządzeń hypernośnych w odniesieniu do samolotu transportowego o napędzie odrzutowym, czterosilnikowego, ze skrzydłami w strzałę, takiego jak Boeing 707. Porównuje długość rozbiegu i wznoszenie po starcie przy stosowaniu zwykłych klap szczelinowych, klap ze sterowaniem warstwą przyścienną, klap strumieniowych i odmuchiwanych. Na 11 wykresach mięci się zestawienie charakterystyk tych klap podane w przejrzysty sposób.

533.691.152 ILOt
Stratford B. S.: Early thoughts on the jet flap. **Pierwotne pomysły klap strumieniowych.** Aeron. Quar. 1956, t. 7, nr 1, B5, s. 45–59, rys. 9, poz. bibl. 5.

Szkic historyczny wyjaśnia rozwój myśli o klapach strumieniowych. Artykuł w dowiera przewidywania wzrostu siły nośnej profilu zaopatrzonego w dwuwymiarową strugę odrzutową z krawędzi spływu i że wielkość całkowitej siły nośnej jest ok. cztery razy większa od siły nośnej przy odrzuceniu nie odchylonym. Te przewidywania zostały sprawdzone doświadczalnie i została rozwinięta odpowiednia teoria ilościowa. Postawiono hipotezę, że ciąg jest niezależny od kąta odchylecia strumienia odrzutu.

SILNIKI LOTNICZE

140* 621.454 ILOt
Ashwood P. T.: A review of the performance of exhaust systems for gas-turbine aero-engines. **Przebieg działania systemów wylotowych lotniczych silników turbiniowych.** Prac. Inst. Mech. Engrs., 1957, t. 171, nr 3, s. 129–158, rys. 31, poz. bibl. 2.

W omawianej pracy autor przytacza publikowane informacje dotyczące sprawności systemu wylotowego silników turbinowych uzupełniając je danymi uzyskanymi z badań. Omówiony jest wpływ umieszczenia silnika, zastosowania dopalania i innych czynników na konstrukcję wylotu silnika, zależność strat kanałowych od stosunku ciśnień o dyszy. Autor przeprowadza analizę wyników badań dysz zbieżno-rozbieżnych.

J. Kolarzyk

141* 621.431.75:629.135.4 ILot
„Elands for VTOL”. Silniki „Eland” dla samolotów o pionowym wzlocie i lądowaniu. *Aeroplane*, 1957, t. 93, nr 2415, A4, s. 881—883, rys. 5.
Opis dwóch odmian konstrukcyjnych silnika Napier Eland. W pierwszej odmianie przeznaczony dla śmigłowca Fairey „Rotodyne”, silnik ma dodatkową sprężarkę wytwarzającą sprężone powietrze dla napędu wirnika przy starcie. Poza tym istnieje wyprawienie wału dla osadzenia śmigła. W drugiej odmianie przeznaczonej dla śmigłowca Westland „Wessex” silnik ma jedno wyprawienie wału, przekazujące moment obrotowy przez przekładnię na wał wirnika nośnego. W obu odmianach zastosowane jest sprzężenie hydrauliczne.

R. Witkowski

142* 669.018:621-253:621.45 ILot
Johnson A. E.: Turbine disks for jet propulsion units. *Tarcze wirnikowe turbinowe dla silników odrzutowych*. *Aircr. Engng.* 1956, t. 28, nr 331, A4, s. 325—332, tabl. 6, rys. 8.

Druga część obszernej analizy przydatności różnych stopów na tarcze wirnikowe turbin spalinowych. Opis szeregu prób różnych tarcz wirnikowych oraz analiza własności fizycznych różnych stopów z punktu widzenia przydatności na tarcze wirnikowe turbin spalinowych. Obecnie najczęściej używa się stale nierdzewne typu H-46 o zawartości 12% Cr.

W. Narkiewicz

143* 621.43.045.6 ILot
Koenock W.: Entwicklung von Glühmesskörpern zur Bewertung von Zündkerzen. *Zastosowanie mierników żarowych do cechowania świec zapłonowych*. *MTZ*, 1958, nr 1, A4, s. 15—18, rys. 6.

Istnieje możliwość skonstruowania i wykonania prostych mierników żarowych do cechowania świec zapłonowych. Zastosowanie takich mierników pozwoli na ustalenie międzynarodowej jednolitej skali wartości cieplnej świec zapłonowych.

St. Gołos

144* 621.455.001 ILot
Miele, A.: An extension of the theory of the optimum burning program for the level flight of a rocket — powered aircraft. *Rozszerzenie teorii warunków najlepszego spalania w locie prostym poziomym samolotu z napędem raketowym*. *J. Aero. Scien.*, 1957, t. 24, nr 12, A4, s. 874—884, rys. 9, poz. bibl. 7.

