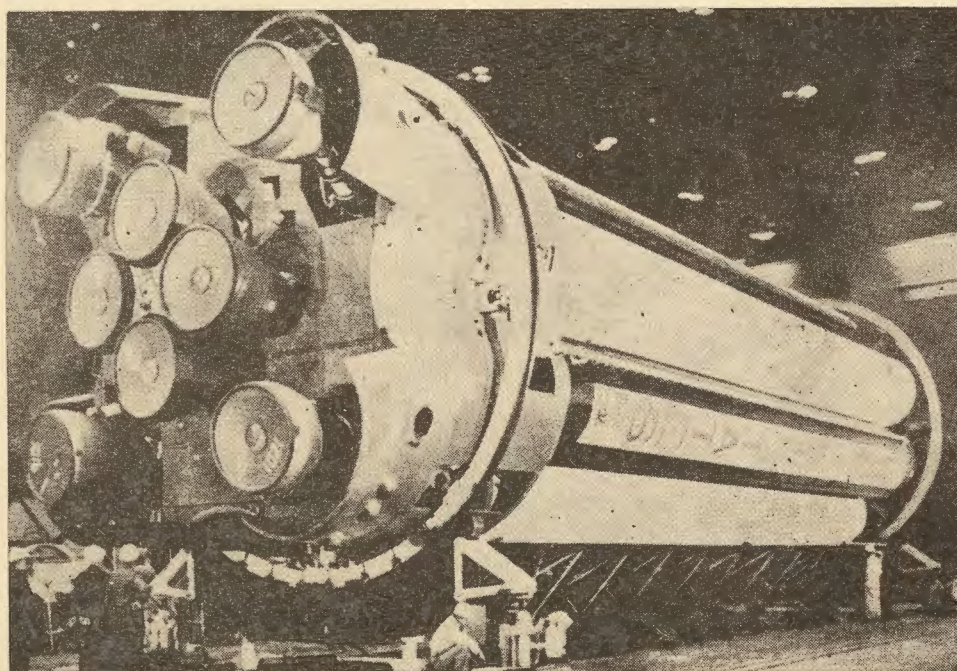


8

TECHNIKA LOTNICZA

MIESIĘCZNIK SEKCJI LOTNICZEJ STOWARZYSZENIA
INŻYNIERÓW I TECHNIKÓW MECHANIKÓW POLSKICH

SIERPIEŃ 1961



WYDAWNICTWA CZASOPISM TECHNICZNYCH NOT

Pomoce Konstruktorskie „Techniki Lotniczej”

Gładkość powierzchni

cz. II

zebrał i opracował mgr inż. J. Buć

W zeszyte niniejszym podane są dalsze tabele, obejmujące zagadnienie gładkości powierzchni. Począwszy od tabeli VII podane są: rodzaje kierunkowości struktury w zależności od sposobu obróbki, wskazówki doboru parametrów chropowatości, wykaz przyrządów do pomiaru chropowatości, wpływ obróbki powierzchni na wytrzymałość zmęczeniową, zasady oznaczeń chropowatości, zestawienie norm gładkości, zależność współczynnika tarcia od chropowatości oraz opory części samolotu w zależności od chropowatości powierzchni.

Wykresy X i Xa należy uzupełnić wzorem Serensena:

$$\alpha_{KT} = 1 + 2 \sqrt{\gamma x \frac{R_z}{e}}$$

- α_{KT} — współczynnik koncentracji naprężeń,
 γ — współczynnik zależny od stosunku podziałki nierówności do jej wysokości,
 e — promień zaokrąglenia dna nierówności lub szczeliny,
 R_z — wysokość chropowatości.

Wzór ten uwzględnia wpływ chropowatości na wytrzymałość zmęczeniową (współczynnik ten dla powierzchni obrabianych skrawaniem wynosi 1,5÷2,5). Wykres XIV ma charakter poglądowy i obrazuje zmianę współczynnika tarcia spoczynkowego w zależności od chropowatości powierzchni $\left(G \approx \frac{H}{2} \approx \frac{R_z}{2} \right)$.

Chropowatość powierzchni powoduje powstawanie dodatkowych oporów profilowych (aerodynamicznych). Przeprowadzone doświadczenia z piaską, chropowatą pyłką, przy całkowicie burzliwej warstwie powierzchniowej wykazały, że opór własny jeszcze nie występuje (wykres XV). Na wykresie XVI przedstawiono wpływ oporu własnego chropowatości na przyrost oporu profilowego skrzydła lub kadłuba.

Dla każdego R_e istnieje więc taka względna wysokość chropowatości K_b (odpowiada R_z), przy której opór własny jeszcze nie występuje (wykres XV). Na wykresie XVI przedstawiono wpływ oporu własnego chropowatości na przyrost oporu profilowego skrzydła lub kadłuba. Należy zaznaczyć, że do chwili obecnej brak dostatecznych danych dla ściślejszego określenia wpływu chropowatości na wielkość oporów aerodynamicznych samolotu oraz takich elementów silnika, jak przede wszystkim sprężarka i łopatki turbiny (opory przepływu gazów).

TREŚĆ

	Str.
Wprowadzamy na łamy „Techniki Lotniczej” dział terminologii lotniczej	161
Z. LEWALSKI — Konstrukcje przekładkowe z wypełnierzami typu ulowego i ich zastosowanie	162
B. WIŚLICKI — Zależność dokładności spalania paliw do silników turbinowych i strumieniowych od ich składu chemicznego	171
S. SZCZECIŃSKI — Obliczenia wytrzymałościowe kół zębatach przekładni silników lotniczych	179
A. GOŁĘDZINOWSKI — Kontrola łopatek, cz. I	184
Nowości techniczne	189
Przegląd Dokumentacyjny Lotnictwa	191
Pomoce Konstruktorskie Techniki Lotniczej — J. BUĆ: Gładkość powierzchni, cz. II	okł.

CONTENTS

	Page
A Section of aviation terminology will shortly be introduced	161
Z. LEWALSKI — Honeycomb Sandwich Construction and its application	162
B. WIŚLICKI — Dependence of combustion accuracy of the fuel for turbine and ram-jet engines on its chemical composition	171
S. SZCZECIŃSKI — Strength calculation of toothed wheels of aircraft engine gearings	179
A. GOŁĘDZINOWSKI — Blade inspection, part I	184
Technical news	189
Aviation Documentation Review	191
Designer's Data Sheets — J. BUC: Surface smoothness (finish)	on cover.

СОДЕРЖАНИЕ

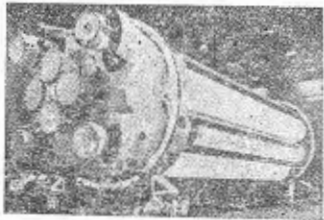
	Стр.
Вводим на страницах Авиационной Техники авиационную терминологию	161
Z. LEWALSKI — Сотовые конструкции и их применение	162
B. WIŚLICKI — Зависимость полноты сгорания горючих для турбинных и прямоточных двигателей от их химического состава	171
S. SZCZECIŃSKI — Расчет сопротивления шестерней передач авиационных двигателей	179
A. GOŁĘDZINOWSKI — Контроль лопаток, часть I	184
Технические новости	189
Документационный обзор авиации	191
Конструкторские пособия авиационной техники — J. BUĆ: Чистота поверхности — часть II	обл.

Z INNYCH REDAKCJI

LETECKÝ OBZOR

nr 7 (lipiec 1961)

K otázkám dlouhodobého rozvoje československé letecké dopravy
 Perspektivy výstavby letišť
 Palivo pro tryskové motory
 Automatizace řízení leteckého provozu
 Pokrokové metody při generálních opravách pístových motorů
 Nová forma soutěžení — brigáda socialistické práce



NASZA OKŁADKA

Pierwszy stopień amerykańskiej rakiety „Saturn” o ciągu 700 T

TECHNIKA LOTNICZA — miesięcznik Sekcji Lotniczej Stowarzyszenia Inżynierów i Techników Mechaników Polskich

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT. Redaguje Kolegium: mgr inż. Stefan Sulikowski — redaktor naczelny, Jarosława Berżyńska — sekretarz redakcji, mgr inż. Antoni Gołędzinowski, mgr inż. Walerian Kordziński, mgr inż. Stanisław Lassota, mgr inż. Wacław Zaremba — redaktorzy działowi.

Adres Redakcji: Warszawa, Czackiego 3/5, tel. 674-61.

Adres Administracji: Administracja Czasopism Technicznych NOT, Warszawa, ulica Mickiewicza 18, tel. 33-11-72 i 33-01-11
 Cena pojedynczego zeszytu 12.— zł Prenumerata roczna 144.— zł Półroczna 72.— zł

Wydawnictwa Czasopism Technicznych NOT, Warszawa 1961 r. Ark. druk. 4. Format A4. Nakład 950 egz. Papier druk. sat. kl. IV, 70 g, 61 × 86. Maszynopis oddano do skład. 25.V.1961. Druk ukończono w sierpniu 1961 r.

Wrocławska Drukarnia Dziełowa — Zam. 152/A — T-6



Wprowadzamy na łamy „Techniki Lotniczej” dział terminologii lotniczej

Zamieszczając artykuł wstępny w zeszycie 4/60 podaliśmy zamierzenia programowe Kolegium redakcyjnego, dotyczące prowadzenia stałych działów oraz okresowych rubryk naszego czasopisma. Wyraziliśmy wówczas zamiar publikowania lotniczego słownictwa technicznego. Obecnie przystępujemy do realizacji planów w tym zakresie.

Od ukończenia wojny w polskim świecie lotniczym niejednokrotnie dawano wyraz opinii, że konieczne jest uporządkowanie i ustalenie w obowiązującej formie terminologii we wszystkich dziedzinach lotnictwa. Inicjatywa realizacji tych postulatów powstała w Departamencie Lotnictwa Cywilnego Ministerstwa Komunikacji. W Biuletynie Ministerstwa Komunikacji nr 25, z dnia 5.6.1960 r., ukazało się zarządzenie Ministra w sprawie powołania Zespołu Terminologii Lotniczej przy Departamencie. W myśl wymienionego zarządzenia nadzór nad działalnością Zespołu należy do Dyrektora Departamentu L. C. Zadaniem Zespołu jest ustalanie terminologii lotniczej — właściwej pod względem merytorycznym i poprawnej z punktu widzenia językowo-technicznego.

Z. T. L. rozpoczął pracę w lutym 1960 r. pod kierownictwem inż. W. Leji; od grudnia przewodniczącym Zespołu jest mgr J. Serafin. W skład Zespołu wchodzi następujący stali członkowie z Departamentu Lotnictwa Cywilnego: inż. W. Leja, płk T. Rolski, mgr T. Uszyński, st. insp. L. Widawski oraz — jako sekretarz — T. Gawalkiewicz. Uzupełniają Zespół stali rzeczoznawcy ze Sztabu Generalnego, Dowództwa Wojsk Lotniczych, Zjednoczenia Przemysłu Lotniczego, Polskiego Komitetu Normalizacyjnego, redakcji „Skrzydła Polska” i Państwowych Wydawnictw Technicznych.

Cały program prac nad terminologią lotniczą określony jest na lata 1960 do 1963; obejmuje 4 do 5 tysięcy haseł, umieszczonych w dwunastu grupach klasyfikacyjnych. Przyjęto następujący (wstępny) podział tematyki lotniczej na grupy:

1. Polityka. Prawo. Organizacja. Współpraca.
2. Technika lotnicza.
3. Pilotaż.
4. Transport lotniczy.
5. Lotnictwo wojskowe.
6. Lotnictwo sportowe.
7. Nawigacja.
8. Lotniska. Organizacja przyziemia.
9. Obsługa techniczna sprzętu.
10. Przemysł lotniczy.
11. Zagadnienia pokrewne lotnictwu.
12. Różne zagadnienia.

Podjęte zadanie jest tym trudniejsze, że hasło polskie postanowiono uzupełniać równoznacznikami w czterech językach: angielskim, francuskim, niemieckim i rosyjskim.

Dotychczas Zespół pracował nad poszczególnymi hasłami terminologii w ramach zebrań plenarnych, obecnie — dla pogłębienia i przyspieszenia prac — przechodzi się na opracowanie haseł w 3 stopniach: w specjalistycznych grupach roboczych, w fachowych podzespołach i wreszcie — na zebraniach plenarnych.

Do chwili obecnej zrealizowano blisko 1300 haseł, z czego około 400 opracowano z definicjami i odpowiednikami obcojęzycznymi. Jest to wynik pracy Zespołu na 42 posiedzeniach 1960 r.

Przewidziane jest wydanie terminologii lotniczej w wydaniu książkowym przez PWT, nastąpi to jednak po ukończeniu zaplanowanych prac. Z drugiej jednak strony nowo opracowane terminy, podobnie jak i ich definicja, powinny spełnić dwa warunki: przejść przez publiczną dyskusję i być możliwie prędko i powszechnie wdrażane w polskim piśmiennictwie i życiu.

Dyskusja pozwoli na pogłębienie poglądów na słownictwo i na poprawienie zbyt przypadkowych i nie dość przemysłowych oraz wykrystalizowanie terminów powszechnie przyjętych i ostatecznie obowiązujących, nadających się do wydrukowania w książkowym wydaniu. Jednak nauka i przemysł nie mogą czekać na przyswajanie właściwej terminologii za pośrednictwem słownika PWT. W ten bowiem sposób wyniki prac Zespołu Terminologii zostaną częściowo zaprzepaszczone. Redakcja „Techniki Lotniczej”, rozumiejąc, że poruszone w tym artykule zagadnienia są pilne i problemowe, zdecydowała przeznaczyć swe łamy na drukowanie terminologii w miarę jej ustalania przez Zespół. W jednym z najbliższych zeszytów rozpoczniemy druk terminologii lotniczej, jako materiału dyskusyjnego. Słownictwo będzie drukowane w sposób umożliwiający naszym Czytelnikom kompletowanie słownika w skoroszyty, zanim będą mieli możliwość nabyć wydanie książkowe.

Podkreślając zasługi Zespołu przy Departamencie Lotnictwa Cywilnego oraz poważny dorobek jego dotychczasowych prac, zgłaszamy na zakończenie kilka uwag krytycznych.

Uważamy, że skład Zespołu powinien być jak najszybciej mocno poszerzony o fachowców, reprezentujących konstrukcję, technologię i technikę lotniczą. Należałoby opracować harmonogramy prac dla podzespołów fachowych oraz uregulować podstawy materialne prac Zespołu dla zapewnienia kontynuowania tak ważnej dla naszej branży działalności.

Mamy nadzieję, że podjęta przez nas akcja zostanie przyjęta przez świat lotniczy z uznaniem i przyczyni się poważnie do ujednoczenia polskiego słownictwa lotniczego.

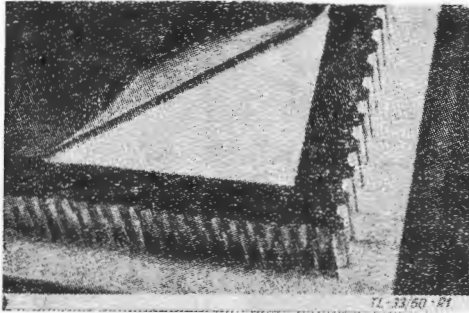
Konstrukcje przekładkowe z wypełniaczami typu ulowego i ich zastosowanie

Zagadnienie zastosowania konstrukcji przekładkowych w przemyśle lotniczym ujęto z punktu widzenia konstruktora. Encyklopedyczny przegląd technologii produkcji płyt przekładkowych potraktowany został jako zbiór niezbędnych wiadomości dla projektanta. Podano ponadto porównanie kosztów wytwarzania poszczególnych typów konstrukcji, ich wady i zalety. Artykuł ujmuje również zagadnienia wytrzymałości konstrukcji przekładkowych.

W poszukiwaniu nowych rozwiązań konstrukcyjnych

W ostatnich latach jesteśmy świadkami niezwykle dynamicznego rozwoju lotnictwa. Jest rzeczą oczywistą, że osiągnięcia współczesnych samolotów, zarówno wojskowych jak i cywilnych, związane są z postępem rozwiązań konstrukcyjnych i technologii.

Jednymi z najbardziej obiecujących nowości są bez wątpienia tak zwane konstrukcje przekładkowe (sandwicz),



Rys. 1. Typowa płyta przekładkowa z wypełniaczem ulowym

dziś już szeroko stosowane w przemyśle lotniczym Anglii, Związku Radzieckiego i Stanów Zjednoczonych.

Głównym elementem nośnym jest tu płyta złożona z dwu arkuszy sklejk lub blachy, klejonych do przedzielającej je

aeroelastyczności. Z drugiej strony podparcie pokrycia kadłuba i skrzydeł w sposób ciągły pozwala na zapewnienie mu doskonałej gładkości i możliwie najdłuższe zachowanie przepływu laminarnego. Duża lokalna sztywność płyt przekładkowych, przy jednoczesnym prawie zupełnym braku połączeń nitowych, czyni je szczególnie odpornymi na obciążenia typu zmęczeniowego. Na tę cechę duży wpływ ma bez wątpienia również właściwość dobrego tłumienia drgań, charakterystyczna dla tego rodzaju konstrukcji.

Brak podłużnic i żeber zwiększa pojemność bryły i upraszcza konstrukcję zbiorników integralnych i kabin ciśnieniowych przez eliminację wielu źródeł nieszczelności.

Doświadczenia wykazały również dużą odporność płyt przekładkowych na uszkodzenia. Na rys. 3 widać płytę przebitą pociskiem kalibru 20 mm. Wyraźnie widoczne jest małe rozprzestrzenienie się pęknięć i nieznaczne złuszczenie się pokrycia. Uszkodzenie zatrzymane zostało w miejscach połączenia okładzin ze ściankami komórek wypełniacza.

Użycie płyt przekładkowych na kadłuby samolotów komunikacyjnych przyczynia się do znacznego obniżenia poziomu zakłóceń dźwiękowych w kabine pasażerskiej.

Inną, bardzo ważną zaletą tego rodzaju konstrukcji jest ich znaczna odporność na podwyższone temperatury, co otwiera szerokie pole możliwości stosowania ich jako izolacji cieplnej w zespołach sąsiadujących z silnikami, dopalaczami, a również czyni je obiecującymi w obliczu problemów „bariery cieplnej”.

Materiał	Ołów	Miedź	Stal nierdz.	Tytan	Alumin.	Magnez	Zywiec pochodzenia organicznego, wzmocnione włóknem szklanym	Świerk	Balza + sklejka	Wypełniacz ulowy + pokrycie duranowe
Ciężar G/cm ³	11,37	8,95	8,05	4,54	2,7	1,72	0,97	0,554	0,415	0,222

Rys. 2. Porównanie ciężaru właściwego płyt przekładkowych z innymi materiałami konstrukcyjnymi

warstwy wypełniacza (rys. 1). Uzyskuje się w ten sposób podparcie głównego elementu nośnego (okładziny) na całej powierzchni, a przez to i znaczne podwyższenie jego wytrzymałości. Wypełniaczem może być balza, pianka na bazie żywic organicznych względnie specjalne struktury o budowie plastra miodowego (honeycomb).