Artykuł jest matematycznym rozwiązaniem teoretycznego zadania polegającego na znalezieniu najdogodniejszych warunków pracy silnika raketowego w przypadku znajomości geometrii lotu, toru lotu, czasu i warunków otoczenia dla lotu poziomego po linii prostej. W ramach przedstawionej teorii autor analizuje m. in. zagadnienia największego zasięgu, długotrwałości lotu, minimum zużycia paliwa i największego przyrostu prędkości. Dochodzi do wniosku, że przy zachowaniu odpowiednich warunków spalania w poszczególnych fazach lotu można skrócić czas spalania, przy czym skrócenie tego czasu o 20% spowoduje zmniejszenie zasięgu tylko o niecałe 5%.

B. Kitzman

145* 621.455:533.6.015.1 ILot
Schwarzler, K.: Untersuchungen an Heisswasserraketen zum Start von Flugzeugen. *Badanie rakiet wodno-parowych służących do startu samolotów*. *Z. Flugwissenschaften*, 1958, nr 1, A4, s. 1—9, tabl. 1, rys. 20, poz. bibl. 7.

Badania nad zastosowaniem rakiet wodno-parowych do startu samolotów były prowadzone w Niemczech już podczas ostatniej wojny. Artykuł stanowi wyciąg ze sprawozdania o wynikach tych badań. Na stoisku statycznym wyznaczono doświadczalnie wielkości impulsów całkowitych, współczynniki sprawności oraz wydatku cieczy dla 4 badanych dysz przy różnych ciśnieniach początkowych w rakiecie. Na podstawie wyznaczonych współczynników sprawności obliczono optymalne parametry rakiety startowej dla samolotu o ciężarze 14 000 kg, prędkości oderwania 180 km/h, o długości startu 300 m przy średnim ciągu śmigła wynoszącym 1600 kg. Całkowity ciężar rakiety, którą zabudowano na wózku startowym, wyniósł ok. 3500 kg.

J. Sandauer

146* 629.135.4:621.438 ILot
Shaft turbine for helicopters. *Turbina dla napędu śmigłowców przez wał*. *Aeroplane*, 1958, t. 94, nr 2419, A4, s. 46—48, rys. 5.

Opis silnika turbinowego General Electric T58 przeznaczonego dla napędu nowych śmigłowców amerykańskich Sikorsky S-62 i Kaman HU2K-1. Artykuł zawiera krótki opis silnika oraz program i opis wyników prób, jakim poddano silnik, nim uzyskał oficjalne dopuszczenie do użytkowania. Próby objęły 6000 godzin pracy. Próby w locie przeprowadzono na specjalnie dostosowanych śmigłowcach S-58 i H-21D. Przy mocy startowej 1024 KM silnik ma jednostkowe zużycie paliwa $b = 300$ G/KMh. Ciężar silnika łącznie z reduktorem — 151 kg.

R. Witkowski

TRANSPORT LOTNICZY

147* 629.138.5 ILot
Egier S.: Samolot Tu-114. *Samolot Tu-114*. *Gražd. Awiacija*, 1957, nr 12, A4, s. 19—23, rys. 7.

Artykuł jest krótkim opisem samolotu Tu-114, turbośmigłowego, czterosiłnikowego dolnopłatu o skrzydłach w strzałę zabierającego na swój pokład 170, 120 i 220 pasażerów zależnie od odmiany. Artykuł jest bogato ilustrowany, zawiera m. in. rysunki przekrojów kadłuba, perspektywiczny rysunek całego samolotu. Podaje też rozmieszczenie pasażerów w poszczególnych odmianach i kilka fotografii wnętrza kabin. Artykuł ma charakter popularnego opisu samolotu, nie zawiera prawie wcale liczbowych danych technicznych, a dużo miejsca poświęca opisowi kabin pasażerów i załogi.

B. Kitzman

148* 656.7.052.54 ILot
Filonow W.: Poloty na Tu-104 w zimnych ustojach. *Loty na Tu-104 w warunkach zimowych*. *Gražd. Awiacija*, 1957, nr 12, A4, s. 15, 17.

Autor dzieli się uwagami odnoszącymi się do zapewnienia bez-

pieczeństwa i sprawności w użytkowaniu samolotu Tu-104. Rady swoje opiera na nabytym doświadczeniu w służbie ruchu i ilustruje je przykładami czerpanymi z rzeczywistych wydarzeń. Zwraca uwagę na sposoby i wymagania dotyczące usuwania śniegu z pasów startowych, na informowanie załóg o stanie pogody na lotnisku przed rozpoczęciem podchodzenia do lądowania. Warunki zimowe wpływają także na osiągi samolotu a szczególnie na długość dobiegu po lądowaniu, w czym piloci powinni dokładnie orientować się. Konieczne jest prawidłowe używanie urządzeń odładzających.

B. Kitzman

656.7.065.35:629.139

ILot

Krasnow A.: Rasczot potrebnowo koliczestwa topliwozapravszczikow. *Obliczanie liczby samochodów potrzebnych do zasilania paliwem samolotów*. *Graždanskaja Awiacija*, 1956, nr 7, A4, s. 23, rys. 1.