Tego rodzaju płyty — jako materiał konstrukcyjny — odznaczają się wieloma bardzo cennymi zaletami. Przede wszystkim uderzająca jest ich duża wytrzymałość na ściskanie i gięcie, przy jednoczesnym małym ciężarze właściwym (rys. 2) w stosunku do przenieszonego obciążenia. Konstrukcje przekładkowe zapewniają również dużą sztywność, co jest bardzo ważne zwłaszcza dla samolotów szybkich, gdzie poważne problemy nastroją zagadnienia



Rys. 3. Płyta przekładkowa przebita pociskiem kalibru 20 mm

Materiał wypełniacza	Materiał okładziny
papier	sklejka
tkanina szklana przesycona żywicą organiczną	tkanina szklana przesycona żywicą organiczną
tkanina szklana przesycona żywicą organiczną	stop aluminium
tkanina szklana przesycona żywicą organiczną	stal nierdzewna
aluminium	stop aluminium
papier	stop aluminium

Rys. 4. Zestawienie niektórych materiałów konstrukcyjnych stosowanych na płyty przekładkowe

Główne elementy konstrukcji przekładkowych

Niniejszy artykuł ogranicza się w zasadzie do zagadnień związanych z konstrukcjami przekładkowymi o wypełniaczu typu plastra miodowego.

Typowy przykład płyty tego rodzaju pokazany jest na rys. 1. Wyraźnie widoczny jest wypełniacz z felii aluminiowej, arkusze pokrycia i jasne warstwy spoiwa.

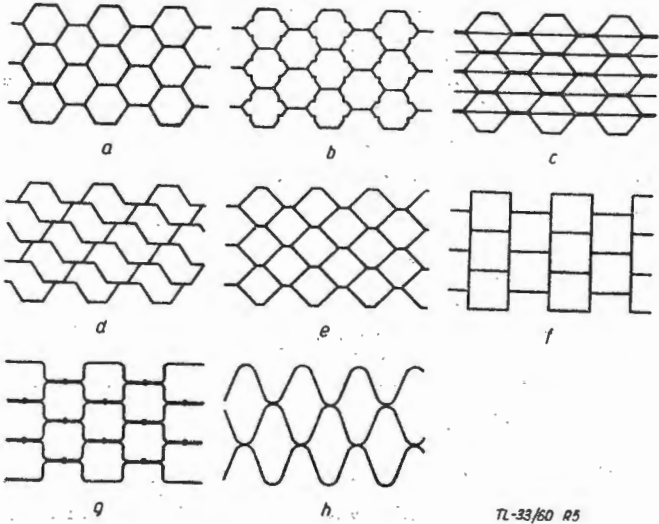
Na okładziny i wypełniacze stosuje się najróżniejsze materiały — od papieru przez folię aluminiową, do arkuszy blachy stalowej.

Tabela na rys. 4 daje zestawienie niektórych kombinacji. Komórki z papieru odznaczają się dobrą odpornością na ściskanie, mają jednak nieznaczną wytrzymałość na ściskanie. Tego rodzaju wypełniacze mogą więc być stosowane w konstrukcjach zespołów pracujących na ścinanie jedynie

przy współpracy elementów usztywniających w rodzaju żeber lub podłużnic.

Bardzo wysoką wytrzymałość mają komórki z plastików wzmocnianych włóknem szklanym. Cena ich przewyższa jednak 3—4-krotnie cenę analogicznej struktury ze stopów aluminium. W związku z tym wypełniacze te stosuje się tylko w przypadku elementów konstrukcji o wymaganych własnościach dielektrycznych.

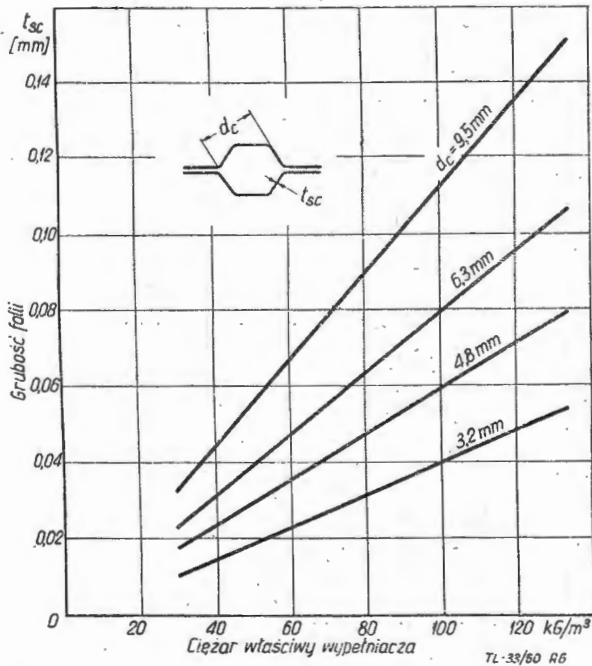
Wypełniacze z folii aluminiowej odznaczają się bardzo wysoką wytrzymałością na ściskanie, a także dobrze pracują na ścinanie. Cena ich jest stosunkowo niska, tak że mogą być z powodzeniem stosowane nie tylko w przemyśle lotniczym, ale i w innych gałęziach techniki.



Rys. 5. Stosowane kształty komórek wypełniacza

Wypełniacze komórkowe ze stali nierdzewnej charakteryzują się najlepszymi wskaźnikami wytrzymałościowymi, są jednak wielokrotnie droższe od wypełniaczy z folii aluminiowej. Dlatego stosuje się je jedynie w elementach specjalnych, narażonych na wysokie temperatury.

Z punktu widzenia uształtowania komórek wypełniacza dzieli się na dwa rodzaje. Wypełniacze o komórkach kwadratowych lub sześciokątnych zalicza się do prostok-

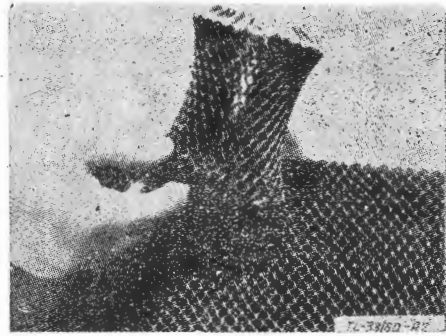


Rys. 6. Zmiana ciężaru wypełniacza ulowego ze stopu aluminium w zależności od grubości folii

mórkowych. Drugą grupę stanowią wypełniacze o komórkach posiadających ścianki półkoliste i sinusoidalne. Z przedstawionych na rys. 5 różnych rodzajów kształtowania wypełniaczy najczęściej stosowane są komórki o formie sześciokątnej. Na rys. 6 pokazana jest zmiana ciężaru właściwego takiego wypełniacza wykonanego ze stopu aluminiowego w zależności od grubości folii [Lit. 1]. Niekiedy

stosuje się wzmocnienie wypełniacza taśmami podłużnymi (rys. 5c), co znacznie podwyższa sztywność giętą płyty.

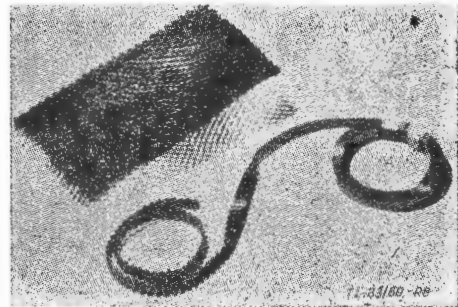
Często spotykane zakrzywione płyty przekładkowe wymagają od wypełniacza stosunkowo dużej elastyczności. Wypełniacze wzmocnione taśmami pozwalają wyginać się



Rys. 7. Wada „siodła”

tylko w płaszczyźnie prostopadłej do taśm. Wypełniacze o komórkach kwadratowych tworzą podczas wyginania tak zwane „siodło” (rys. 7), co jest własnością bardzo niekorzystną. Bardziej podatne na wyginanie w kilku płaszczyznach są wypełniacze o komórkach ukształtowanych jak na rys. 5g, a także doskonałe w takich przypadkach wypełniacze o ściankach sinusoidalnych i drobnej fali (rys. 8), [Lit. 3].

Na rys. 9 pokazany jest jeszcze jeden typ bardzo ciekawego wypełniacza komórkowego. Wykonany jest on z jednego arkusza blachy. Dzięki specjalnemu uformowaniu komórek osiągnięto możliwość przepływu gazu lub cieczy chłodzącej między okładzinami konstrukcji, co w niektórych przypadkach ma pierwszorzędne znaczenie. Tabela na rys. 10 podaje ciężary płyt przekładkowych z wypełniaczem ulowym [Lit. 2].

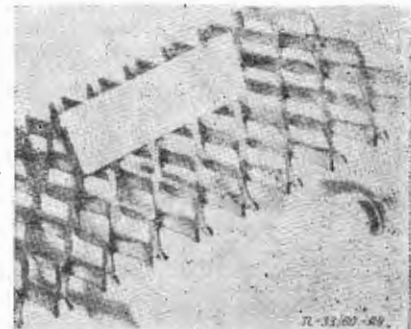


Rys. 8. Wypełniacze spajane z sinusoidalnymi taśmami o drobnej fali dobrze nadają się do wyginania w kilku płaszczyznach

Własności wytrzymałościowe konstrukcji przekładkowych

Ostatnie badania konstrukcji przekładkowych dostarczyły pewną ilość danych o ich wytrzymałości. W tabeli na rys. 11 podane są wyniki doświadczeń przeprowadzonych nad płytami przekładkowymi z wypełniaczami aluminiowymi, o komórkach sześciokątnych. Przez zmianę grubości folii aluminiowej uzyskiwano różną wytrzymałość konstrukcji. Wytrzymałość takich wypełniaczy zmienia się proporcjonalnie do ciężaru właściwego (rys. 12 i 13), przy czym wytrzymałość na ścinanie jest większa w kierunku zgodnym z paskami folii, niż w kierunku poprzecznym [Lit. 4].

Na rys. 14, 15 i 16 podane są wyniki zbiorcze niektórych doświadczeń przeprowadzonych nad płytami przekładkowymi [Lit. 5]. Ciekawych wyników dostarczyły badania



Rys. 9. Wypełniacz wykonany z jednego arkusza blachy

Szerokość komórek mm	Grubość folii mm	Głębokość komórek mm	Ciężar płyty (kg/m ²) przy grubości okładzin mm							
			0,3		1,6		0,3		1,6	
			stop aluminium		stal nierdzewna		stop tytanu			
6,4	0,025	12,7	2,75	10,07	7,52	27,90	4,44	16,07		
6,4	0,025	25,4	3,13	10,44	8,67	29,07	5,11	16,74		
6,4	0,025	50,8	3,89	11,22	10,99	31,38	6,45	18,08		
6,4	0,050	12,7	3,13	10,60	28,66	29,16	5,11	16,74		
6,4	0,050	25,4	3,90	11,22	10,98	31,46	6,45	18,08		
6,4	0,050	50,8	5,40	12,73	15,62	36,11	9,14	20,77		
6,4	0,076	12,7	3,50	10,83	9,81	30,31	5,78	17,41		
6,4	0,076	25,4	4,64	11,97	13,30	33,79	7,80	19,43		
6,4	0,076	50,8	6,90	14,24	20,25	40,75	11,82	22,96		
9,5	0,025	12,7	2,62	29,95	7,12	27,52	4,21	15,84		
9,5	0,025	25,4	2,88	10,20	7,90	28,30	4,66	16,29		
9,5	0,025	50,8	3,38	10,70	9,45	29,83	5,56	17,18		
9,5	0,050	12,7	2,88	10,20	7,89	28,38	4,66	16,29		
9,5	0,050	25,4	3,38	10,70	9,44	29,93	5,58	17,18		
9,5	0,050	50,8	4,38	11,76	12,52	33,02	7,35	18,98		
9,5	0,076	12,7	3,13	29,90	28,72	29,24	5,16	16,79		
9,5	0,076	25,4	3,94	11,24	11,18	31,64	6,55	18,18		
9,5	0,076	50,8	5,50	12,83	15,96	36,46	9,35	20,97		
12,7	0,025	12,7	2,56	29,88	26,94	27,32	4,10	15,73		
12,7	0,025	25,4	2,75	10,08	7,51	27,90	4,44	16,07		
12,7	0,025	50,8	3,13	10,45	8,67	29,06	5,11	16,74		
12,7	0,050	12,7	2,74	10,08	7,50	27,99	4,44	16,07		
12,7	0,050	25,4	3,13	10,45	8,66	29,16	5,11	16,74		
12,7	0,050	50,8	3,88	11,21	10,98	31,47	6,46	18,08		
12,7	0,076	12,7	2,93	10,26	28,07	28,56	4,77	16,40		
12,7	0,076	25,4	3,50	10,39	9,80	30,29	5,77	17,39		
12,7	0,076	50,8	4,64	11,97	13,26	33,75	7,78	19,40		

Rys. 10. Ciężary niektórych płyt przekładkowych z wypełniaczem ulowym

wytrzymałości klejów Redux 775 i FM-47. Ścinanie próbek znormalizowanych wykazało w temperaturze pokojowej $\tau_c = 300 \text{ kg/cm}^2$. Jednak w przypadku ścinania okładzin płyty przekładkowej z wypełniaczem ulowego, gdy powierzchnia krawędzi komórek wypełniacza jest czterokrotnie mniejsza od powierzchni ścinanego kleju, to τ_c w odniesieniu do powierzchni krawędzi komórek wzrasta prawie trzykrotnie do 880 kg/cm^2 [Lit. 7].

Duży wpływ na wytrzymałość konstrukcji przekładkowych mają wymiary komórek. Ze zmniejszaniem komórek wytrzymałość i sztywność wzrastają, ponieważ zwiększa się powierzchnia styku pokrycia z wypełniaczem (rys. 17), [Lit. 8]. Tabela na rys. 18 podaje dane ciężarowe i wytrzymałościowe niektórych rodzajów płyt przekładkowych, produkowanych przez amerykańską firmę Aeroweb [Lit. 9].

Bogata teoria wytrzymałości płyt przekładkowych wykracza poza zakres niniejszego artykułu. W źródłach dostępnych w Polsce materiały na ten temat znaleźć można między innymi w zbiorze prac pt.: „Woprosy rascziota elementow awiacjonnych konstrukcji”¹⁾ i w artykule Kesleya i Clarca: „The Shear Modulus of Foil Honeycomb Cores”²⁾.

Wytwarzanie płyt przekładkowych

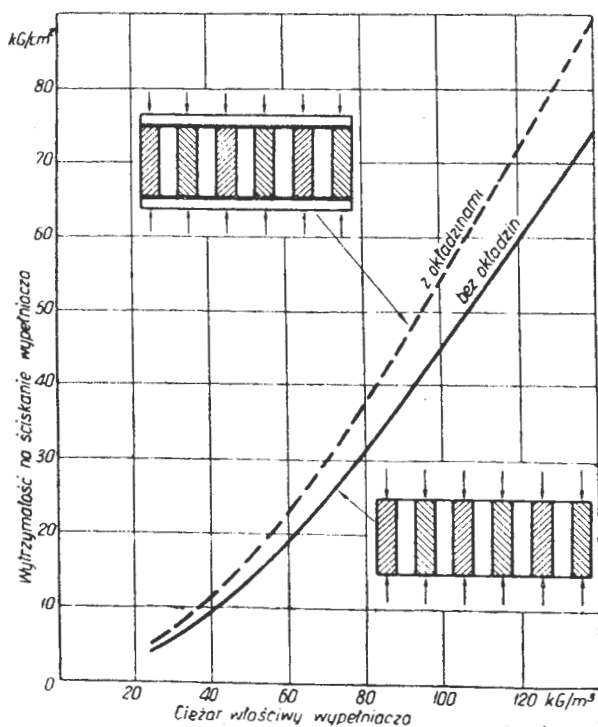
Typowy schemat wytwarzania wypełniacza ulowego przez klejenie folii stopu lekkiego przedstawiony jest na rys. 19. Taśma folii o szerokości 40 cm podawana jest przez urządzenie rolkowe, które z dwu jej stron nakłada naprzemiennie paski kleju. Taśma ulega częściowemu osuszeniu, na-

¹⁾ Gosudarstwennoje Izdatielstwo Oboronnoj Promyslennosti — Moskwa, 1959.

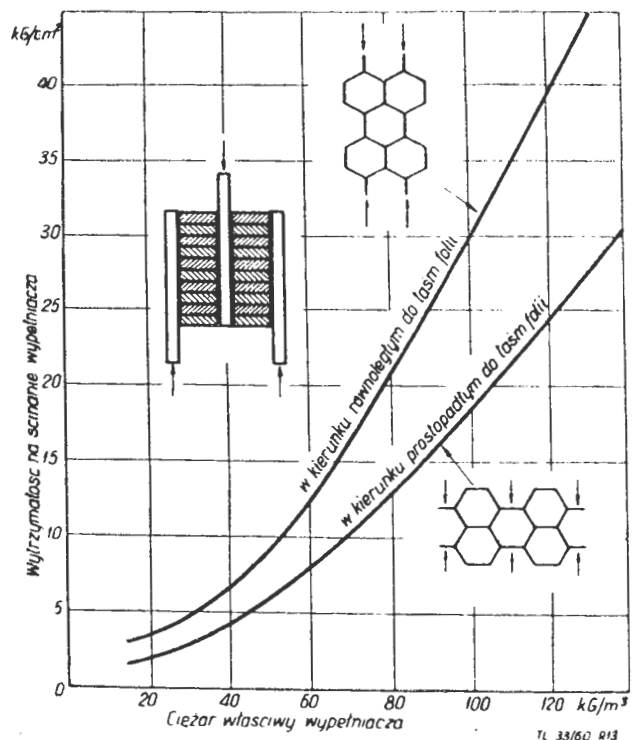
²⁾ „Aircraft Engineering”, October, 1958, str. 294.

Wielkość komórek, mm	3,175	3,175	3,175	3,175	4,76	4,76	4,76	4,76	6,35	6,35	6,35	6,35	6,35	9,525	9,525	9,525	9,525
Grubość folii, mm	0,023	0,033	0,048	0,058	0,033	0,048	0,058	0,086	0,033	0,048	0,058	0,086	0,112	0,058	0,086	0,112	0,140
Ciężar właściwy, kg/m ²	50,0	72,0	98,0	130,0	50,0	70,0	91,0	130,0	37,0	55,0	69,0	96,0	127,0	48,0	67,0	87,0	104,0
Wytrzymałość na ściskanie kg/cm ²																	
a) wypełniacz bez okładzin	14,8	28,1	45,0	68,2	14,8	27,1	40,6	68,2	8,1	17,6	26,0	43,9	65,4	13,8	25,0	37,4	49,4
b) wypełniacz z okładzinami o grubości 0,1 średnicy komórek	16,7	33,1	53,4	84,5	16,7	31,7	47,8	84,5	9,5	20,1	30,5	52,5	81,0	15,7	29,4	44,5	59,6
Wytrzymałość na ścinanie kg/cm ²																	
a) w kierunku prostopadłym do taśm folii	5,98	11,4	19,1	30,2	5,98	10,9	17,0	30,2	3,73	6,96	10,5	18,6	29,0	5,63	10,1	15,5	21,2
b) w kierunku równoległym do taśm folii	10,6	19,1	31,5	50,1	10,6	18,4	28,5	50,1	6,96	12,2	18,1	31,0	48,6	10,1	17,1	26,0	35,4

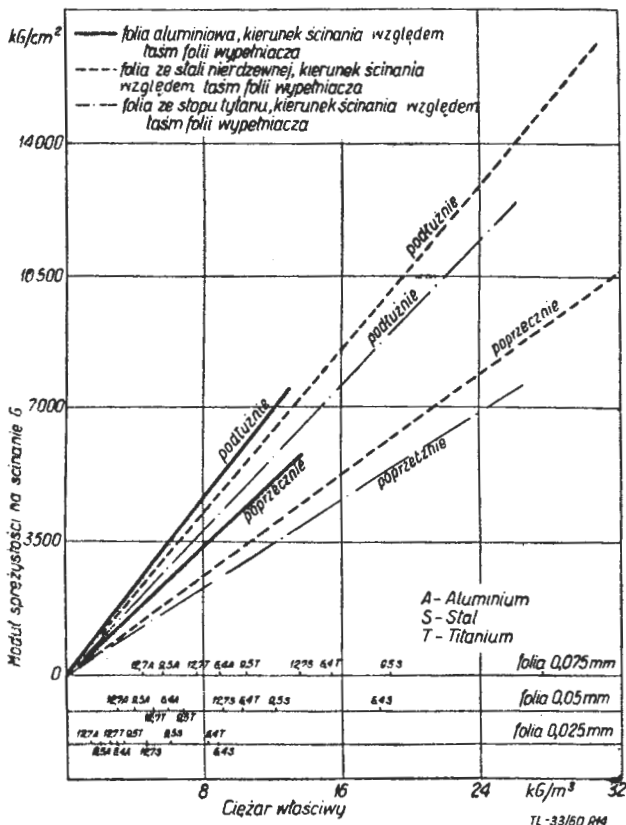
Rys. 11. Wytrzymałość wypełniaczy ulowych w zależności od grubości ścianek komórek



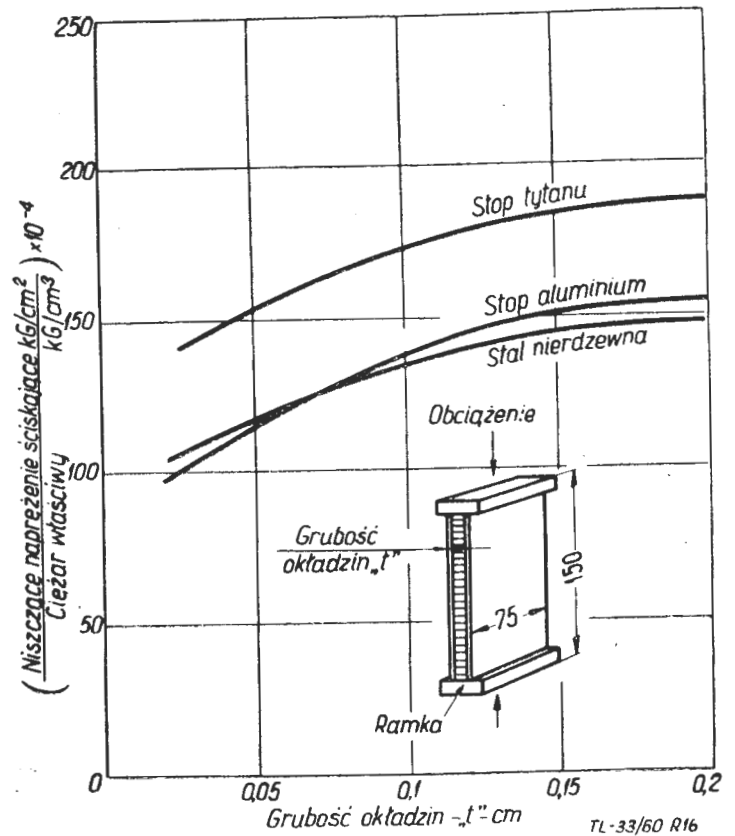
Rys. 12. Wytrzymałość na ściskanie w zależności od ciężaru właściwego wypełniacza komórkowego stopu aluminium



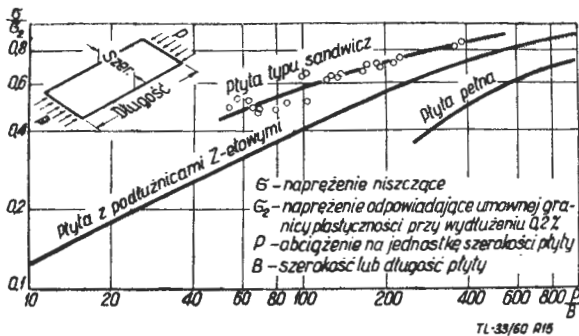
Rys. 13. Wytrzymałość na ścinanie w zależności od ciężaru właściwego wypełniacza komórkowego wykonanego ze stopu aluminium



Rys. 14. Moduł sprężystości na ścinanie w zależności od ciężaru właściwego płyt przekładkowych z wypełniaczem typu ulowego (wysokość wypełniacza — 25 mm). Na osi poziomej podano ponadto średnicę komórek

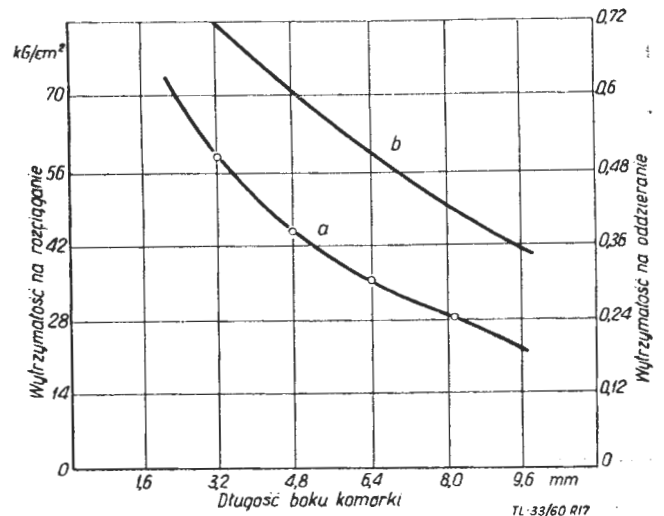


Rys. 16. Ściskanie próbek przekładkowych. Średnica komórek ułożonych — 12,7 mm



Rys. 15. Sprawność względna ściskanych konstrukcji pokryciowych

stępnie sklejana jest z drugą, podobną taśmą, po czym obie już cięte są na arkusze o długości 30 cm. Arkusze zostają składane i sklejane w wielowarstwowe płyty, które po wysuszeniu pod prasą tnie się na bloki o dowolnej szerokości. Rozciągnięcie tak przygotowanego bloku w kierunku prostopadłym do warstw folii daje w wyniku płytę wypełniacza o komórkach sześciokątnych [Lit. 5].



Rys. 17. Wytrzymałość płyt przekładkowych na rozciąganie i oddzielenie okładzin w zależności od wymiarów komórek wypełniacza; a — wytrzymałość na rozciąganie; b — wytrzymałość na oddzielenie

Płyta sandwichowa, nr	181	182	141	142	143	144	382	383
Wielkość komórek, mm	3,2	3,2	6,4	6,4	6,4	6,4	9,5	9,5
Grubość folii, mm	0,025	0,050	0,025	0,050	0,075	0,100	0,050	0,075
CieŜar właściwy wypełniacza kg/m ³	68,8	126,2	35,2	64,0	91,2	121,6	41,6	60,8
Wytrzymałość na ściskanie bez okładzin kg/cm ²	21,6	64,2	8,4	18,5	30,2	49,5	10,2	16,9
z okładzinami kg/cm ²	29,6	72,4	10,9	24,0	44,8	54,8	13,3	28,3
Wytrzymałość na ścinanie w kierunku poprzecznym do taśm folii kg/cm ²	9,2	24,7	3,6	9,9	16,9	22,8	5,8	9,1
w kierunku podłużnym kg/cm ²	15,1	38,8	6,2	16,2	27,5	41,5	8,3	15,9
Moduł sprężystości przy ścinaniu w kierunku poprzecznym do taśm folii kg/cm ²	1,720	2,280	690	1,500	2120	2640	1080	1530
w kierunku podłużnym kg/cm ²	2560	3420	1030	2240	3180	3950	1620	2280

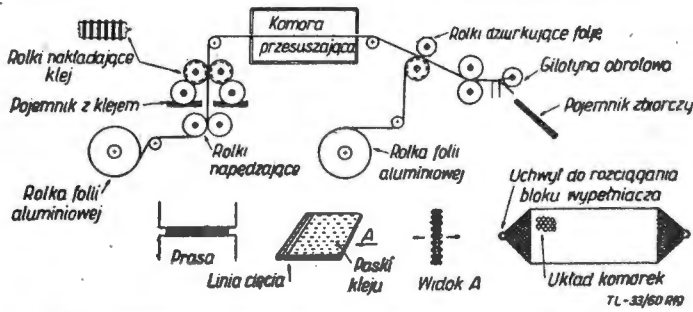
Rys. 18. Dane ciężarowe i wytrzymałościowe płyt przekładkowych z wypełniaczami ulowymi, amerykańskiej firmy Aeroweb, produkowanych z blach ze stopów aluminium

W podobny sposób wykonywać można wypełniacze z papieru lub płótna, z tym że w ostatniej fazie produkcji nasyca się je żywicami organicznymi.

Inna szeroko stosowana metoda polega na początkowym kształtowaniu poszczególnych taśm o szerokości gotowego wypełniacza, a następnie łączeniu ich ze sobą. Firma AWK (Anglia) przygotowuje taśmy za pomocą profilowanych rolek z mas plastycznych (rys. 20). Urządzenie posiada również specjalny mechanizm dla cięcia taśm na odcinki o określonej długości. Przed sklejeniem (rys. 21) taśmy czyści się i odtłuszcza acetonem lub benzyną [Lit. 8].

Obok klejenia (rys. 22) stosuje się jeszcze inne techniki łączenia taśm. Spośród nich najpopularniejsze są: elektryczne zgrzewanie punktowe, lutowanie, zszywanie drutem i nitowanie nitami oczkowymi.

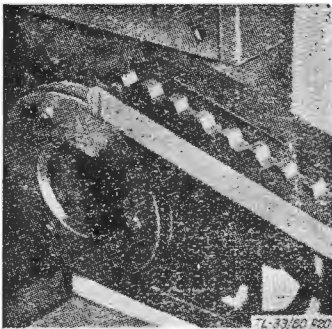
Inna droga — to odpowiednie nacinanie i jednoczesne wyginanie całego arkusza folii (rys. 9). Ta bardzo szybka



Rys. 19. Schemat wytwarzania klejonych wypełniaczy ulowych z folii ze stopu aluminium

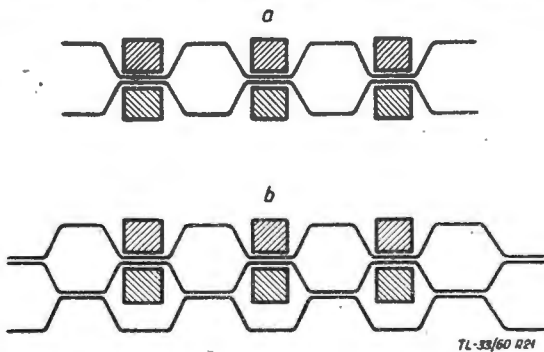
metoda wymaga jednak skomplikowanego oprzyrządowania i w związku z tym jest opłacalna jedynie przy większej produkcji tego typu wypełniaczy.

Jedną z ciekawszych technik jest tkanie na specjalnych krosnach siatki wypełniacza z włókna szklanego. Siatka po zdjęciu z krosna jest prostowana, a następnie przesyca żywicą polistyrenową (rys. 23), [Lit. 10].



Rys. 20. Profilowanie taśmy

W przypadkach, gdy wymagana jest większa tolerancja wymiarowa, wypełniacze obrabia się specjalnym nożem, wykonywanym z zużytych zaworów silnikowych, których brzożki utwardza się i zaostrza (system valve cutter rys. 25



Rys. 21. Sklejenie taśm; a — pierwszy cykl, b — drugi cykl

i 26). Nóż mocowany jest na wirującym wale, którego obroty wahają się w granicach 15 000—20 000 na minutę.

Często komórki płyty wypełnia się parafiną i obrabia frezem lub ręcznym heblem (rys. 27), po czym parafinę wytapia się i ścianki oczyszcza. Niektóre zakłady lotnicze sto-

Typ kleju	Temperatura badania °C	Wytrzymałość na ścinanie kG/cm ²
Metalbond MN35	22	200
	82	113
Ipon VI	22	267
	82	88
Ipon VIII	22	224
	82	217
RA-101	22	303
	82	175
Redux	22	350
Araldit	22	300

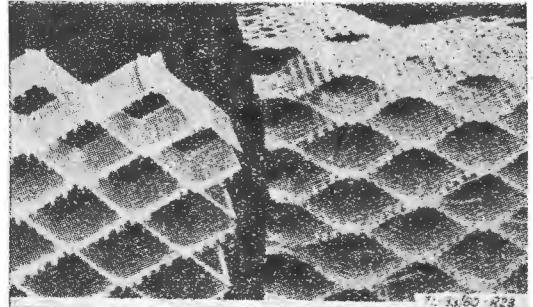
Rys. 22. Kleje stosowane przy produkcji płyt przekładkowych

sują w miejsce parafiny zamrażanie wody (wówczas obróbka odbywa się w temperaturach podzerowych), gips lub żywice pochodzenia organicznego [Lit. 9 i 11].

Najważniejszym bez wątpienia zabiegiem w procesie wytwarzania płyt przekładkowych jest łączenie wypełniacza z okładzinami. Połączenie to w czasie pracy konstrukcji nośnej narażone jest na znaczne obciążenie i ono właśnie wymaga się połączenia najwyższej jakości. Opracowano kilka metod łączenia wypełniacza z okładzinami, z których najbardziej popularne są: zgrzewanie elektryczne, lutowanie i klejenie.

Metoda zgrzewania elektrycznego polega na łączeniu wypełniacza z okładzinami w stanie nadtopionym. Napotyka to na zasadnicze trudności w postaci doboru wielkości prądu, czasu trwania procesu zgrzewania i zachowania równomiernego rozkładu nacisków podczas zgrzewania, co pociąga za sobą konieczność bardzo dokładnego dopasowania wypełniacza do okładzin. Metoda ta zapewnia wystarczające połączenie przeciętnie zaledwie na około 25% całej powierzchni konstrukcji. Pozostała część powierzchni jest połączona niewłaściwie lub w ogóle nie połączona.

Z większym powodzeniem stosuje się obecnie metodę lutowania. Problemem podstawowym jest opracowanie odpowiednich stopów lutowniczych. Muszą one być zbliżone pod



Rys. 23. Wypełniacz z włókna szklanego tkany na specjalnych wrzecionach (po prawej) jest następnie rozciągany i przesyca żywicą organiczną (po lewej)

względem własności do materiałów okładzin i wypełniacza oraz pozwalać na prawidłowe lutowanie w dość szerokim zakresie temperatur, zależnie od zastosowania danego elementu. Metoda lutowania-zapewnia o wiele większą — bo sięgającą powyżej 90% — ciągiłość połączenia. W procesie tym nie daje się jednak uniknąć dużych nadmiarów stopu lutowniczego, co zwiększa ciężar całej konstrukcji [Lit. 11]. Największe perspektywy rozwoju posiada niewątpliwie metoda klejenia. Praktycznie biorąc — bez opracowania klejenia metali, rozwój ekonomicznych, mocnych i sztywnych konstrukcji przekładkowych, stosowanych na dużą skalę, byłby niemożliwy. Uzyskiwane tą techniką połączenia (kleje



Rys. 24. Blok wypełniacza sklejanego z arkuszy blachy falistej

Redux, Araldit) są prawie całkowicie ciągłe i zapewniają wytrzymałość złącza na ścinanie około 300 kG/cm².

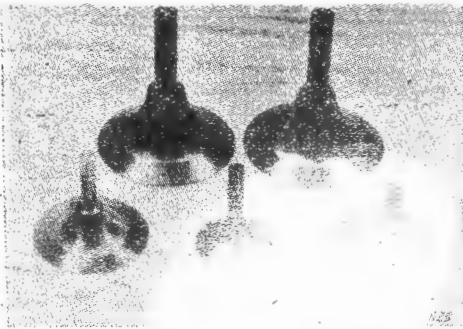
Opracowano dotychczas kilka procesów technologicznych klejenia. Kolejność postępowania może być na przykład następująca:

Oczyszczone z zanieczyszczeń mechanicznych i chemicznych powierzchnie okładzin łączy się w prasie próżniowej pod ciśnieniem około 10 kG/cm² z białą klej Redux 775. W celu odizolowania od kleju warstwy gumy wywierającej ciśnienie, oddziela się ją folią aluminiową, zrywaną po zakończeniu procesu łączenia. Przed złożeniem płyty przekładkowej pokrywa się następnie płynnym klejem Redux 120 zarówno krawędzie komórek wypełniacza, jak i uprzednio związane z Reduxem 775 powierzchnie okładzin. Wypełniacz i okładziny poddaje się następnie suszeniu w ciągu 30 min. w temp. 80 °C, po czym łączy się je przez następne 30 min. w temperaturze około 150 °C pod ciśnieniem 1 kG/cm². Ciśnienie to może być nieco inne, w każdym razie nie zaleca się stosowania wielkości zbyt dużych. Już bowiem przy 1 kG/cm² ciśnienia na brzegach struktury wypełniacza może dojść do 100 kG/cm², co nierzadko pociąga za sobą zniszczenie komórek wypełniacza.

Firma Avro opracowała technikę wytwarzania stalowych płyt przekładkowych z wypełniaczem z blachy falistej. Łączenie wypełniacza z okładzinami odbywa się drogą zgrzewania punktowego na specjalnej zgrzewarce (rys. 28). Wadą tego rodzaju struktur jest trudność w wykrywaniu koro-

ficzną albo bardzo ciekawą, opracowaną specjalnie do kontroli jakości płyt z wypełniaczami ulowymi, metodą rezonansu akustycznego. Polega ona na umieszczeniu płyty przekładkowej pokrytej warstwą piasku w komorze, w której znajduje się źródło zakłóceń dźwiękowych o zmiennej częstotliwości. Przy pewnych częstotliwościach następuje rezonans okładziny. Piasek grupuje się w miejscach o zerowej amplitudzie, układając się we wzór według ścianek komórek wypełniacza, a nieciągłości tego wzoru wskazują na miejsca niepołączone. W przypadku, gdy materiałem wypełniacza i okładzin jest folia aluminiowa lub stalowa, konieczne jest zastosowanie wzbudnika mechanicznego (np. specjalnego koła zębatego), przekaźnika drgań i odbiornika, którym mogą być słuchawki typu radiowego lub oscylograf katodowy [Lit. 12].

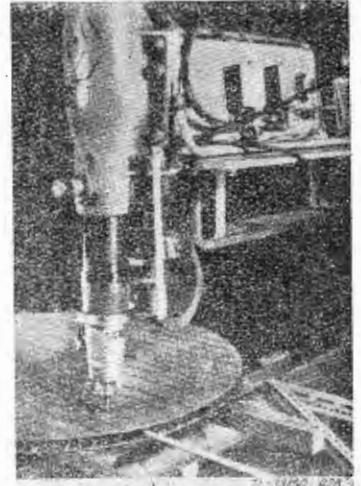
Rozpatrując możliwość zastosowania płyt przekładkowych należy między innymi poddać analizie ich zachowanie się w miarę wzrostu wysokości lotu i spadku ciśnienia zewnętrznego. W takim przypadku istnieje bowiem ryzyko rozerwania okładzin płyty, co niekiedy może być jednoznaczne ze zniszczeniem samolotu. Przy konstruowaniu zespołów narażonych na tego rodzaju obciążenia konieczne jest przeprowadzenie odpowiednich prób wytrzymałościowych.