Liczba samochodów-cystern, ciężarowych oraz specjalnych, służących do zasilania paliwem samolotów na poszczególnych lotniskach, bywa często określana w sposób przybliżony. W wyniku tego niekiedy brak ich na jednych lotniskach, gdy na innych są w nadmiarze. Podano wzory określające potrzebne liczby tych trzech rodzajów samochodów, uwzględniające szereg parametrów, które wynikają z rozmieszczenia na lotnisku składów paliwa, samolotów itp.

S. Madeyski

656.7.065.35

ILot

Spiegel W.: Einrichtungen für die Flugbetankung. *Urządzenia do zaopatrywania w paliwo podczas lotu*. *Luftfahrttechnik*, 1957, t. 3, nr 2, A4, s. 33—35, rys. 4.

W nawiazaniu do lotu trzech samolotów Boeing B-52 dookoła świata bez lądowania, zasilanych w locie paliwem — podano rozwiązanie założone przez Alan Cobhama przedsiębiorstwa Flight Refuelling Ltd. Opis urządzeń zaprojektowanych i stosowanych podczas napełniania w locie: przewód długości 25—30 m i średnicy 7,6 cm ze stożkiem naprowadzającym i zaworem sprężającym, beben napędzany silnikiem elektrycznym z urządzeniami hamulcowymi i światłami sygnalizacyjnymi, pompa paliwowa napędzana turbiną powietrzną dającą ciśnienie 3,9 kg/cm² przy wydatku 2000 l/min. Podczas zasilania znajduje się w przewodzie samolotu pobierającego około 50 kg paliwa płynącego z prędkością 6—9 m/sek. Za pomocą takich urządzeń można napełnić w locie zbiorniki samolotu wielkości Bristol „Britannia” w czasie 20 minut.

S. Madeyski

151* 656.7.065.3 ILot
Wietrow I.: Czto mieszajet ekonamit'awiatopliwo. *Co przeskadzaw oszczedzaniu paliwa lotniczego*. *Gražd. Awiacija*, 1957, nr 12, A4, s. 28.

Artykuł omawia usprawnienia, które doprowadziły do zaoszczędzenia około 19 ton paliwa w ciągu rocznej eksploatacji pasażerskiego samolotu (prawdopodobnie IL-12). Na podstawie konkretnych przykładów autor wykazuje, że oszczędność tę można uzyskać przez prawidłowe wyregulowanie instalacji paliwowej, racjonalne zaplanowanie lotu, tj. szczegółowe określenie warunków pracy silnika podczas przelotu oraz przez uważną i sprawną pracę naziemnego personelu działów ruchu w portach lotniczych.

B. Kitzman

PRODUKCJA LOTNICZA

152* 621.791 ILot
Alsbrock R. S.: High — strenght welded structures. *Konstrukcje spawane o wysokiej wytrzymałości*. *Aircr. Prod.*, 1958, t. 20, nr 1, A4, s. 20—26, rys. 19.

Podano przykłady (belka nośna statecznika i wręga) zastosowania spawania profili ze stali nierdzewnej marki AMS 6434—502. Przykłady zilustrowano wykresem zmęczeniuowym porównawczym, wykresami utrzymania własności zmuw w podwyższonej temperaturze oraz fotografiami i szkicami przygotowania blach do spawania.

T. Vorbrodt

153* 621.915.82 ILot
Framer P.: Automatic control. *Automatyczne sterowanie frezarko-kopiarki*. *Aircr. Prod.*, 1958, t. 20, nr 2, A4, s. 64—74, rys. 16.

W artykule opisano użytkowanie frezarki Cincinnati z hydraulicznym napędem stołu, sterowanej automatycznie przy pomocy taśmy magnetofonowej otrzymanej z taśmy dziurkowanej uzyskanej na maszynie do dziurkowania. Taśmę dziurkuje się na podstawie arkusza obliczeniowego rysunku, w którym kształt rysunku przedstawiono za pomocą współrzędnych. W artykule podano szereg danych ekonomiczno-technicznych, jak uzyskane dokładności, porównanie kosztów obróbki dotychczasowymi metodami (frezowanie, obróbka) i automatycznie bez trasowania. Obrabiarkę wykorzystano przy produkcji wzorników koniecznych przy produkcji płatowca oraz do wiercenia otworów dokładnie rozstawionych w blachach.

T. Vorbrodt

154* 621.915 ILot
Framer P. J.: Automatic machining. *Frezarko-kopiarki z automatycznym sterowaniem*. *Aircr. Prod.*, 1958, t. 20, nr 1, A4, s. 28—42.

W artykule opisano działanie i własności eksploatacyjne frezarko-kopiarki sterowanej automatycznie taśmą magnetofonową, sterującą silniki napędzające mechanizmy obrabiarki przy pomocy kół zębatach i zębatek. Obrabiarka wykonana w dwu egzemplarzach jest pierwszą tego rodzaju na świecie i była po raz pierwszy demonstrowana w roku 1955, po czym obydwa egzemplarze pracują w przemyśle lotniczym, gdzie konkurują z kopiarkami przestrzennymi stosowanymi do obróbki profili i o integralnej konstrukcji.

T. Vorbrodt

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 188). CIDNT przyjmuje prenumeratę kart dokumentacyjnych, które mogą obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. Cena karty dokumentacyjnej wynosi w prenumeracie ok. 20 gr. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym, jak i kartami dokumentacyjnymi.

IIa Tabela 4 Orientacyjne parametry technologiczne zgrzewania punktowego stali niskowęglowych

| Grubość łączonych elementów mm | Napięcie prądu zgrzewania | | Czas zgrzewania sek | Ciężar na elektrodach kg | Średnica powierzchni stykowej elektrod mm | Siła niszcząca pojedynczą stykową zgrzeźnię (na rozciąganie) kg |
|-----------------------------------|---------------------------|------------|------------------------|-----------------------------|--|--|
| | A | mm | | | | |
| 0,3 + 0,3 | 3000 - 4000 | 0,08 - 0,2 | 50 - 100 | 3,0 | 80 | |
| 0,5 + 0,5 | 3500 - 5000 | 0,08 - 0,3 | 30 - 120 | 3,5 - 4,0 | 140 | |
| 0,8 + 0,8 | 5000 - 7000 | 0,1 - 0,5 | 50 - 150 | 4,0 - 4,5 | 300 | |
| 1,0 + 1,0 | 6000 - 8000 | 0,2 - 0,8 | 75 - 200 | 5,0 - 6,0 | 400 | |
| 1,0 + 0,8 | 5800 - 7500 | 0,2 - 0,6 | 50 - 150 | 4,5 - 5,5 | 300 | |
| 1,2 + 1,2 | 6000 - 9000 | 0,25 - 0,8 | 100 - 250 | 5,5 - 6,5 | 500 | |
| 1,5 + 1,5 | 6500 - 11000 | 0,3 - 0,6 | 150 - 350 | 6,0 - 7,0 | 600 | |
| 1,5 + 1,0 | 6000 - 8500 | 0,3 - 0,8 | 75 - 200 | 5,5 - 6,5 | 400 | |
| 2,0 + 2,0 | 8000 - 12000 | 0,4 - 0,9 | 250 - 500 | 7,0 - 9,0 | 1100 | |
| 2,0 + 1,0 | 7000 - 9000 | 0,3 - 0,7 | 90 - 200 | 6,5 - 7,5 | 400 | |
| 2,0 + 1,5 | 7500 - 10000 | 0,4 - 0,8 | 150 - 350 | 7,0 - 8,0 | 600 | |
| 3,0 + 3,0 | 12000 - 18000 | 0,5 - 1,5 | 500 - 800 | 9,0 - 10,0 | 1900 | |
| 3,0 + 2,0 | 8000 - 14000 | 0,5 - 1,2 | 250 - 500 | 8,0 - 9,0 | 1100 | |

IIa Tabela 5 Orientacyjne parametry technologiczne zgrzewania punktowego stali chromoniklowych typu 18-8 (H18N9T; H18N9; ZH18N9)

| Grubość łączonych elementów mm | Napięcie prądu zgrzewania | | Czas zgrzewania sek | Ciężar na elektrodach kg | Średnica powierzchni stykowej elektrod mm | Siła niszcząca pojedynczą stykową zgrzeźnię (na rozciąganie) kg |
|-----------------------------------|---------------------------|-------------|------------------------|-----------------------------|--|--|
| | A | mm | | | | |
| 0,2 + 0,2 | 2000 - 3000 | 0,02 - 0,06 | 45 - 90 | 2,5 - 3,0 | - | - |
| 0,3 + 0,3 | 2500 - 3500 | 0,04 - 0,06 | 80 - 120 | 3,0 - 3,5 | 120 | - |
| 0,5 + 0,5 | 3000 - 4000 | 0,04 - 0,08 | 100 - 180 | 3,5 - 4,0 | 200 | - |
| 0,8 + 0,8 | 4200 - 5000 | 0,08 - 0,12 | 150 - 300 | 4,0 - 4,5 | 400 | - |
| 0,8 + 1,0 | 4500 - 5500 | 0,08 - 0,12 | 200 - 300 | 4,0 - 4,5 | 400 | - |
| 1,0 + 1,0 | 4500 - 6000 | 0,10 - 0,16 | 200 - 400 | 4,5 - 5,0 | 500 | - |
| 1,2 + 1,2 | 5000 - 7000 | 0,12 - 0,20 | 250 - 500 | 5,0 - 6,0 | 600 | - |
| 1,0 + 1,5 | 4500 - 7000 | 0,12 - 0,20 | 250 - 450 | 5,0 - 6,0 | 550 | - |
| 1,5 + 1,5 | 6000 - 8000 | 0,16 - 0,24 | 350 - 600 | 5,5 - 6,5 | 650 | - |
| 2,0 + 2,0 | 7000 - 10000 | 0,20 - 0,28 | 450 - 700 | 6,0 - 7,0 | 1350 | - |
| 2,0 + 1,0 | 7000 - 8000 | 0,16 - 0,22 | 400 - 500 | 5,5 - 6,5 | 550 | - |
| 2,0 + 1,5 | 8000 - 9000 | 0,18 - 0,24 | 400 - 600 | 6,0 - 7,0 | 650 | - |
| 2,5 + 2,5 | 8000 - 11000 | 0,20 - 0,30 | 600 - 900 | 7,0 - 8,0 | - | - |
| 3,0 + 3,0 | 9000 - 12000 | 0,22 - 0,32 | 900 - 1100 | 8,0 - 10,0 | 2300 | - |