Rys. 25. Noże do obróbki wypełniaczy. Wykonane są one ze zużytych zaworów siłników spalinowych



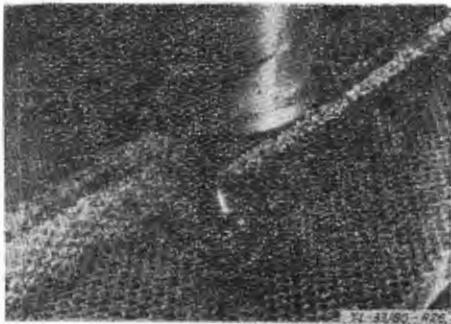
Rys. 27. Po wypełnieniu wypełniacza parafiną można kształtować go ręcznym heblem lub na frezarce



Rys. 28. Zgrzewarka punktowa przystosowana do produkcji płyt przekładkowych z wypełniaczem z blachy falistej w firmie Avro (Anglia)

zji na wewnętrznych powierzchniach blach. Konstrukcje przekładkowe klejone mają w tym przypadku tę przewagę, że podstawowy składnik stosowanych klejów — żywice organiczne, doskonale chronią je przed korozją.

Dodać należy, że duża sztywność konstrukcji przekładkowych, ze względu na trudności w poprawianiu gotowych części, wymaga odpowiednio dużej dokładności i sztywności przyrządów produkcyjnych. Z tego samego powodu ochładzanie elementów przekładkowych po sklejeniu powinno być przeprowadzone w sposób jak najbardziej równomierny w celu uniknięcia ich odkształceń od wymaganej geometrii.



Rys. 26. W czasie pracy nóż obraca się z prędkością 15 000—20 000 obr./min

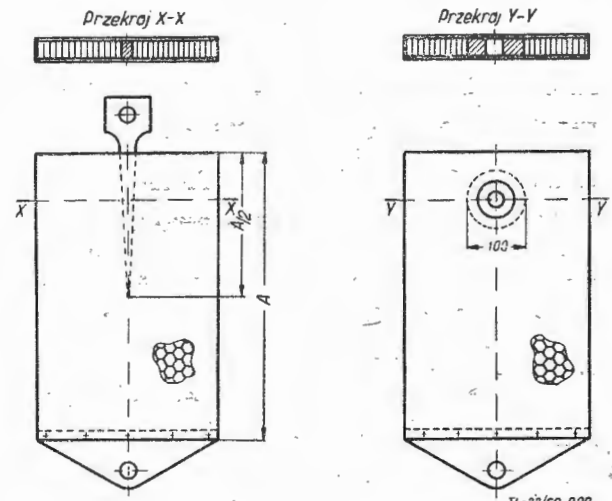
Kontrola jakości płyt przekładkowych

Kontrola płyt przekładkowych polegać może na stwierdzeniu wytrzymałości lub jakości wykonania elementu. Próby wytrzymałościowe płyt przekładkowych, oparte na zasadach zbliżonych do stosowanych podczas badań konstrukcji konwencjonalnych, połączone są zazwyczaj z ich zniszczeniem. Stwierdzenie jakości wykonania sprowadza się do kontroli wymiarowej oraz sprawdzenia jakości połączenia. Tę ostatnią przeprowadza się drogą rentgenogra-

Osobliwości i elementy konstrukcji przekładkowych

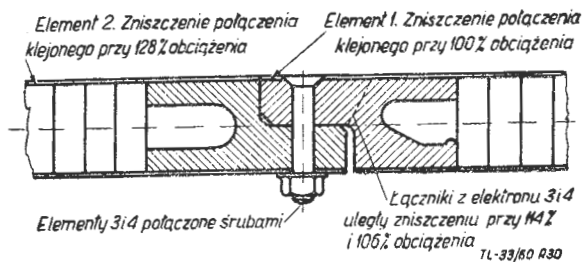
Dzięki dobremu — z punktu widzenia wytrzymałości — rozłożeniu mas, płyty przekładkowe doskonale przenoszą obciążenia typu ciągłego. Z drugiej jednak strony konstruktor lotniczy bardzo często stoi wobec przypadków, kiedy siły są przyłożone punktowo. Wynikła więc konieczność opracowania węzłów i połączeń rozprowadzających siły skupicne.

Rys. 29 przedstawia dwie próbki przygotowane do badań na maszynach wytrzymałościowych, z wklejonymi w płytę przekładkową elementami, wprowadzającymi siłę w pokrycie.



Rys. 29. Próbki z wklejonymi w płytę przekładkową elementami wprowadzającymi siłę skupioną w pokrycie

Wiele prób przeprowadzono nad elementami łączącymi poszczególne płyty przekładkowe. Rys. 30 przedstawia typową próbkę łączenia płyt na skrzydle wzdłuż rozpiętości. Wklejane w pokrycie ramki wytłaczane są ze stopu magnezu. Wielokrotne niszczenie próbek wykazało (patrz rys. 30),

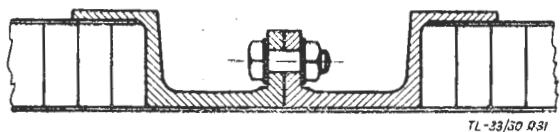


Rys. 30. Łączenie płyt pokryciowych skrzydła wzdłuż rozpiętości

że w badanym przypadku połączenia klejone mają w przybliżeniu tę samą wytrzymałość, co pracujące przekroje wytłoczki stopowej.

Na rys. 31 pokazane jest połączenie płyt przekładkowych, stanowiących strukturę nośną kadłuba. Celem takiego rozwiązania było uniknięcie zewnętrznych łbów śrub lub nitów oraz wiercenia promieniowego. I w tym przypadku próby niszczące wykazały dobrą współpracę elementów klejonych z odkuwanymi.

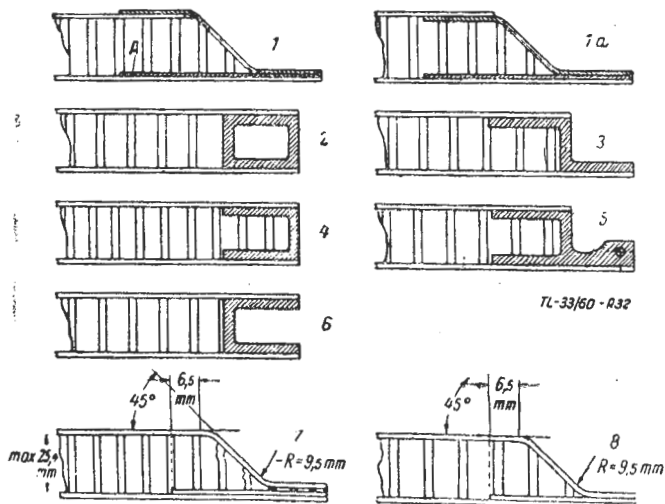
Rys. 32 przedstawia szereg możliwości ukształtowania brzegowych zakończeń płyt. Rozwiązania 1—6 zalecane są dla konstrukcji odpowiedzialnych, pracujących w trudnych warunkach. Układ 7 z wypełniaczem zgniecionym i 8 z wypełniaczem zfrezowanym na klin z powrotem mogą być stosowane w przypadku płyt przekładkowych, obciążonych w sposób ciągły siłami niezbyt dużymi, prostopadle do płaszczyzny okładzin. Na rys. 33 pokazane są łatwe w realizacji rozwiązania wprowadzenia sił skupionych i połączeń. Przykłady 1 i 2, to śruby w tulejce dystansowej uchwyconej w żywicy. Aby uniknąć zbyt dużego nacisku łba lub



Rys. 31. Łączenie płyt przekładkowych, stanowiących konstrukcję nośną kadłuba

nakrętki na okładzinę, stosuje się tu tulejkę z kołnierzykiem (1) lub podkładką (2). Okucie 3 — podobnie jak dwa poprzednie — może być wykonane w czasie wytwarzania płyty lub po jej wykonaniu. Połączenie dwunakładkowe (4) można stosować w miejscach, gdzie nie wymaga się gładkiej powierzchni zewnętrznej. Połączenie to, pracujące dobrze zarówno na ściskanie jak i na rozciąganie, realizować można również za pomocą nitów. Wstawione klocki zapobiegają zniszczeniu wypełniacza.

Przykład 5 pokazuje łączenie płyty przekładkowej z kształtownikami, które stanowią mogą pas podłużnicy, wręgi lub żebra. Rozwiązanie 6 pomyślane jest dla kon-



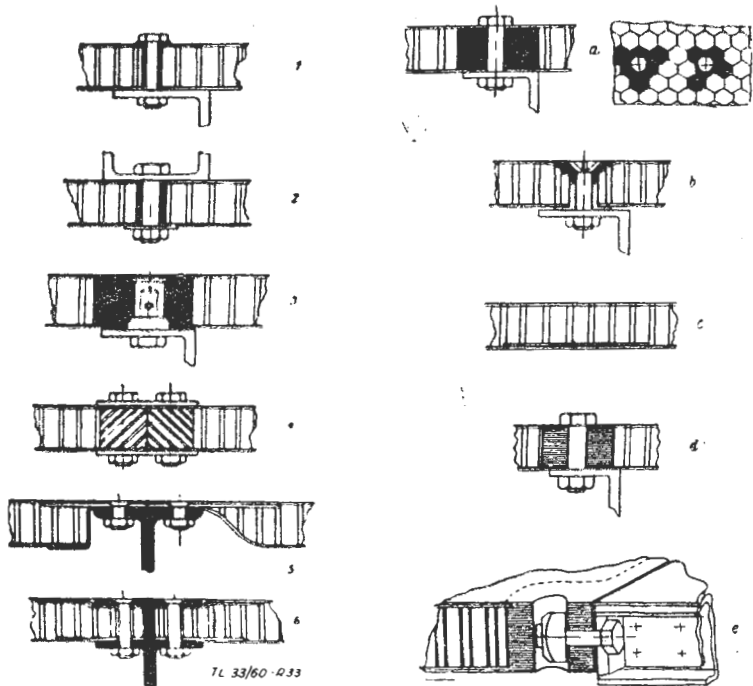
Rys. 32. Zakończenia brzegowe płyt

strukcji bardzo odpowiedzialnej. Siły są tu przenoszone lepiej niż w przypadku 5 przy wypełniaczu zgniecionym.

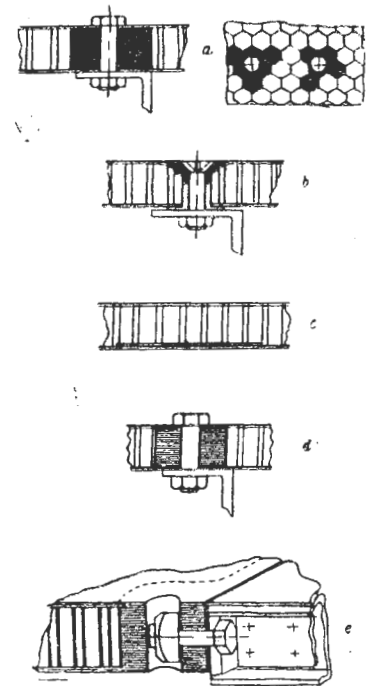
Na rys. 34 pokazane są pewne specjalne rodzaje wstawek dystansujących i połączeń, szczególnie dla płyt przekładkowych z wypełniaczem z włókna szklanego.

Tworzywo usztywniające komórki wypełniacza wokół śruby (a, b) zalewać można zarówno w czasie wytwarzania płyty lub przy okazji wprowadzania zmiany konstrukcyjnej względnie remontowej. Przy późniejszym wykonaniu takich połączeń należy najpierw wywiercić otwór w pokryciu, następnie zalać go sztucznym tworzywem, po czym po ostudzeniu i zahartowaniu się tworzywa ponownie wykonać otwór na wymagany wymiar.

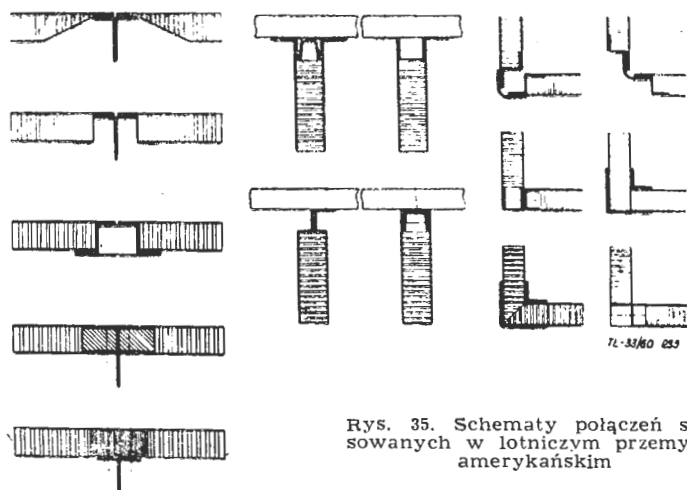
W miejscach pracujących na ściskanie, gdzie z drugiej strony wymagana jest gładkość powierzchni zewnętrznej,



Rys. 33. Przykłady wprowadzenia sił skupionych i połączeń płyt przekładkowych



Rys. 34. Pewne specjalne rodzaje wstawek dystansujących i połączeń zalecanych dla płyt przekładkowych z wypełniaczem z włókna szklanego



Rys. 35. Schematy połączeń stosowanych w lotniczym przemyśle amerykańskim

stosuje się podkładki zwiększające grubość okładziny od strony wypełniacza (d).

Przykład e przedstawia połączenia z krytym łbem śruby [Lit. 2].

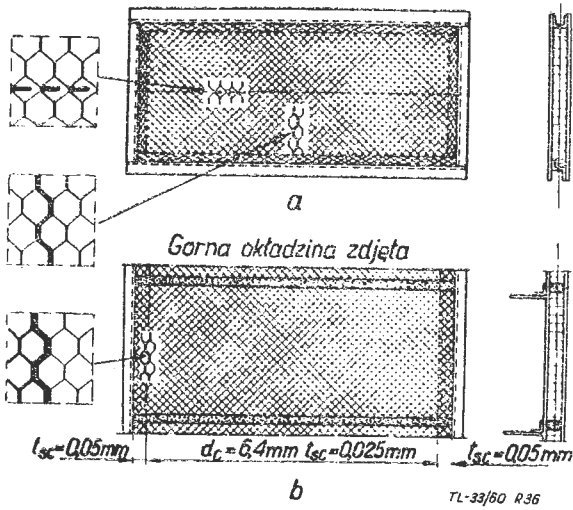
Na rys. 35 pokazano schematy połączeń stosowanych w przemyśle amerykańskim [Lit. 9]. Jedną z firm opublikowała szereg danych z badań przeprowadzonych nad racjonalnym skonstruowaniem płyt na pokrycia skrzydeł i podłogi (rys. 36).

Na płycie a pokazano jak w przypadku sklejanego wypełniacza z kilku mniejszych części wprowadzić można dodatkowe wzmacniające paski podłużne lub poprzeczne. Wzrost wytrzymałości płyty na brzegach osiąga się bądź to przez

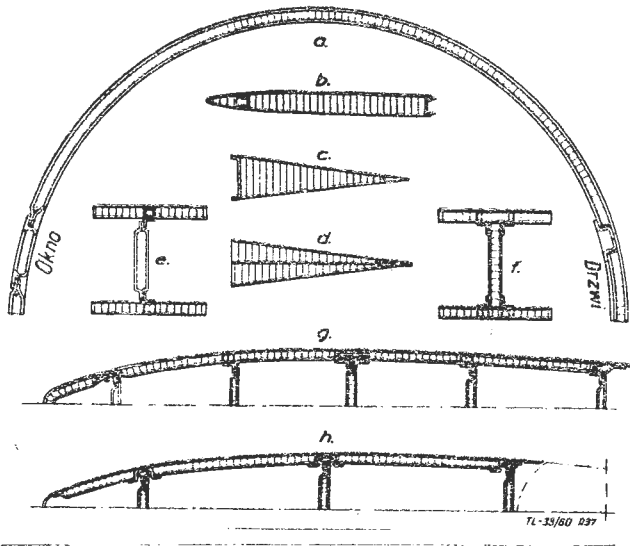
dotatkowe rozciągnięcie, „zagęszczanie” wypełniacza (a), bądź przez zachowanie kształtu komórek, lecz zwiększenie grubości folii wypełniacza (b).

Lokalne poprawienie wytrzymałości uzyskać można także przez wprowadzenie dodatkowych elementów łączących okładziny (a).

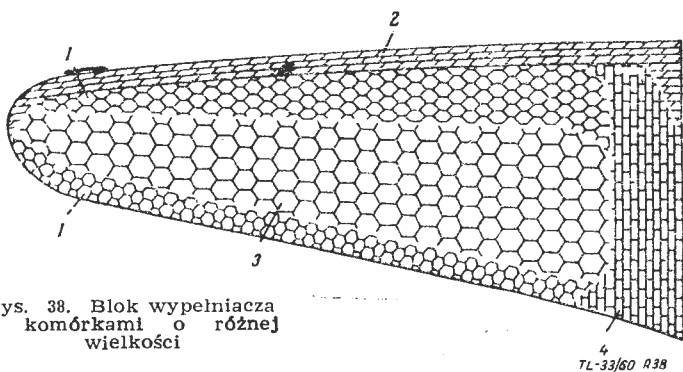
Szereg rozwiązań konstrukcyjnych z zastosowaniem płyt przekładkowych dla projektowanych samolotów pokazano na rys. 37 [Lit. 7].



Rys. 36. Sposoby podwyższenia lokalnej wytrzymałości płyt skrzydłowych i podłogowych; t_{sc} = grubość folii, d_c = średnica komórek



Rys. 37. Niektóre rozwiązania konstrukcyjne z zastosowaniem płyt przekładkowych: a — przekrój kadłuba; b — skrzydło pocisku sterowanego; c i d — powierzchnie sterujące; e i f — mocowanie żeber i podłużnic do płyt pokrywowych skrzydła; g — skrzydło myśliwca; h — statecznik pionowy dużego samolotu



Rys. 38. Blok wypełniacza z komórkami o różnej wielkości

Dotychczasowa praktyka wykazała, że najbardziej racjonalne są wypełniacze o komórkach średnicy około 10 mm i grubości folii 0,06—0,1 mm. Obiecująco przedstawia się jednak zastosowanie zespołów z wypełniaczem różnego kształtu i wielkości (rys. 38). Rozkład wytrzymałości w takim bloku odpowiada rozkładowi obciążeń zewnętrznych.

Zmianę kształtu komórek uzyskać można między innymi drogą dalszego rozciągania uprzednio przygotowanego wypełniacza ulowego [Lit. 1].

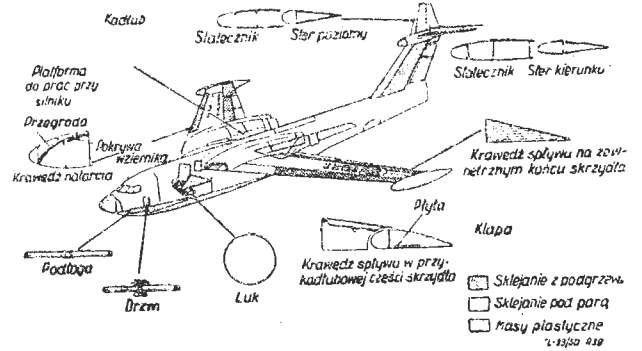
Przykłady zastosowania konstrukcji przekładkowych

Chociaż rozwój konstrukcji przekładkowych w ścisły sposób związany jest z rozwojem lotnictwa, pierwsze nieśmiądle próby stosowania płyt tego typu przedsięwzięto już w połowie wieku XIX. W roku 1845 zbudowano w Anglii most, którego głównymi elementami nośnymi były arkusze blachy stalowej, nitowane do przedzielającej je warstwy drewna. Konstrukcję mostu uznano wówczas za duży sukces projektantów.