IIa Tabela 6 Orientacyjne parametry technologiczne zgrzewania punktowego stali stopowych (30H6SA; 25H6SA; 40H6MA)

| Grubość łączonych elementów mm | Napięcie prądu zgrzewania | | Czas zgrzewania sek | Ciężar na elektrodach kg | Średnica powierzchni stykowej elektrod mm | Siła niszcząca pojedynczą stykową zgrzeźnię (na rozciąganie) kg |
|-----------------------------------|---------------------------|-----------|------------------------|-----------------------------|--|--|
| | A | mm | | | | |
| 0,3 + 0,3 | 2000 - 3000 | 0,2 - 0,5 | 25 - 30 | 3,0 | 90 | |
| 0,5 + 0,5 | 2500 - 4000 | 0,3 - 0,7 | 30 - 40 | 3,5 - 4,0 | 170 | |
| 0,8 + 0,8 | 3000 - 5000 | 0,5 - 0,8 | 40 - 60 | 4,0 - 4,5 | 360 | |
| 1,0 + 1,0 | 4000 - 6000 | 0,8 - 1,2 | 70 - 90 | 5,0 - 6,0 | 480 | |
| 1,0 + 0,8 | 4000 - 5500 | 0,7 - 1,0 | 40 - 60 | 4,5 - 5,5 | 360 | |
| 1,5 + 1,5 | 5000 - 7000 | 1,0 - 1,5 | 120 - 180 | 6,0 - 7,0 | 900 | |
| 1,5 + 1,0 | 4500 - 6500 | 0,8 - 1,4 | 70 - 100 | 5,5 - 6,5 | 480 | |
| 2,0 + 2,0 | 6000 - 8000 | 1,4 - 2,0 | 200 - 300 | 7,0 - 9,0 | 1300 | |
| 2,0 + 1,0 | 5000 - 7000 | 1,2 - 1,6 | 90 - 100 | 6,5 - 7,5 | 900 | |
| 2,0 + 1,5 | 5500 - 7500 | 1,2 - 1,6 | 140 - 180 | 7,0 - 8,0 | 1400 | |
| 3,0 + 3,0 | 9000 - 12000 | 2,0 - 2,5 | 350 - 500 | 9,0 - 10,0 | 2000 | |
| 3,0 + 2,0 | 6500 - 9000 | 1,4 - 2,2 | 200 - 350 | 8,0 - 9,0 | 1200 | |

IIa Tabela 7 Orientacyjne parametry technologiczne zgrzewania punktowego stopów żaroodpornych (EJ-418; EJ-435)

| Grubość łączonych elementów mm | Napięcie prądu zgrzewania | | Czas zgrzewania sek | Ciężar na elektrodach kg | Średnica powierzchni stykowej elektrod mm |
|-----------------------------------|---------------------------|-------------|------------------------|-----------------------------|--|
| | A | mm | | | |
| 0,5 + 0,5 | 3500 - 4500 | 0,04 - 0,08 | 200 - 300 | 4 | 4 |
| 0,8 + 0,8 | 5000 - 6000 | 0,04 - 0,08 | 250 - 350 | 5 | 5 |
| 1,0 + 1,0 | 6000 - 7000 | 0,06 - 0,10 | 350 - 450 | 5 | 5 |
| 1,2 + 1,2 | 8000 - 9000 | 0,06 - 0,10 | 450 - 550 | 6 | 6 |
| 1,5 + 1,5 | 8000 - 10000 | 0,10 - 0,16 | 500 - 650 | 6 | 6 |
| 2,0 + 2,0 | 10000 - 12000 | 0,14 - 0,20 | 700 - 900 | 7 | 7 |

IIa Tabela 8 Orientacyjne parametry technologiczne zgrzewania punktowego stopów aluminium na zgrzewarkach prądu zmiennego