Dalszy, niewielki krok w kierunku zastosowania konstrukcji przekładkowych zrobiono dopiero 75 lat później w roku 1920, kiedy prof. Hill użył w swoim samolocie „Pterodactyl” klejenia nośnego forniru do wypełniacza balzowego.

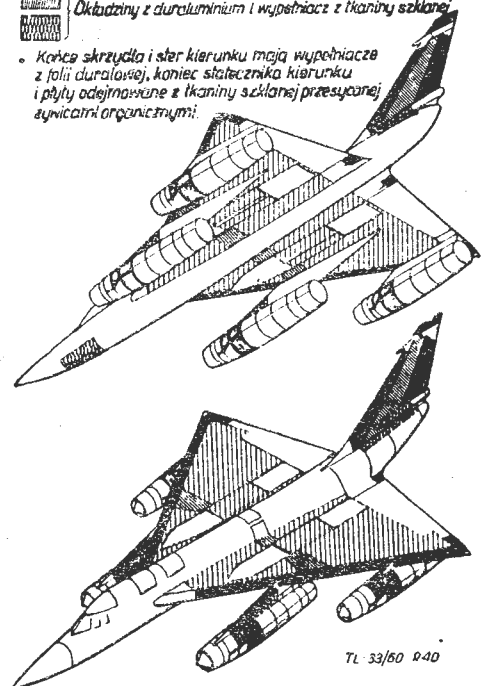
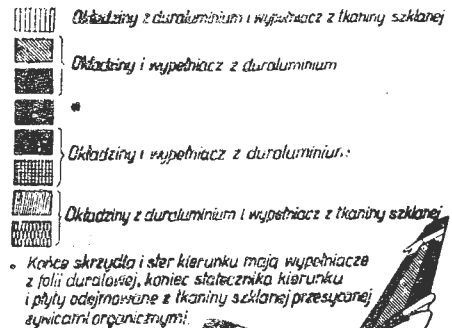
Po raz pierwszy płyty typu sklejka-balza zastosowano na skalę przemysłową podczas drugiej wojny światowej, przy produkcji seryjnej bombowca de Havilland „Mosquito”.

Dalszy postęp uzależniony był od wprowadzenia do pro-



Rys. 39. Zastosowanie konstrukcji przekładkowych w samolocie „Sea Master”

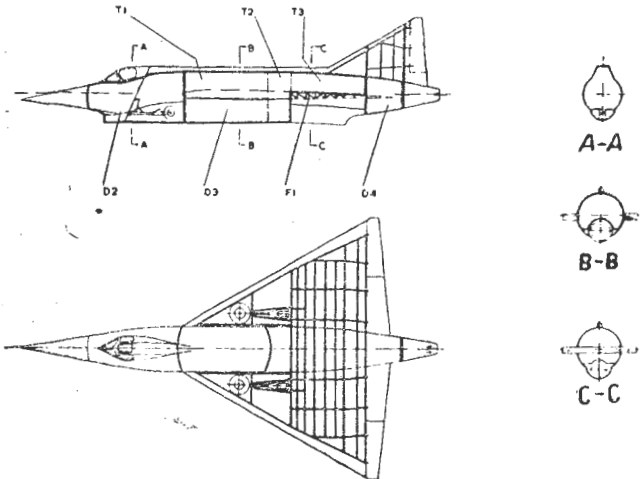
dukcji klejenia metalu. Wkrótce po opracowaniu technologii kleju „Redux” w r. 1944 i później w 1948 kleju Araldite rozpoczęto na dużą skalę wprowadzanie konstrukcji z szerokim uwzględnieniem płyt przekładkowych. Prym wiodły tu firmy amerykańskie: Glenn Martin, Douglas,



Rys. 40. Zastosowanie konstrukcji przekładkowych w samolocie B-58 „Hustler”

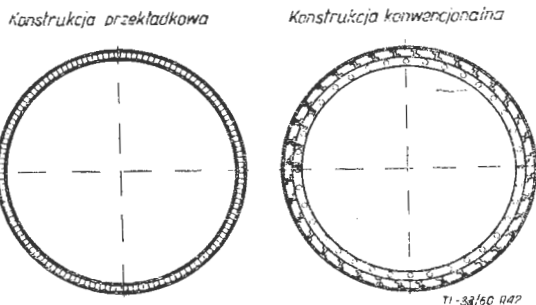
Convair i Boeing, a później angielskie — w samolotach Handley Page „Victor” i Avro „Vulcan”.

W USA zastosowano nową technologię, między innymi w odrzutowej łodzi latającej „Sea Master” (rys. 39), [Lit. 13], a przede wszystkim w seryjnej produkcji samolotu B-58 „Hustler” (rys. 40). W B-58 różne klejone płyty przekładkowe znajdują zastosowanie prawie na wszystkich powierzchniach skrzydła i usterzenia, a także w wysięgnikach i gondolach silnikowych. Na sterolotkach (nie zakreślona płaszczyzna tylnej części skrzydła na rys. 40) i w tylnej części gondol silnika zastosowano stalowe, lutowane płyty przekładkowe [Lit. 4].



Rys. 41. Schemat układu aerodynamicznego i wytrzymałościowego samolotu Avro 720. T1 — zbiornik ciekłego tlenu, T2 — przedni zbiornik paliwa, T3 — tylny zbiornik paliwa, D2 — kabina ciśnieniowa, D3 — część centralna, D4 — część tylna, F1 — obwód skręcany

W r. 1954 w Anglii rozpoczęto prace nad jednomiejscowym, dwusilnikowym (1 raketowy + 1 turbino-odrzutowy) myśliwcem, przechwytyjącym Avro 720. Przewidywana prędkość maksymalna, w przybliżeniu równa dwukrotnej prędkości dźwięku, pozwoliła na użycie stopów lekkich bez obawy o uszkodzenie termiczne, a wybrany układ samolotu



Rys. 42. Porównanie pomiędzy przekładkową i konwencjonalną konstrukcją kadłuba

(rys. 41) nadawał się szczególnie do zastosowania elementów przekładkowych. Wymagana objętość kadłubowych zbiorników paliwa i utleniacza była tak duża, że dla uzyskania małego oporu czołowego konieczne było zastosowanie minimalnej grubości struktury pokrycia. W tym przypadku jedynym wyjściem było zaprojektowanie kadłuba z cylindrycznych elementów przekładkowych (rys. 42). Wypełniacz o wysokości 22,8 mm ukształtowany został jak na rys. 5d. W pokrycie i wypełniacz wklejono liczne elementy (rys. 29), przenoszące na kadłub siły skupione od podwieszanego skrzydła i zbiorników. Zróżnicowanie wytrzymałości konstrukcji wzdłuż kadłuba uzyskano przez zastosowanie wzdłużnych okładzin wewnętrznych i obwodowych okładzin wewnętrznych o grubości zmiennej. Z przodu przykręcany jest do części centralnej (jak na rys. 31) zespół kadłuba z kabiną hermeticzną, z mocowaną w dolnej części goleńią przedniego koła.

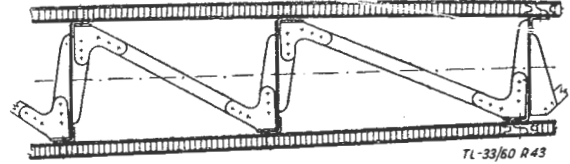
Z tyłu, za częścią centralną, kołowo-trapezowa część, również wykonana z elementów przekładkowych, niesie łoż silnika raketowego, statecznik kierunku i okucia hamulców aerodynamicznych. Na rys. 43 widoczny jest przekrój przez keson skrętny skrzydła Avro 720. Płyty przekładkowe, stanowiące główny element pracujący kesonu, rozciągają się niedzielone przez całe skrzydło. Największa płyta ma wymiary 7900 × 675 mm.

Powierzchnie sterujące mają konstrukcję przekładkową z wypełniaczem ulowym całkowicie wypełniającym przestrzeń między pokryciami.

Dzięki opisanym rozwiązaniom ciężar konstrukcji nośnej Avro 720 zdołano ująć w 20% całkowitego ciężaru w locie [Lit. 7].

Konstrukcje przekładkowe w podwyższonych temperaturach

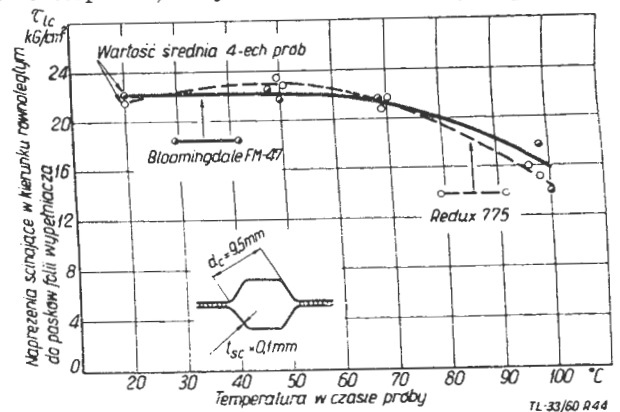
W związku z wciąż wzrastającymi prędkościami lotu i problemami „bariery cieplnej” nagła okazała się potrzeba określenia zachowania się konstrukcji przekładkowych



Rys. 43. Przekrój przez keson skrętny skrzydła Avro 720

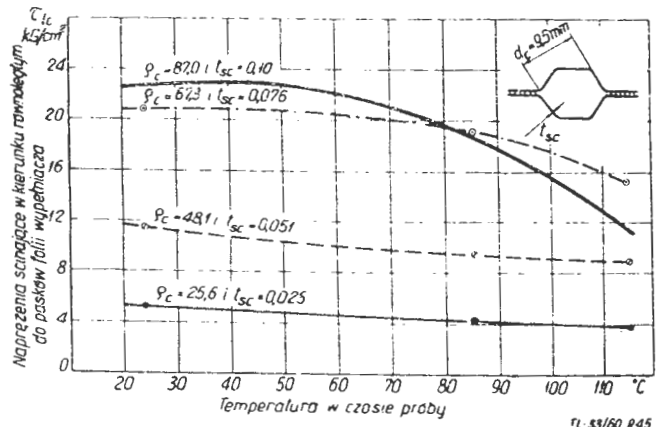
w nowych warunkach. Jedną z firm lotniczych szczegółowym badaniom poddała szereg duraluminiowych klejonych płyt przekładkowych, opisując zmianę ich wytrzymałości na ścinanie τ w funkcji temperatury otoczenia. Wyniki zbiorcze dla płyt spajanych dwoma rodzajami klejów podano na wykresie na rys. 44. Okazało się, że chociaż w temperaturze 100 °C spadek τ sięga 30%, to przy 70 °C wynosi on tylko 5%. Spadek ten dla 100 °C jest jednak znacznie mniejszy niż w przypadku normalnych próbek na ścinanie przy sklejanii 100% przylegających powierzchni; zmiana wytrzymałości na ścinanie maleje ze zmniejszaniem się gęstości wypełniacza (rys. 45), [Lit. 7].

Jasne jest, że w przypadku wyższych temperatur rzędu kilkuset stopni C, klejone aluminiowe płyty przekładkowe

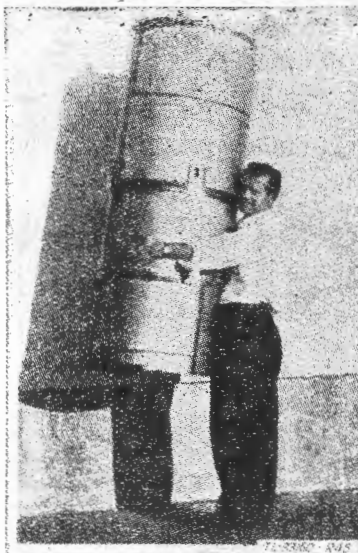


Rys. 44. Zmiana wytrzymałości na ścinanie w kierunku równoległym do pasków folii dla płyt przekładkowych, spajanych klejem Redux 775 i Bloomingdale FM-47

zastąpione zostaną przekładkami ze stali i stopów żaroodpornych, wytwarzanymi za pomocą lutowania i spawania. Przy wyborze materiału na te konstrukcje kierować się należy wieloma bardzo ważnymi wskazaniem. Materiał taki, obok dużej stałości własności wytrzymałościowych w zmienionych temperaturach, winien posiadać dużą odporność na korozję, nie odkształcać się w czasie obróbki cieplnej, posiadać minimalny współczynnik rozszerzalności cieplnej,



Rys. 45. Czułość klejonego (klej FM-47) połączenia wypełniacz-okładzina na temperaturę, w zależności od ciężaru właściwego wypełniacza. Ciężar właściwy ρ_c w kg/m^3 , grubość folii t_{sc} w mm



Rys. 46. Osłona dopalacza silnika odrzutowego o konstrukcji przekładkowej waży 12,5 kg

mały ciężar właściwy i jak najniższą cenę. Najlepsze — obok stali nierdzewnej — okazały się tutaj stopy o podstawie tytanu, molibdenu i niklu.

Przykładem zastosowania płyt przekładkowych jako izolatora cieplnego może być osłona dopalacza silnika odrzutowego pracująca w temperaturze 500 °C (rys. 46). Zasadniczym materiałem użytym na osłonę jest stal żaroodporna, a ciężar jej przy długości 1600 mm, śr. 600 mm i grubości 6 mm wynosi tylko 12,5 kg.

Korzystny dla konstrukcji przekładkowej, narażonej na wysokie temperatury, jest wypełniacz umożliwiający przepływ cieczy między okładzinami. Obok wypełniacza pokazanego na rys. 9, zadanie to spełnić może każdy inny wypełniacz o komórkach złączonych na przemian u góry i u podstawy, lub o porowatych ściankach.

Na rys. 47 pokazano kilka możliwych rozwiązań zastosowania płyt przekładkowych na pokrycie samolotów wysokonaddźwiękowych (o prędkościach odpowiadających liczbie Ma-3 i wyższych). Rys. 47a przedstawia pokrycie z zasysaną warstwą przysięnną co doprowadza do wyrównania się temperatur i zmniejszenia naprężeń termicznych.

W przypadku 47b warstwa izolatora hamuje rozchodzenie się ciepła w głąb konstrukcji. Podobne zadanie spełnia izolator na rys. 43c. Pamiętać jednak należy, że obecność warstwy izolacyjnej na zewnątrz konstrukcji wpływa ujemnie na wypromieniowanie energii cieplnej do otoczenia. Stąd rozwiązanie c może być niekiedy gorsze od b.

Szerokie zastosowanie jako materiały izolacyjne znajdują bez wątpienia włókna szklane, filc azbestowy i tworzywa ceramiczne. W przypadku c — dla uzyskania gładkiej powierzchni i zabezpieczenia jej przed erozją — zaleca się pokrywanie izolatora cienką folią metalową.

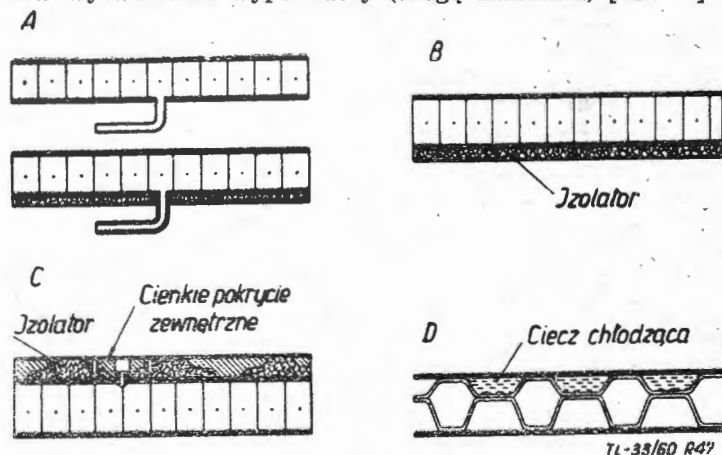
Zastosowanie wypełniaczy z blachy falistej, w celu przelączania między okładzinami czynnika chłodzącego, nie zawsze jest korzystne ze względu na znaczny ciężar takiej konstrukcji. Dlatego w niektórych przypadkach dla zmniejszenia ilości czynnika chłodzącego wypełniacz formuje się z dwu warstw blachy, jak na rys. 47d [Lit. 6].

Przyszłość

Dalszy rozwój konstrukcji przekładkowych ściśle związany jest z postępem technologii. Podwyższenie odporności okładzin i klejów na wysokie temperatury, nowe techniki produkcyjne, wszystko to wpłynie bez wątpienia na wzrost zainteresowania nowym typem konstrukcji. Już obecnie czynione są próby użycia płyt przekładkowych w gałęziach przemysłów nie związanych z lotnictwem. Z powodzeniem

stosuje się je w meblarstwie, do produkcji lekkich łodzi motorowych, wagonów, samochodów ciężarowych, domków campingowych, stołów montażowych itp.

Ogromny wpływ na dalsze rozpowszechnienie tego doskonałego typu konstrukcji będzie miał, jak zapewniają producenci, szybki rozwój bardzo tanich chemicznych procesów wytwarzania wypełniaczy (drogą trawienia) [Lit. 14].



Rys. 47. Konstrukcje pokrycia typu przekładkowego przystosowane do lotów na prędkościach odpowiadających liczbom Ma 3 i wyższym

LITERATURA

- 1) E. Litz: Sandwichbauweisen mit Metallwabenkernen, Luftfahrttechnik, 1958, Juli nr 7, str. 194
- 2) E. W. Pleines: Sandwich-Konstruktionen mit Wabenzellkernen im Flugzeugbau, Luftfahrttechnik, 1958, September nr 9, str. 230
- 3) J. V. Long, G. D. Cremer: Sandwich Materials to Resist High Temperatures Engineering, Nov. 19/1954, str. 870
- 4) Sotowje Konstrukcji, Ekspres-Informacja, Diekabr 1958
- 5) A. Holt: Metallic Sandwich Construction, The Aeroplane, June 20/1958, str. 858
- 6) H. R. Ashley: Sandwich Structure, The Aeroplane and Astronautics, March 4/1960, str. 283
- 7) B. R. Noton: Honeycomb Sandwich Construction for Supersonic Aircraft, Aircraft Engineering, January 1957, str. 13
- 8) Sotowje konstrukcji, Awiacjonnaja Promyszlennost, nr 9, 1956, str. 73
- 9) G. S. Newell: Honeycomb Sandwich Structures, Welling and Metal Fabrication, Nov./59, str. 407
- 10) Fiberglass Honeycomb Product Engineering, March 21/1960, str. 50
- 11) B. Jancelewicz: Technologia konstrukcji przekładkowych — praca w Zakładzie Technologii Lotniczej Politechniki Warszawskiej, 1956
- 12) Non Destructive Testing and Inspections, Aircraft Engineering nr 317/1956
- 13) A. Vlcek. Producing the First Sea Master, Flight, March 30/1956 str. 350
- 14) Chemical mill Shapes honeycomb to $\pm 0,005$, Metalworking Production, January 27/1960, str. 163
- 15) Woprosy rascziota elementow awiacionnych konstrukcij; rascziot triechslojnych panelej i oboczczek, Sbornik statiej No 1, Oborongiz, Moskwa 1959 r., red. A. Ja. Aleksandrow
- 16) Woprosy rascziota elementow awiacionnych konstrukcij; rascziot triechslojnych panelej i oboczczek, Sbornik statiej No 2, Oborongiz, Moskwa 1959 r., red. A. Ja. Aleksandrow i E. M. Kurszin
- 17) Rascziot triechslojnych panelej, Aleksandrow, Briukktier, Kurszin, Prusakow, Oborongiz, Moskwa, 1960 r.
- 18) Pienoplastmassy, Sbornik statiej, red. Mojsiejew, Pawłow, Borodin, Oborongiz, Moskwa, 1960

Mgr BOGDAN WIŚLICKI

Zależność dokładności spalania paliw do silników turbinowych i strumieniowych od ich składu chemicznego

Omówiony został wpływ składu chemicznego paliw węglowodorowych, stosowanych w silnikach turbinowych i strumieniowych, na ich dokładność spalania oraz zdolność odkładania nagarów. Najmniejszą dokładność spalania oraz największą zdolność odkładania nagarów spośród grup węglowodorów, mogących znajdować się w paliwie, posiadają węglowodory aromatyczne. Omówiono pokrótce procesy fizyko-chemiczne, mające miejsce przy niedokładnym spalaniu oraz powstawaniu dymów i nagarów. Podano opis urządzeń w skali laboratoryjnej i metody badań dokładności spalania oraz zdolności do odkładania nagarów w zależności od składu chemicznego paliw.