| Rodzaj stopów | Grubość łączonych elementów mm | Napięcie prądu zgrzewania | | Czas zgrzewania sek | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg |
|------------------|-----------------------------------|---------------------------|-------------|------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|
| | | A | mm | | | | | |
| AlCu, AlMg, D16M | 0,5 + 0,5 | 18000 | 0,08 - 0,12 | 100 | 75 | | | |
| | 0,8 + 0,8 | 20000 | 0,10 - 0,14 | 150 | 75 | | | |
| | 1,0 + 1,0 | 22000 | 0,12 - 0,20 | 200 | 75 | | | |
| | 1,2 + 1,2 | 25000 | 0,20 - 0,24 | 250 | 75 | | | |
| | 1,5 + 1,5 | 28000 | 0,22 - 0,28 | 300 | 100 | | | |
| D16T, W-35T | 2,0 + 2,0 | 34000 | 0,26 - 0,32 | 400 | 100 | | | |
| | 2,5 + 2,5 | 37000 | 0,30 - 0,34 | 500 | 100 | | | |
| | 0,3 + 0,5 | 16000 | 0,08 - 0,12 | 150 | 75 | | | |
| | 0,6 + 0,8 | 19000 | 0,10 - 0,14 | 200 | 75 | | | |
| | 1,0 + 1,0 | 21000 | 0,12 - 0,20 | 250 | 75 | | | |
| | 1,2 + 1,2 | 24000 | 0,20 - 0,24 | 300 | 75 | | | |
| | 1,5 + 1,5 | 26000 | 0,22 - 0,28 | 360 | 100 | | | |
| 2,0 + 2,0 | 31000 | 0,26 - 0,32 | 480 | 100 | | | | |
| 2,5 + 2,5 | 34000 | 0,30 - 0,34 | 540 | 100 | | | | |

IIa Tabela 9 Orientacyjne parametry zgrzewania punktowego stopów aluminiowych D16T i W95T na zgrzewarkach prądu stałego (typu MTIP-500) - przy wysięgu 1200 mm

| Grubość zgrzewanych elementów mm | Napięcie prądu zgrzewania A | Czas zgrzewania sek | Ciężar na elektrodach kg | | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg |
|-------------------------------------|--------------------------------|------------------------|-----------------------------|------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|
| | | | przez przelot | przez przekłucie | | | |
| 1,5 + 1,5 | 38000 | 0,16 | 550 - 600 | 2000 | 75 | 5,5 | |
| 2,0 + 2,0 | 47000 | 0,22 | 650 - 700 | 2250 - 2500 | 100 | 7,0 | |
| 3,0 + 3,0 | 56000 | 0,30 | 800 - 850 | 2500 - 3000 | 100 | 9,0 | |
| 3,5 + 3,5 | 64000 | 0,35 | 900 - 950 | 3000 - 3500 | 100 | 10,5 | |
| 4,0 + 4,0 | 75000 | 0,35 | 950 - 1100 | 4000 - 4500 | 150 | 13,0 | |

IIa Tabela 10 Orientacyjne parametry technologiczne zgrzewania punktowego metali o różnych grubościach

| Rodzaj materiału | Grubość łączonych elementów mm | Napięcie prądu zgrzewania | | Czas zgrzewania sek | Ciężar na elektrodach kg | Średnica elektrody mm | | Uwagi |
|------------------|-----------------------------------|---------------------------|-----|------------------------|-----------------------------|------------------------------|------------------------------|---|
| | | A | mm | | | od strony elementu cieńszego | od strony elementu grubszego | |
| Dural | 0,5 + 2,0 | 12000 | 0,1 | 100 | 5,6 | 10 | | |
| | 1,0 + 4,0 | 18000 | 0,1 | 150 | 6 | 12 | | |
| Stal H18N9T | 0,2 + 1,0 | 6000 | 0,1 | 170 | 5 | 10 | | Od strony elementu cieńszego zastosować podkładkę ze st. H18N9T |
| | 0,2 + 14,0 | 7500 | 0,1 | 170 | 5 | 10 | | |
| | 1,0 + 14,0 | 7500 | 0,1 | 170 | 5 | 10 | | |
| Mosiądz | 0,15 + 6,5 | 10000 | 0,1 | 70 | 5 | 7 | | Należy stosować podkładki |
| | 0,15 + 8,0 | 12500 | 0,1 | 220 | 5 | 5 | | |

IIa Tabela 11 Orientacyjne parametry zgrzewania punktowego różnych metali (na zgrzewarkach prądu zmiennego)

| Rodzaj zgrzewanych metali i ich grubość | Napięcie prądu zgrzewania | | Czas zgrzewania sek | Ciężar na elektrodach kg | Średnica elektrod mm | Uwagi |
|---|---------------------------|-----|------------------------|-----------------------------|-------------------------|---|
| | A | mm | | | | |
| H18N9T-10mm + stal niskowęglowa-10mm | 6000 | 0,1 | 200 | 10 | 5 | Elektrody o większej średnicy należy stosować od strony materiału o mniejszej przewodności elektrycznej |
| H18N9T-1mm + mosiądz 10mm | 9000 | 0,1 | 180 | 7 | 5 | |
| Stal niskowęglowa-10mm + mosiądz-10mm | 7000 | 0,1 | 100 | 7 | 5 | |

IIa Tabela 12 Orientacyjne parametry technologiczne zgrzewania punktowego tytanu na zgrzewarkach prądu zmiennego