Dawne poglądy, odnośnie możliwości stosowania do silników turbinowych i strumieniowych jakiegokolwiek paliwa, otrzymywanego z przeróbki ropy naftowej, musiały ulec zmianie. Proces spalania w tych silnikach posiada swoją specyfikę. W silniku tłokowym zapłon i spalanie uzależnio-

ne są, pomijając zagadnienia konstrukcji silnika, od struktury chemicznej stosowanego paliwa. W silnikach turbinowych i strumieniowych przebieg spalania należy rozpatrywać przede wszystkim w zależności od własności fizycznych oraz jakości tworzącej się mieszanki paliwo-utleniacz/po-

Tabela 1 [3]

Paliwo	Przedział wrzenia w °C	Dokładność spalania %	Wydzielone ciepło w kcal/kg
Benzyna lotnicza	53—174	85	8900
Paliwo szeroko-frakcyjne	60—249	83,5	8700
Nafta lotnicza	148—264	83	8500

wietrze. Te własności chemiczne paliwa, które nie rzutują na jego właściwości fizyczne, posiadają mniejsze znaczenie.

Ilość wydzielonego ciepła przy spalaniu paliwa w silniku jest mniejsza od możliwej, wynikającej z wartości opałowej stosowanego paliwa. Różnica pomiędzy tymi ilościami wynika z szeregu ubocznych procesów chemicznych, których wynikiem jest powstanie pewnych ilości tlenu węgla, węgla pod postacią nagaru oraz produktów pirolitycznego rozkładu paliwa, to jest węglowodorów gazowych metanu, etanu itd. Dokładność przebiegu spalania można ocenić mierząc ilości ciepła wydzielającego się w warunkach procesu spalania — Q_m i dolnej wartości opałowej — Q_d jednostki masy paliwa. Stosunek $Q_m/Q_d = \eta$ określa sprawność termiczną (współczynnik wydzielania ciepła). Wartość $Q_m/Q_d \cdot 100 = \varphi$ określa dokładność spalania. W optymalnych warunkach pracy silnika dokładność spalania osiąga 94—98%. W warunkach eksploatacji wartość ta może się obniżyć do 75—80%, co jest równoważne stratom 25—20% paliwa. Ogólnie, z fizyko-chemicznego punktu widzenia, proces spalania w silniku przelotowym można traktować jako spalanie dyfuzyjne. Mieszanka paliwo-powietrze

Tabela 2 [3, 4]

Paliwo	Skład grupowy %	Dokładność spalania w % przy stos. powietrze : paliwo	
		40	80
Nafta lotnicza	Aromatyczne 19,4	84	81,5
	Cykloparafiny 39,2	83,5	84,0
	Parafiny 41,4		
Koncentrat węglowodorów parafinowych, początek wrzenia 159 °C, koniec wrzenia 265 °C	—	83,5	84,0
Koncentrat węglowodorów aromatycznych, początek wrzenia 166 °C, koniec wrzenia 253 °C	Aromatyczne 75,2 Cykloparafiny 11,4 Parafiny 13,4	82,5	77,0

powstaje bezpośrednio przed oraz w trakcie spalania. W zasadzie przemieszanie składa się z dwóch procesów: turbulenta przemieszania i dyfuzji cząsteczkowej.

Szczególnie istotnym czynnikiem, warunkującym wydzielanie maksymalnej ilości ciepła w jednostce czasu, decydującym o dużej prędkości wypływu gazów z silnika, jest ustabilizowany płomień oraz odpowiednio duża szybkość spalania. Gwałtowny proces utleniania paliwa w temperaturze 1800—2000 °C z ilością powietrza bliską do teoretycznej, przy różnych prędkościach przepływu tego powietrza i różnych temperaturach, panujących w komorze spalania, powinien dać ciągły proces spalania. Wiadomo jest, że szybkość przygotowania mieszanki jest stosunkowo mała w porównaniu z szybkością utleniania, która w temperaturze rzędu 2000 °C jest bardzo duża.

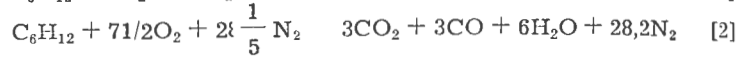
Rozpatrując w charakterze przykładu proces spalania cykloheksanu*) w zależności od ilości stosowanego po-

Tabela 3 [7]

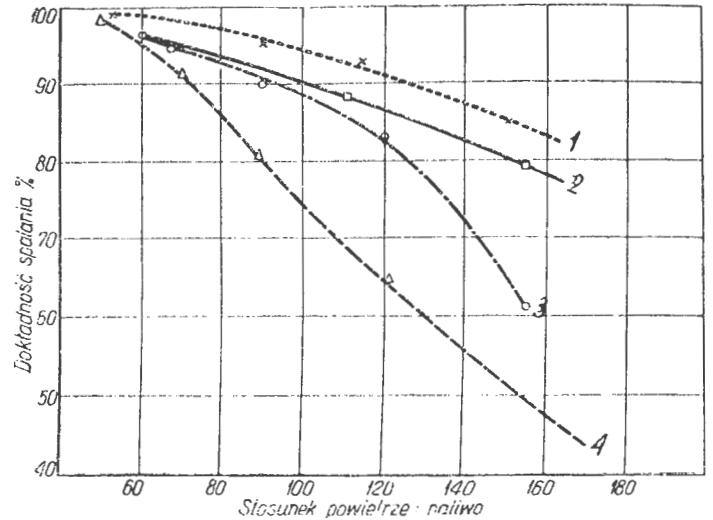
Paliwo	Skład frakcyjny °C					Gęstość	Lepkość w cst.	Zawartość węglowodorów aromatycznych %
	Początek wrzenia	10%	50%	90%	koniec wrzenia			
Paliwo E	188	206	222	264	309	0,87	2,2	23
Paliwo F	87	163	172	215	236	0,78	0,87	10

*) Związek ten posiada zawartości węgla i wodoru zbliżone do ilości przeciętnych, występujących w paliwach naftowych i najczęściej występuje w paliwach węglowodorowych.

wietrza: stechiometrycznej $\alpha = 1$, z niedomiarem $\alpha = 0,835$ i nadmiarem $\alpha = 4$, można napisać równania:



W równaniach tych uwzględniono skład powietrza $O_2 +$

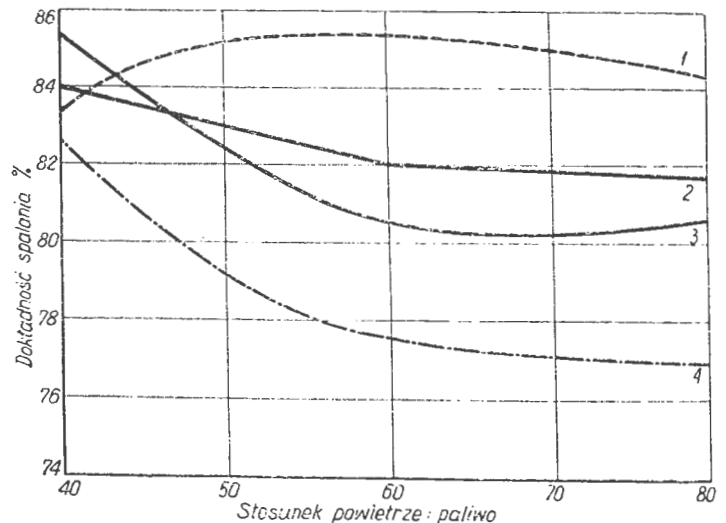


Rys. 1. Wpływ składu chemicznego paliwa i warunków pracy stoiska (stosunek powietrze : paliwo) na dokładność spalania: 1 — izooktan, temperatura wrzenia 72—94 °C; 2 — izooktan, temperatura wrzenia 96—109 °C; 3 — izodekan, temperatura wrzenia 164—198 °C; 4 — nafta lotnicza, temperatura wrzenia 151—273 °C

+ 3,76N₂. Stwierdzono ogólnie, że przy nadmiarze powietrza, w wyniku niepełnego spalania, zachodzą straty paliwa (2—5%) z powodu zbyt szybkiego zakończenia procesu spalania, przykładowo przez okres $1 \cdot 10^{-3}$ sek, co powoduje niecałkowite spalanie się paliwa. Dla procesu spalania, zachodzącego w nadmiarze powietrza, dokładność spalania wynosi 77,8%, co odpowiada wydzieleniu ciepła 0,773 lub 8100 kcal/kg. Wartości te można obliczać za pomocą analizy gazowej produktów spalania przy znanym współczynniku α .

$$\alpha = \frac{(CO\% 26,84 + CO_2\% 94,45 + H_2O\% 57,84) \cdot 100}{(CO + CO_2)\% \cdot 94,45 + H_2O 57,84}$$

gdzie CO, CO₂ i H₂O skład produktów spalania w molach



Rys. 2. Wpływ składu chemicznego paliwa i warunków pracy stoiska na dokładność spalania przy ciśnieniu w komorze spalania 1,3 ata: 1 — paliwo parafinowe; 2 — wzorcowe; 3 — cykloparafinowe; 4 — aromatyczne

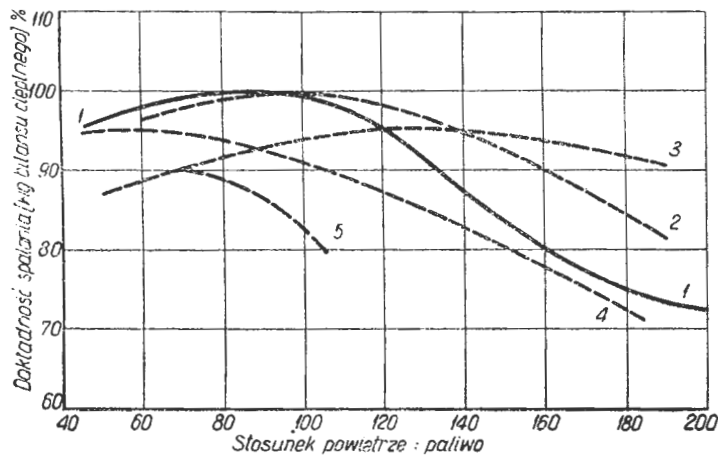
(wg równania spalania) lub w procentach objętościowych z analizy [1]. W praktyce sumę CO i CO₂, występujących w produktach spalania, przyjmują się za ilość CO₂, odpowiadającą całkowitemu spalaniu. Ilość H₂O nie oznacza się empirycznie lecz ze wzoru chemicznego lub składu elementarnego paliwa. Przybliżony skład chemiczny paliwa

można obliczyć, posługując się wzorem podanym przez Geofreya [2], jeżeli wyznaczona jest gęstość paliwa w 15 °C:

$$\%H = 26 - 15 \cdot d \frac{15}{15} \quad \%C = 100 - \left(26 - 15 \cdot d \frac{15}{15} \right)$$

Na skomplikowany charakter procesu spalania składa się cały szereg wielostopniowych złożonych zjawisk, związanych z fizycznymi i chemicznymi procesami, zachodzącymi w różnych temperaturach. Wpływ takich czynników fizycznych jak rozpylanie paliwa, odparowanie, powstawanie mieszanek i jej zapalenie się nie będzie omawiany. Zjawiska chemiczne obejmują reakcje utleniania paliwa w strefie przedpłomieniowej, w wyniku których powstają pośrednie produkty utleniania. Proces utleniania węglowodorów, składników paliwa, posiada charakter reakcji łańcuchowej bez rozgałęzień. Czynnikiem przyspieszającym tę reakcję są produkty dysocjacji termicznej węglowodorów, jak wodór, tlen, grupa OH. Z wymienionych produktów dysocjacji wodór, ze względu na mały ciężar cząsteczkowy, a więc dużą zdolność dyfundowania, posiada największy wpływ na szybkość rozchodzenia się płomienia.

Stadium samozapłonu mieszanek paliwowej charakteryzuje gwałtowny wzrost szybkości oraz ilości procesów utleniania do wartości charakterystycznych dla powstawania wymaganych produktów spalania. Im bardziej złożony jest skład paliwa oraz większy jego ciężar cząsteczkowy, tym bardziej są prawdopodobne reakcje przedzapłonowe i większe ich znaczenie w procesie spalania. Dlatego też paliwa ciężkie (wyżej wrzące), na przykład oleje napędowe, posiadające cząsteczki o małej odporności chemicznej i względnie dużym ciężarze, dają gorsze efekty przy spalaniu. W pro-



Rys. 3. Zależność dokładności spalania od składu frakcyjnego paliwa przy ciśnieniu powietrza 0,57 ata i temperaturze 125 °C: 1—paliwo typu szerokiej frakcji; 2—mieszanina 50% oleju gazowego i 50% benzyny; 3—benzyna; 4—nafta lotnicza; 5—olej gazowy

cesie spalania pentanu (C_5H_{12}) istnieje mniejsze prawdopodobieństwo reakcji krakingu, to jest rozbitcia cząsteczki węglowodoru na mniejsze oraz niskotemperaturowego utleniania niż przy spalaniu heksadekanu ($C_{16}H_{34}$). Ten ostatni już w temperaturze 100–300 °C utlenia się z większą szybkością oraz łatwiej ulega krakingowi, co powoduje powstawanie niekorzystnych pośrednich produktów utleniania.

Rozpatrując rozwijanie się spalania przed czołem płomienia za pomocą samozapłonu mikroobjętości paliwa w powietrzu, będzie ono zachodziło lepiej z węglowodorami parafinowymi niż aromatycznymi. Przyczyną tego jest różna struktura cząsteczek wspomnianych węglowodorów. Węglowodory aromatyczne posiadają większe opóźnienie zapłonu, wyższe temperatury samozapłonu i trudniej odparowują od parafinowych o tej samej ilości atomów węgla.

Należy zaznaczyć, że rola procesów przedzapłonowych oraz ich przebieg nie zostały jeszcze dokładnie zbadane. Dlatego też dobór odpowiedniego składu chemicznego paliwa oraz różnych dodatków sprowadza się między innymi do eliminowania niekorzystnych procesów przedzapłonowych, to jest reakcji, zachodzących w temperaturach niższych od temperatury zapłonu. Może zdarzyć się, że wynikiem złego mieszania się paliwa z powietrzem lub niskiego ciśnienia — takie procesy jak utlenianie, samozapłon oraz spalanie się mieszanek, będą rozciągnięte w czasie i stadium to będzie najbardziej wolne, hamujące całość procesu. W tym przypadku spalanie paliwa uzależnione będzie w znacznym stopniu od składu chemicznego paliwa

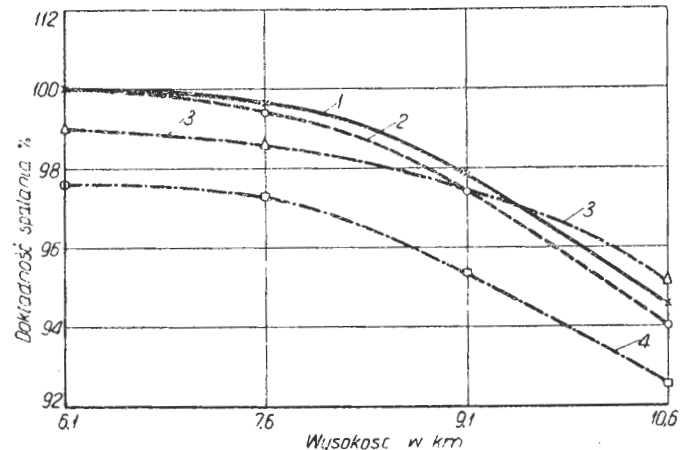
i wtedy uwidoczni się także działanie dodatków hamujących reakcje, zachodzące w pierwszych stadiach procesów spalania.

Zasięg samolotu uzależniony jest — między innymi — od dokładności spalania, która rzutuje na zużycie paliwa. Im mniejsza dokładność spalania, tym większe zużycie paliwa i mniejszy zasięg samolotu.

W tabeli 1 podana jest zależność dokładności spalania od składu frakcyjnego paliwa, to jest temperatury, wyznaczającej początek i koniec wrzenia. Badania prowadzono na stoisku w warunkach wysokościowych.

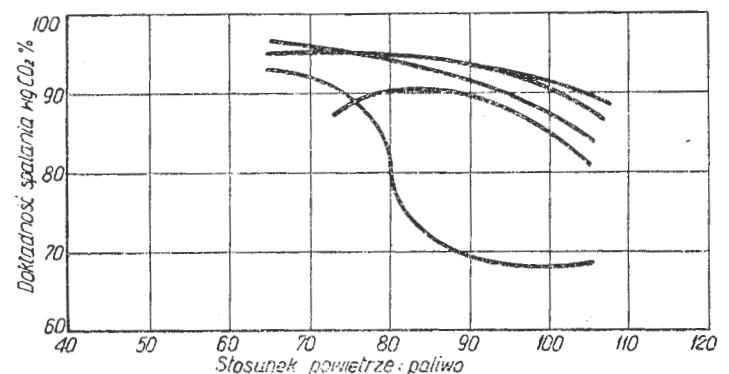
Wspomniano wyżej o wpływie ilości powietrza przechodzącego przez silnik na dokładność spalania (w warunkach wysokościowych). Wartości te zestawione są w tabeli 2.

W korzystnych warunkach przy stosunku powietrza do



Rys. 4. Zależność dokładności spalania różnych paliw od wysokości: 1—paliwo wzorcowe RT-2978; 2—cykloparafinowe; 3—parafinowe; 4—aromatyczne

paliwa, wynoszącym 40, $\alpha \approx 2,5$, dokładności spalania paliwa aromatycznego i parafinowego są prawie jednakowe. Przy większych nadmiarach powietrza powietrze/paliwo 80–100, gdy zachodzi znaczne ochłodzenie przestrzeni spalania, obserwuje się obniżenie dokładności spalania, szczególnie dla paliw aromatycznych [5, 6], (rys. 1 i 2). Jak widać z rysunków, przy stosunkach paliwo-powietrze, równych 60 ($\alpha \approx 4$), dokładność spalania wszystkich paliw jest bliska 98%, a przy mniej korzystnych warunkach ($\alpha \approx 8$) wartość ta wyraźnie obniża się, szczególnie dla paliw aromatycznych. Zależność dokładności spalania od składu frakcyjnego, w różnych warunkach pracy silnika, podana jest na rys. 3. Jak widać, w dogodnych warunkach dokładność spalania prawie nie zależy od składu paliwa, dopiero przy $\alpha = 4-8$ zaznaczają się różnice największe dla paliw lekkich typu benzyn. Wpływ wysokości na dokładność spalania pokazany jest na rys. 4, gdzie sprawność dla paliwa wzorcowego na wys. 6,1 km przyjęto za 100 [1]. Omawiane wyżej badania prowadzono w komorach z wtryskiem. Wyniki badań różnych paliw w komo-



Rys. 5. Wpływ budowy chemicznej paliwa na dokładność spalania w komorze z odparowaniem przy ciśnieniu powietrza 0,63 ata i temperaturze 60 °C: 1—cykloheksan; 2—izopropylbenzen; 3—benzen; 4—ksylen; 5—toluen

rze z odparowaniem przedstawiono na rys. 5. Prace Sharpa [7] omawiają dokładnie wpływ składu chemicznego i frakcyjnego na charakterystykę komory spalania pod względem dokładności spalania i nagarowania oraz warunki, w których można obniżyć wpływ rodzaju paliwa kosztem udo-

skonalenia komory spalania. Charakterystyka tych paliw podana jest w tabeli 3.