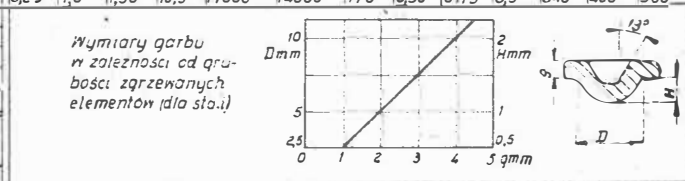
| Grubość łączonych elementów mm | Napięcie prądu zgrzewania | | Czas zgrzewania sek | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg |
|-----------------------------------|---------------------------|------|------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|
| | A | mm | | | | |
| 0,8 + 0,8 | 5000 - 6000 | 0,20 | 200 - 300 | 50 | | |
| 1,0 + 1,0 | 6000 - 7000 | 0,25 | 300 - 400 | 75 | | |
| 1,5 + 1,5 | 7000 - 8500 | 0,30 | 450 - 550 | 75 | | |
| 2,0 + 2,0 | 9000 - 10000 | 0,35 | 600 - 700 | 100 | | |

IIa Tabela 13 Orientacyjne parametry technologiczne zgrzewania punktowego tytanu na zgrzewarkach kondensatorowych

| Grubość łączonych elementów mm | Pojemność kondensatorów F | Napięcie V | Ciężar na elektrodach kg | Średnica powierzchni stykowej elektrod mm |
|-----------------------------------|------------------------------|---------------|-----------------------------|--|
| | | | | |
| 0,4 + 0,4 | 240 | 1400 | 200 | 4 |
| 0,8 + 0,8 | 800 | 1400 | 320 | 5 |

IIb Tabela 14 Orientacyjne parametry technologiczne zgrzewania garbowego stali niskowęglowych i nierdzewnych

| Wymiary garbu | Napięcie prądu zgrzewania | | Czas zgrzewania sek | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg | | | | |
|---------------|---------------------------|------|------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----|-----|-----|-----|
| | A | mm | | | | | | | | | | |
| 0,35 | 1,4 | 0,38 | 3,2 | 5000 | 4500 | 140 | 0,12 | 0,25 | 2,8 | 14 | 20 | 27 |
| 0,50 | 1,7 | 0,43 | 4,0 | 6000 | 4750 | 140 | 0,17 | 0,25 | 3,5 | 22 | 31 | 42 |
| 0,80 | 2,4 | 0,55 | 5,5 | 7000 | 5750 | 180 | 0,25 | 0,25 | 4,3 | 44 | 60 | 77 |
| 1,00 | 3,0 | 0,70 | 7,0 | 7000 | 6000 | 180 | 0,33 | 0,25 | 4,3 | 65 | 90 | 140 |
| 1,50 | 4,0 | 0,90 | 9,5 | 9500 | 7500 | 320 | 0,42 | 0,25 | 6,0 | 140 | 160 | 240 |
| 2,00 | 4,8 | 1,00 | 10,5 | 13000 | 10000 | 550 | 0,50 | 0,50 | 7,0 | 190 | 225 | 340 |
| 2,50 | 5,5 | 1,20 | 12,5 | 14500 | 11000 | 550 | 0,50 | 0,50 | 7,5 | 240 | 280 | 430 |
| 2,80 | 6,5 | 1,40 | 16,0 | 16000 | 13000 | 770 | 0,50 | 0,75 | 8,5 | 290 | 350 | 490 |
| 3,20 | 7,0 | 1,50 | 16,5 | 17000 | 14000 | 770 | 0,50 | 0,75 | 8,5 | 340 | 400 | 560 |



IIc Tabela 15 Orientacyjne parametry technologiczne zgrzewania rolkowego stali niskowęglowych

| Grubość łączonych elementów mm | Napięcie prądu zgrzewania A | Czas zgrzewania sek | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg |
|-----------------------------------|--------------------------------|------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|
| | | | | | | |
| 0,8 + 0,8 | 6000 - 13000 | 0,06 | 375 - 750 | 100 - 300 | 5 | 1,0 - 1,5 |
| 1,0 + 1,0 | 10000 - 14000 | 0,06 | 375 - 550 | 120 - 400 | 6 | 1,0 - 1,2 |
| 1,2 + 1,2 | 12000 - 16000 | 0,08 | 250 - 400 | 150 - 450 | 7 | 0,8 - 1,0 |
| 1,5 + 1,5 | 14000 - 18000 | 0,10 | 250 - 350 | 200 - 550 | 8 | 0,5 - 0,8 |
| 2,0 + 2,0 | 16000 - 20000 | 0,12 | 125 - 200 | 250 - 700 | 10 | 0,5 - 0,5 |