Badania Sharpa potwierdziły wpływ składu chemicznego i lotności paliwa głównie w przypadku niekorzystnych warunków pracy silnika (rys. 6). Dokładność spalania określana była stosunkiem ilości CO₂ zawartego w gazach wylotowych do ilości teoretycznej. Paliwa o większej lotności i z małą zawartością węglowodorów aromatycznych dawały przy małych obrotach, to jest przy zmniejszonym zużyciu i ciśnieniu powietrza, większą dokładność spalania.

W celu przeprowadzenia bardziej wnikliwych badań nad

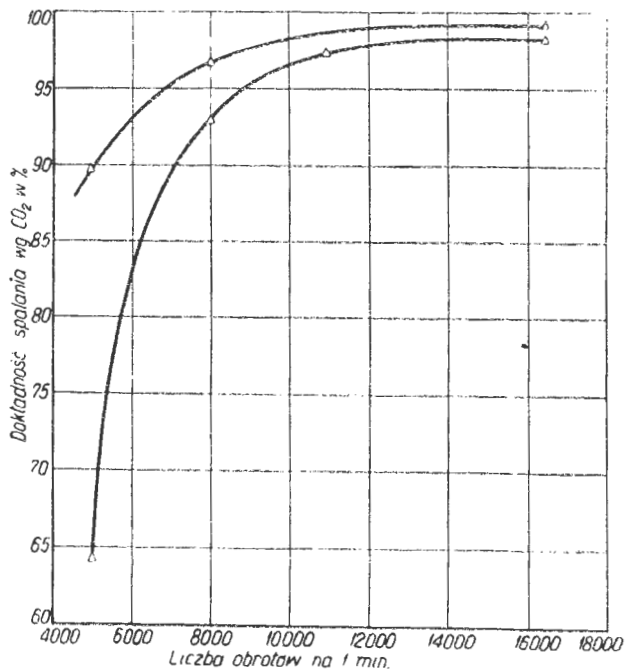
Tabela 4 [1]

Węglowódor	Dokładność spalania %	
	paliwo rozpylone	paliwo odparowane
Heptan	80	82,5
Cykloheksan	78	81,5
Cykloheksen	76	79,3
Benzen	70	73,8
Izopropylobenzen	72,5	74,3
Tetralina	71,0	74,0
Metylonaftalen	66,0	68,3
Dekalina	76,0	79,8

dokładnością spalania zbudowane zostało urządzenie laboratoryjne do prób z niewielkimi ilościami paliw oraz indywidualnych węglowodorów [1]. Wyniki badania dokładności spalania typowych węglowodorów na laboratoryjnej komorze spalania (rys. 7) podane są w tabeli 4.

W badaniach tych stwierdzono, że przy spalaniu paliwa z odparowaniem, które eliminowało wpływ takich czynników fizycznych, jak rozpylanie i odparowanie bezpośrednio przed procesem spalania, bardziej uwidoczniła się wpływ struktury chemicznej badanego paliwa. Na wymienionym urządzeniu badano także zmiany dokładności spalania paliw typu nafty, w zależności od zawartości węglowodorów aromatycznych i współczynnika α [1] (rys. 8). Dokładność spalania, jak to wynika z rys. 8, ulega obniżeniu w miarę zwiększania się zawartości węglowodorów aromatycznych. Tak więc na podstawie przeprowadzonych badań ustalony został szereg charakteryzujący malejącą dokładność spalania poszczególnych grup węglowodorów, wchodzących w skład paliw naftowych: węglowodory parafinowe > jednopierścieniowe cykloparafinowe > cykloolefinowe > dwupierścieniowe cykloparafinowe > aromatyczne jednopierścieniowe z łańcuchem bocznym > aromatyczne jednopierścieniowe > aromatyczne dwupierścieniowe.

Należy pamiętać, że dokładność spalania zależy nie tyl-



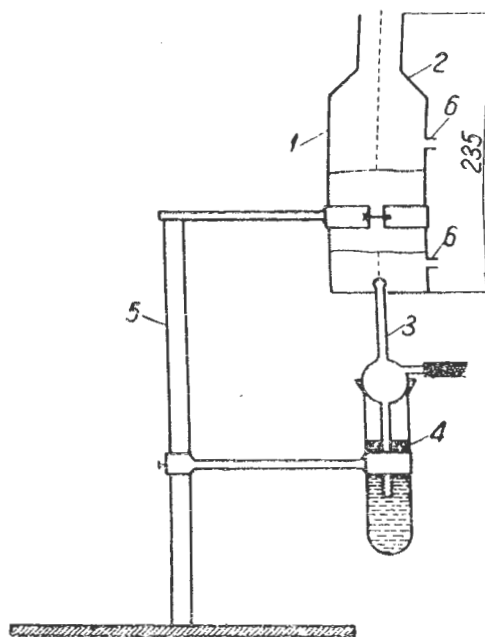
Rys. 6. Zależność dokładności spalania od liczby obrotów silnika na poziomie morza: 1 — paliwo F; 2 — paliwo E

ko od składu chemicznego, lecz także od składu frakcyjnego lub temperatury wrzenia indywidualnych węglowodorów. W związku z tym wyraźny wpływ węglowodorów różnych grup na dokładność spalania daje się obserwować tylko dla paliw, posiadających zbliżony skład frakcyjny. Do tej pory brak dokładnych danych odnośnie badań nad dokładnością spalania w różnych warunkach pracy silników turbinowych i strumieniowych.

W wyniku niedostatecznej dokładności spalania paliw węglowodorowych powstają nagary i dymy. Na niektórych elementach silnika wydzielają się ewentualnie wydalone są poza silnik w gazach spalinowych drobne cząsteczki węglonych substancji o charakterze sadzy lub koksu. Dymy składają się ze stałych cząsteczek kształtu kulistego o średnicy 0,01—1 μ . Cząsteczki te przylegają do siebie tworząc rodzaj nitki, układającej się na kształt koronki. Oprócz węgla — cząsteczka dymu zawiera około 5% wodoru w stosunku do ilości, znajdującej się w cząsteczce paliwa przed zwęgleniem.

Do momentu gdy w skład dymu wchodzi drobne cząsteczki, zjawisko dymienia można zlikwidować przez spalenie tych cząsteczek w zewnętrznym stożku płomienia. Po skoagulowaniu się cząsteczek dymu prowadzącym do powstawania sadzy — spalenie jej jest bardzo utrudnione [16].

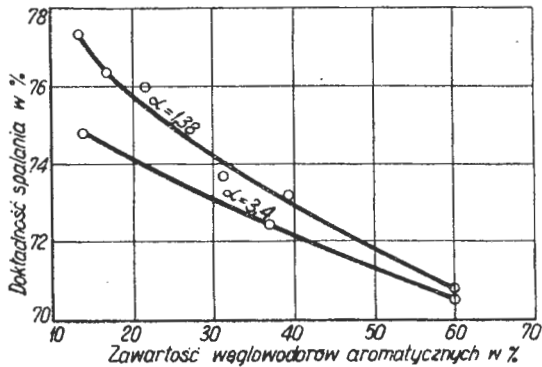
Jako przyczynę pojawienia się częściowo zwęglonych cząsteczek przyjmuje się odporność szkieletu węglowego drobin — składników paliwa — na działanie temperatury; następuje odwodornianie cząsteczek paliwa, które w dal-



Rys. 7. Schemat laboratoryjnej komory spalania do badania względnej dokładności spalania i zdolności odkładania nagarów indywidualnych węglowodorów i paliw: 1 — część cylindryczna komory spalania; 2 — wylot komory; 3 — wtryskiwacz pneumatyczny; 4 — naczynie z paliwem; 5 — stacyt; 6 — otwory do pobierania próbek gazów

szych przemianach ulegają polimeryzacji, tworząc duże cykliczne cząsteczki, ulegające łatwo koksowaniu. Jeżeli struktura cząsteczek paliwa jest mało odporna termicznie, to powstałe w wyniku procesu krakowania cząsteczek, mniejsze nie ulegają koksowaniu, nie dając tym samym nagarów i dymów. Niektórzy autorzy uważają, że procesy zwęglania i koksowania zachodzą w kroplach rozpylonego paliwa [8 i 9]. Powstające nagary osadzają się na wewnętrznych ściankach komór spalania, wtryskiwaczach i łopatkach turbiny. Umiejscowienie się nagaru na ściankach komory spalania blisko otworów do wprowadzania powietrza narusza warunki chłodzenia gorących gazów, powodując nierównomierność pola temperaturowego strumienia gorących gazów, doprowadzając do miejscowych przegrzań i korodowania metalu [10, 11]. Osady na wtryskiwaczach mogą być przyczyną zmniejszenia ilości wtryskiwanego paliwa oraz zniekształcenia profilu stożka wtrysku i struktury płomienia, przesuwając go ku ściankom komory spalania, co z kolei pociąga za sobą ich przepalenie i przyspieszoną korozję (rys. 9) [12]. Cząsteczki nagaru, porwane przez strumień gazów, uderzając w łopatki turbiny powodują ich erozję [11, 12].

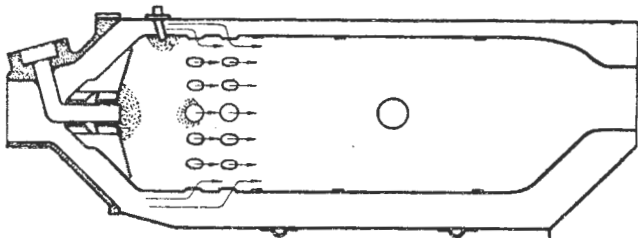
Zagadnienie powstawania nagarów w silnikach w powiązaniu ze składem chemicznym stosowanego paliwa badane jest stosunkowo niedawno. Zjawisko tworzenia się tego typu substancji uzależnione jest przede wszystkim od warunków prowadzenia procesu spalania oraz od składu chemicznego paliwa, w mniejszym stopniu od zawartości węgla i wodoru w paliwie (C:H). Warunki prowadzenia procesu spalania kształtowane są przez (oprócz konstruk-



Rys. 8. Zależność dokładności spalania od zawartości węglowodorów aromatycznych w paliwie typu nafty dla różnych współczynników nadmiaru powietrza

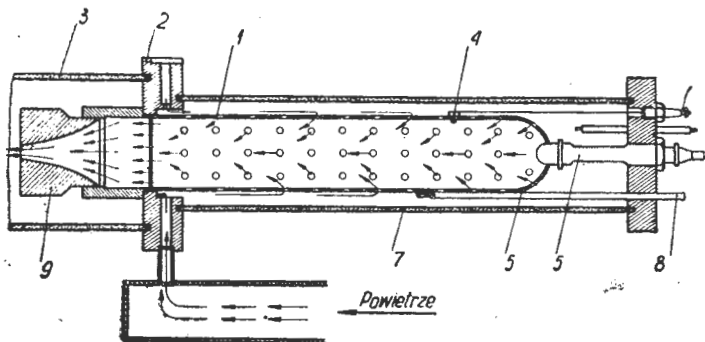
cji komory spalania): 1) stopień rozpylenia paliwa, kształtujący warunki powstawania mieszanki paliwo-powietrze, 2) napięcie powierzchniowe i lepkość paliwa, 3) temperaturę paliwa i powietrza, 4) skład grupowy — zawartość węglowodorów aromatycznych, 5) współczynnik nadmiaru powietrza oraz ciśnienie, przy którym zachodzi spalanie. W nowoczesnych silnikach, przy właściwym zorganizowaniu procesu spalania oraz stosowaniu nafty lotniczej, nagarowanie sprowadzone jest do minimum. Problem ten wyłania się w związku z tendencjami, podyktowanymi względami ekonomicznymi, wprowadzania cięższych paliw o zwiększonej zawartości węglowodorów aromatycznych, przedłużania okresów międzyprądowych współczesnych silników turbinowych oraz różnorodnością stosowanych konstrukcji silników.

Opublikowano kilka prac, omawiających zależność powstawania nagarów od składu frakcyjnego i chemicznego paliw. Prace Starkmana i współpracowników [13], pro-



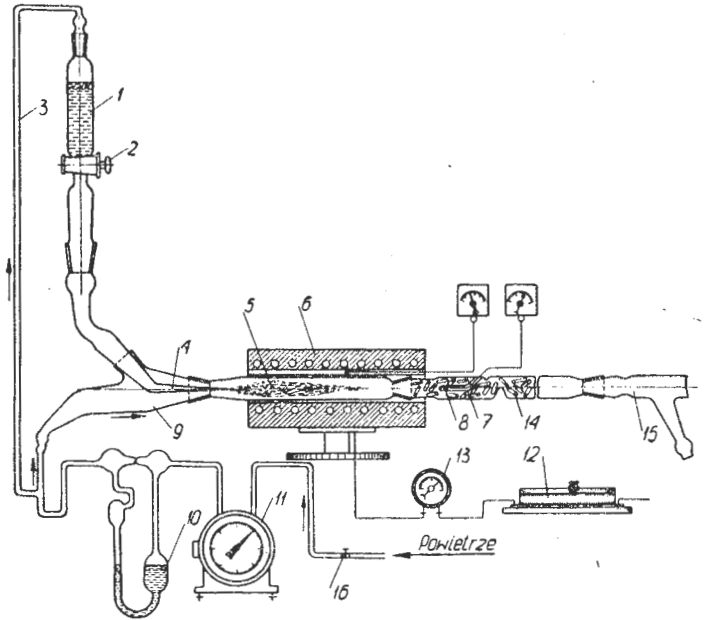
Rys. 9. Obszary tworzenia się nagarów w komorze spalania silnika turbinowego

wadzano na laboratoryjnej komorze spalania (rys. 10), dały bardzo interesujące wyniki. Celem autorów było wyjaśnienie wpływu składu chemicznego paliw na ich skłonność do nagarowania. Badania prowadzono na wspomnianej komorze w następujących warunkach: 1) zużycie paliwa



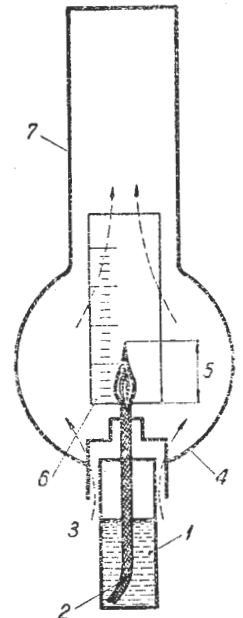
Rys. 10. Laboratoryjna komora spalania do badania zdolności paliw tworzenia nagarów: 1—rura żarowa; 2—wlot powietrza; 3—rura wylotowa; 4—świeca zapłonowa; 5—wtryskiwacze; 6—kołpak zamykający rurę żarową; 7—płaszcz kwarcowy; 8—termopary; 9—wylot komory żarowej

2,12 kg/godz., 2) zużycie powietrza 127 kg/godz., 3) stosunek powietrza do paliwa 60:1, 4) czas trwania doświadczenia 15 min., 5) ciśnienie wprowadzanego powietrza 2,8 atm, 6) ciśnienie wprowadzanego paliwa 10,3 atm, 7) temperatura gazów u wylotu 650 °C. Wagowy stosunek powietrze-paliwo wahał się od 60:1 do 75:1, a niekiedy do 120:1. Komora spalania posiadała kształt gilzy, długości 350 mm, o średnicy 50 mm i grubości 1,6 mm. Na jej powierzchni znajdowały się otwory o średnicy 3,2 mm (w ilości 120) do wprowadzania powietrza. Komora spalania znajdowała się wewnątrz rury szklanej o średnicy 75 mm. Ilość nagaru



Rys. 11. Schemat laboratoryjnego urządzenia do oceny zdolności paliw tworzenia nagarów: 1—biureta do paliwa; 2—zawór do regulacji przepływu paliwa; 3—kompensator ciśnienia; 4—kapilara; 5—rura żarowa; 6—piec rurowy; 7—kanał na termoparę; 8—termopara z galwanometrem; 9—trójnik; 10—reometr; 11—zegary gazowe; 12—opornik do regulowania temperatury pieca; 13—woltomierz; 14—rurka pochłaniająca; 15—rura wylotowa z bocznikiem do pobierania próbek gazów; 16—zawór do regulacji dopływu powietrza

określano z przyrostu masy komory spalania po doświadczeniu. Drugim, interesującym laboratoryjnym urządzeniem, opracowanym przez Czertkova i współpracowników [14], jest przyrząd do badania nagarowania niewielkich ilości paliw (rys. 11). Przyrząd ten składa się z cechowanej biurety o pojemności 30 ml, kapilary szklanej, wtryskującej paliwo do strefy spalania, trójnika, rurki kwarcowej i zestawu rurek z wypełnieniem porcelanowym. Temperatura rurki żarowej regulowana jest w przedziale 400—1100 °C za pomocą pieca rurowego i mierzona termoparą. Pomiar prowadzi się w ustalonej temperaturze, ważąc rurkę z wypełnieniem porcelanowym na wadze analitycznej przed i po doświadczeniu. Czas oznaczenia wynosił 5 min. Po przeprowadzonym pomiarze, rurkę z wypełnieniem suszono w termostacie (110 °C), następnie ochładzano w ekzykatorze (20 °C) przez 2 godz. Stosowane współczynniki nadmiaru powietrza $\alpha = 0,5-4,5$. Zdolność nagarowania wyrażano w miligramach nagaru na mililitr paliwa. Czas trwania serii pomiarów przy różnych współczynnikach wynosił 30 min, zużycie paliwa na jeden pomiar — 1 do 3 ml. Bardzo ciekawe okazało się powiązanie tendencji paliw do naga-



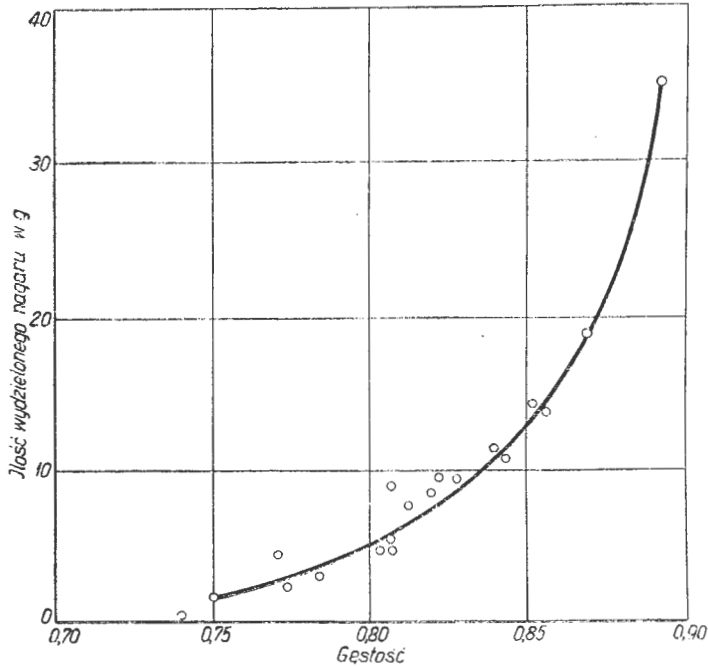
Rys. 12. Lampka do badania zdolności paliwa tworzenia nagarów za pomocą pomiaru dymenty: 1—paliwo; 2—knot; 3—dopływ powietrza; 4—komora spalania; 5—wysokość płomienia; 6—podziałka do mierzenia wysokości płomienia; 7—szklana obudowa

rowania w komorze silnika ze zdolnością spalania się ich na powietrzu z wydzieleniem nagaru na knocie palnika dyfuzyjnego (rys. 12). Pomiaru nagarowania dokonuje się pośrednio, mierząc wysokość płomienia nie kopącego [15].