IIc Tabela 16 Orientacyjne parametry technologiczne zgrzewania rolkowego stali chromoniklowych typu 18-8 (H18N9; ZH18N9)

| Grubość łączonych elementów mm | Napięcie prądu zgrzewania A | Czas zgrzewania sek | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg | Ciężar na elektrodach kg |
|-----------------------------------|--------------------------------|------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|-----------------------------|
| | | | | | | |
| 0,35 + 0,35 | 3000 - 3500 | 0,02 - 0,04 | 750 - 1200 | 80 - 120 | 4 | 1,2 - 1,5 |
| 0,5 + 0,5 | 3500 - 4500 | 0,04 - 0,06 | 600 - 1000 | 100 - 150 | 5 | 1,0 - 1,2 |
| 0,8 + 0,8 | 4000 - 7000 | 0,04 - 0,08 | 400 - 600 | 150 - 250 | 6 | 0,7 - 0,8 |
| 1,0 + 1,0 | 5500 - 8500 | 0,06 - 0,10 | 250 - 300 | 200 - 400 | 6 | 0,5 - 0,6 |
| 1,2 + 1,2 | 6000 - 9500 | 0,08 - 0,12 | 250 - 300 | 250 - 500 | 7 | 0,5 - 0,6 |
| 1,5 + 1,5 | 7000 - 11000 | 0,12 - 0,16 | 200 - 250 | 300 - 600 | 7 | 0,5 - 0,6 |
| 2 | | | | | | |

IIc Tabela 17 Orientacyjne parametry technologiczne zgrzewania rolkowego stali stopowych (30KhSA, 25KhSA, 40KhMA)

Table with 6 columns: Grubosc łaczonych elementów, Napięcie prądu zgrzewania, Czas zgrzewania, Nacisk na elektrodach, Szerokość powierzchni stykowej elektrod, Prędkość zgrzewania.

IIc Tabela 18 Orientacyjne parametry technologiczne zgrzewania rolkowego stopów żaroodpornych (EJ-418, EJ-435)

Table with 6 columns: Grubosc łaczonych elementów, Napięcie prądu zgrzewania, Czas zgrzewania, Nacisk na elektrodach, Szerokość powierzchni stykowej elektrod, Prędkość zgrzewania.

IIc Tabela 19 Orientacyjne parametry technologiczne zgrzewania rolkowego stopów aluminiowych na zgrzewarkach prądu zmiennego

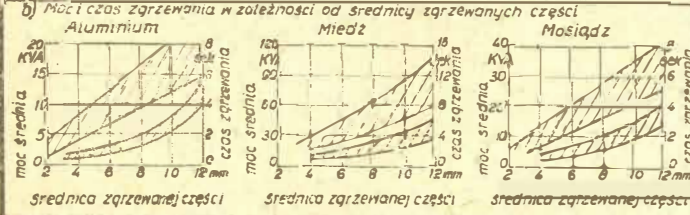
Table with 6 columns: Grubosc łaczonych elementów, Czas zgrzewania, Szerokość powierzchni stykowej elektrod, Stopy AlMg, AlMg, D18H, Stopy B16T, W95, Prędkość zgrzewania.

IIc Tabela 20 Orientacyjne parametry technologiczne rolkowego zgrzewania tytanu

Table with 6 columns: Grubosc łaczonych elementów, Napięcie prądu zgrzewania, Czas zgrzewania, Nacisk na elektrodach, Szerokość powierzchni stykowej elektrod, Prędkość zgrzewania.

IIa Tabela 21 Orientacyjne parametry technologiczne doczołowego (zwarceniowego) zgrzewania części o przekrojach kołowych

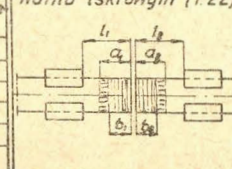
Table with columns for material (Aluminium, Miedź, Mosiądz) and diameter (25, 50, 100, 250, 500, 1000, 2500, 5000, 10000).



IIc Tabela 22 Orientacyjne parametry technologiczne zgrzewania iskrowego stali narzędownej z węglow

Table with columns for material (stal węglowa, stal narzędziowa) and diameter (50, 75, 100, 125, 150, 200, 250, 300, 400, 500, 600, 800, 1000).

Table with columns for thickness (1,2, 2,5, 3,0, 4,0, 5,0, 6,2) and diameter (3,0, 10,5, 12,5, 13,5, 15,5, 17,0).



IIIa Tabela 24 Charakterystyka zgrzewarek punktowych najczęściej stosowanych w naszym przemyśle

Table with columns: Typ zgrzewarki, Charakterystyka zgrzewarki, Zgrzewarki produkcji ZSRR, Zgrzewarki prod. NRD.

IIIa Tabela 24a Charakterystyka zgrzewarek punktowych firmy "Sciaky" (USA) przewidzianych dla przemysłu lotniczego

Table with columns: Typ zgrzewarki, Charakterystyka zgrzewarki, P200ST, P300ST, P400ST, P500ST, P600ST, PR200ST.

IIIb Tabela 25 Ogólna charakterystyka techniczna zgrzewarek rolkowych

Table with columns: Typ zgrzewarki, Charakterystyka zgrzewarki, Zgrzewarki produkcji ZSRR, Zgrzewarki prod. NRD.

IIIc Tabela 26 Charakterystyka techniczna zgrzewarek doczołowych produkcji ZSRR

Table with columns: Typ zgrzewarki, Charakterystyka zgrzewarki, AS1-3, AS1-10, AS1-25, AS1-50, AS1-75, ASA-100, HSM-150, Hec 50.