Na podstawie badań eksperymentalnych [13] wyprowadzona została zależność wiążąca tendencję do nagarowania paliwa ze stosunkiem C:H i temperaturą wrzenia węglowodorów, a dla produktów naftowych, z temperaturą wrzenia 10% destylatu.

$$W = \frac{\ln(C/H \cdot k_1 - k_2)}{k_3} + \frac{T}{k_4} - k_5$$

gdzie k_1, k_2, k_3, k_4, k_5 — współczynniki. T — temperatura °F. Dla komory doświadczalnej (rys. 10) powyższe równanie z podstawionymi wartościami liczbowymi współczynników, przybiera następującą postać:



Rys. 13. Wpływ gęstości paliwa na ilość wydzielanego nagaru w komorze spalania

nianie z podstawionymi wartościami liczbowymi współczynników, przybiera następującą postać:

$$W = \frac{\ln(C/H \cdot 0,83 - 1,5)}{0,54} + \frac{T}{225} - 3,0$$

Powyższe równania empiryczne nie mogą być stosowane we wszystkich przypadkach. Można je używać do oceny porównawczej, wpływu składu paliwa na zdolność nagarowania na podstawie C/H i temperatury wrzenia lub składu frakcyjnego.

Omawiając wpływ własności fizycznych i chemicznych paliwa na jego zdolność do nagarowania, należy w pierwszym rzędzie rozpatrzyć gęstość ze względu na powiązanie tej wartości ze składem chemicznym i temperaturą wrzenia paliwa (rys. 13). Jak wynika z wykresu oraz innych danych [4] paliwa o większych gęstościach charakteryzują się większą zdolnością do odkładania nagarów [13]. W tabeli 5 podane są zależności nagarowania od temperatury wrzenia i C:H*) dla przedstawicieli poszczególnych grup węglowodorów oraz typowych paliw [13].

Zależność nagarowania od lotności paliwa, która to własność odgrywa niepoślednią rolę, przedstawiona jest na rys. 14. Przesunięcie krzywych względem siebie wyraźnie rozgranicza poszczególne węglowodory wzorcowe, charakteryzujące daną grupę węglowodorów parafinowych, cykloparafinowych i aromatycznych. Wartość współczynnika kąтового prostych wykazuje, że wewnątrz tych grup węglowodorów zdolność nagarowania rośnie wraz ze zmniejszeniem lotności paliwa. Węglowodory aromatyczne, z łańcuchami bocznymi parafinowymi, posiadają mniejszą zdolność

*) Badania nad przebiegiem spalania, np. butanu i izobutanu (C/H_{10}), węglowodorów o identycznym C:H, wykazały różnice w dokładnościach spalania. Izobutan, posiadający większą gęstość, spala się gorzej. Dlatego też nie można rozpatrywać zdolności do nagarowania wyłącznie zależności od C:H. Badania spektroskopowe wskazują na możliwość krakingu paliwa przed spalaniem w płomieniu dyfuzyjnym.

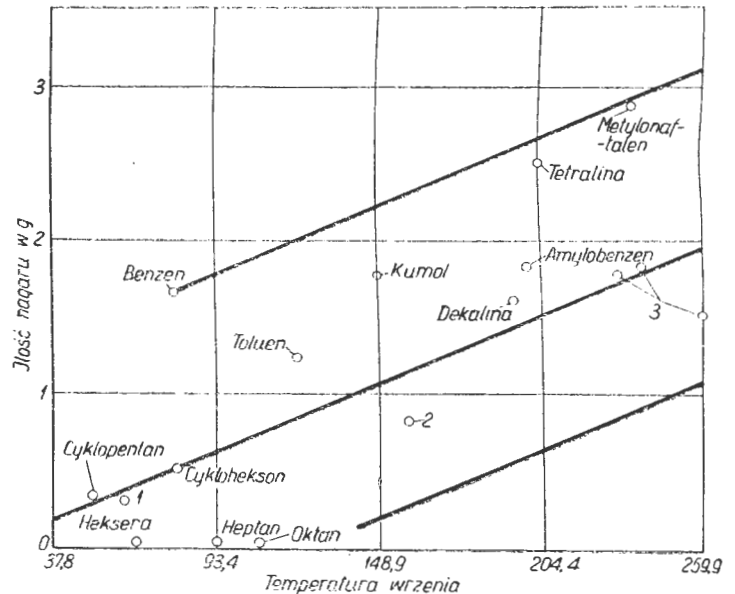
Tabela 5 [13]

Paliwo	Temperatura wrzenia °C	C : H	Ilość wydzielonego nagaru w g
Amylobenzen	200	8,3	1,77
Benzyna lotnicza	62*	6,8	0,19
Nafta lotnicza	173*	6,2	0,83
Benzen	80	12,0	1,64
Kumol	154	9,0	1,71
Cykloheksan	80	6,0	0,45
Cyklopentan	50	6,0	0,28
Dekalina	194	6,6	1,65
Olej napędowy	249*	6,5	1,79
Olej napędowy	238*	6,4	1,79
Heptan	98	5,3	nieznaczną
Heksan	65	6,0	nieznaczną
Izododekan	201	5,5	0,40
Izooktan	100	5,3	nieznaczną
Metylonafalen	243	13,2	2,79
Tetralina	207	10,0	2,36
Toluen	110	10,5	1,15

*) temperatura 10% destylatu

do nagarowania od aromatycznych, bez bocznych łańcuchów. Toluen, kumol i amylobenzen położone są wewnątrz wykresu w miejscu, które określa ich strukturę i lotność. Tak więc można powiedzieć, że zwiększenie gęstości i temperatury końca wrzenia paliwa zwiększa jego zdolność do nagarowania [4, 14].

Wpływ budowy chemicznej oraz ilości atomów węgla



Rys. 14. Zależność zdolności tworzenia nagarów od składu chemicznego i lotności paliwa: 1 — paliwo typu benzyny; 2 — paliwo typu nafty; 3 — paliwo typu oleju napędowego

w cząsteczce C:H zaznacza się bardzo wyraźnie, co obrazuje poniższe zestawienie i rys. 14 i 17 [1, 16].

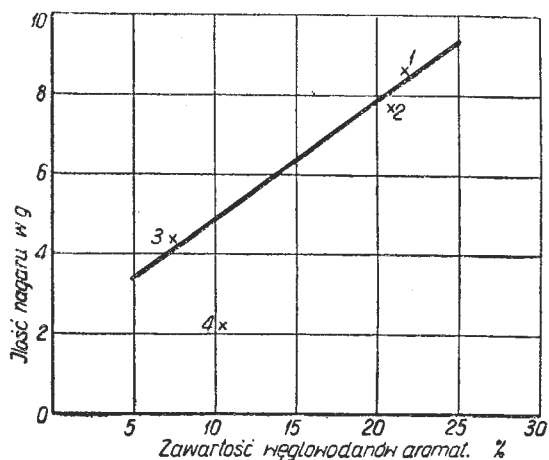
Benzen C/H = 12	2,80 mg/g
Cykloheksan C/H = 6	0,70 "
Cykloheksan C/H = 7,3	1,30 "
Heptan C/H = 5,25	0,40 "

Rysunek 17 przedstawia wykres zależności zużycia paliwa spalane bez dymienia, w zależności od liczby atomów węgla w cząsteczce, dla różnych grup węglowodorów. Zwiększającą się zdolność do dymienia (zmniejszenie zużycia paliwa spalane bez dymienia) posiadają kolejno węglowodory: n-parafiny, izoparafiny, cykloparafiny, olefiny,

Tabela 6 [3]

Paliwo	Skład chemiczny, %			Zdolność odkładania nagarów, %
	aromatyczne	cykloparafinowe	parafinowe	
Aromatyczne	75,2	11,4	13,4	70
Cykloparafinowe	1,4	51,9	46,7	70
Parafinowe	2,6	5,2	92,2	10
Nafta lotnicza	19,4	2,68	41,4	100

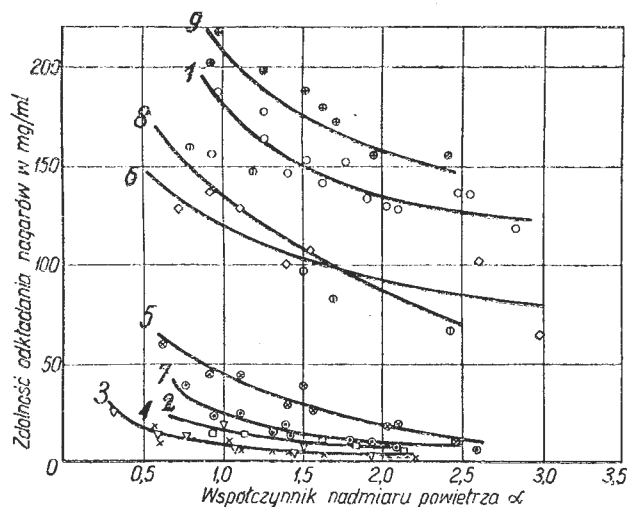
cykloolefiny, dwuolefiny alkiny, n-alkilobenzeny. Dla węglowodorów n-parafinowych zużycie paliwa spalanego bez dymienia zmniejsza się w niewielkim stopniu w miarę zwiększania się ciężaru cząsteczkowego, dla 1-olefin krzywa przechodzi przez minimum w pobliżu propenu i 2-butenu. Wyżej podane zestawienie uzupełnia wyniki badań przeprowadzonych na lampce, przedstawionej na rys. 12. Wyniki badań paliw o różnych składach, przeprowadzone na silniku (tabela 6), potwierdzają omawiane zależności 3). Wpływ poszczególnych grup węglowodorów, występujących w paliwach naftowych, na zdolność odkładania nagarów tych pa-



Rys. 15. Zależność zdolności tworzenia nagarów od zawartości węglowodorów aromatycznych (do paliw dodawano 1% oleju lotniczego, badania przeprowadzono na silniku turbinowo-odrzurowym): 1—paliwo typu nafty (143—262 °C); 2—paliwo typu nafty (186—279 °C); 3—paliwo typu nafty (158—276 °C); 4—paliwo typu szerokiej frakcji (158—276 °C)

liw daje ułożyć się w następujący szereg wg malejących skłonności do nagarowania: węglowodory aromatyczne wielopierścieniowe > aromatyczne jednopierścieniowe > aromatyczne jednopierścieniowe z łańcuchami bocznymi > cykloparafinowe > olefinowe > parafinowe. Szereg ten jest bardzo podobny do szeregu charakteryzującego dokładność spalania. Fakt ten uwypukla współzależność pomiędzy dokładnością spalania i zdolnością do tworzenia nagarów. W praktyce niedostateczna dokładność spalania jest przyczyną zwiększenia się ilości dymów i nagarów.

Doświadczenia, przeprowadzone w komorach spalania silnika lotniczego w warunkach stoiskowych, stosunek powietrza do paliwa 50 : 1, czas doświadczenia — 1 godz., potwierdziły zależność ilości nagarów od zawartości węglowodorów aromatycznych w paliwie (rys. 15). Badane paliwa lotnicze o zbliżonym składzie frakcyjnym, zawierające 10 i 20% węglowodorów aromatycznych, wykazywały dwukrotnie większą ilość nagarów dla paliwa o zwiększonej zawartości składników aromatycznych [3, 14].



Rys. 16. Zależność zdolności tworzenia nagarów przez różne węglowodory i paliwa od współczynnika nadmiaru powietrza α : 1—benzen; 2—metylocykloheksan; 3—izooktan; 4—cetan; 5—dekalina; 6—dwyetylobenzen; 7—parafinowo-cykloparafinowe (naftenowe); 8—aromatyczne jednopierścieniowe; 9—aromatyczne dwupierścieniowe. Krzywe 7, 8 i 9 dotyczą frakcji węglowodorów wydzielonych z nafty

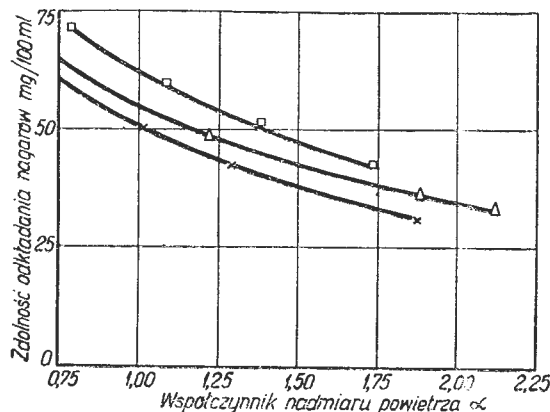
Tabela 7 [14]

Zawartość substancji smolistych w mg/100 ml	6,4	11,6	22,6	26,0	49,6	94,6
Zdolność nagarowania w %	100	100	100	110	190	230

Niedobór utleniacza jest także bardzo ważnym czynnikiem, wpływającym na ilości nagarów. Wpływ współczynnika α badany był na urządzeniu laboratoryjnym (rys. 11) dla poszczególnych węglowodorów oraz grup węglowodorów, występujących w nafcie, otrzymanych na drodze destylacji zachowawczej (rys. 16). Największe ilości nagarów powstają przy spalaniu węglowodorów aromatycznych. Dla alifatycznych (parafinowych i cykloparafinowych) przy $\alpha = 2,0-2,5$, ilość nagarów zbliża się do zera [4, 14].

Związki siarkowe, występujące w paliwie w mniejszych lub większych ilościach, szczególnie w paliwach ciężkich, otrzymywanych z rop siarkowych, zwiększają zdolności nagarotwórcze paliw. Jednak badania wpływu tych związków na zdolność nagarotworzenia prowadzone przy użyciu siarkowodoru, siarczku dwubutyłowego i etylmerkaptanu wykazały, że wpływ tych związków — w porównaniu z aromatycznymi — jest o wiele mniejszy. Także zawartość substancji smolistych powoduje nieznaczny stosunkowo wzrost ilości nagarów (rys. 17) tabela 7 [14].

Należy zaznaczyć, że pomimo bezwzględnej wartości zdolności do nagarowania, ze względu na możliwość porównania wyników otrzymywanych na różnych urządzeniach, stosuje się skalę benzenową, przyjmując dla benzenu zdolność nagarowania równą 1 (tabela 8).



Rys. 17. Zdolność tworzenia nagarów przez paliwa typu nafty o różnej zawartości smoły: 1—zawartość smoły 6,0 mg/100 ml; 2—zawartość smoły 22,4 mg/100 ml; 3—zawartość smoły 75,8 mg/100 ml

Tendencje do wprowadzania paliw o większej zawartości ciężkich, mniej lotnych składników, typu amerykańskiego JP5 i JP6, podyktowane — między innymi — możliwością energetycznego wzbogacenia ich oraz większym uzyskiem przy przeróbce ropy naftowej, zmuszają do szukania sposobów zapobiegania wydzielaniu się z tych paliw nadmiernych ilości nagarów.

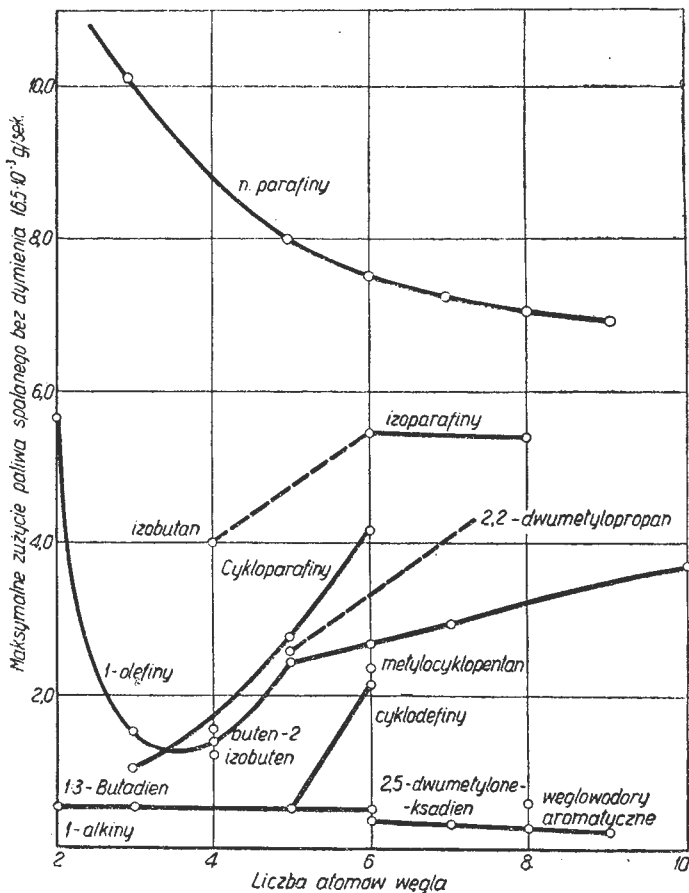
W powszechnie stosowanych paliwach zawartość szkodliwych — z punktu widzenia dokładności spalania oraz zdolności odkładania nagarów — węglowodorów aromatycznych jest normowana i nie przekracza 25%.

O ważności zagadnienia świadczy fakt wprowadzenia do warunków technicznych, którym powinno odpowiadać np. paliwo JP5, pomiaru zdolności do nagarowania za pomocą wysokości nie kopącego płomienia w opisanej wyżej lampce (rys. 12). Wspomniane paliwa posiadają zwiększone ilo-

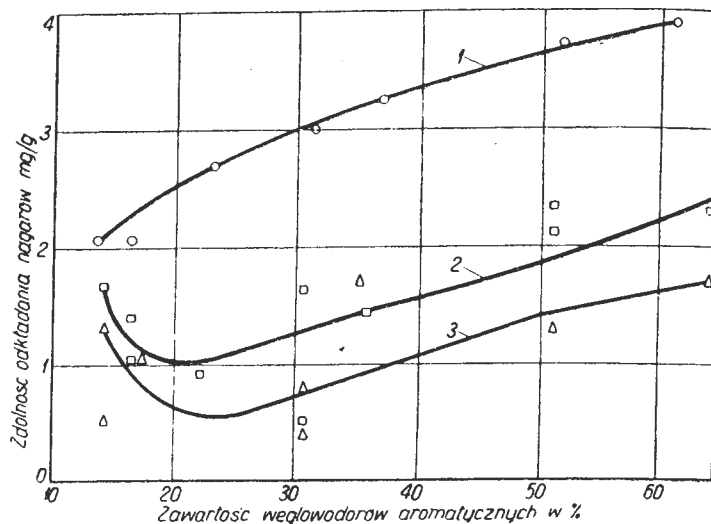
Tabela 8

Paliwo	Wartości zdolności tworzenia nagarów	
	komora laboratoryjna Czertkowa rys. 11	komora Starkmana rys. 10
Benzen	1,0	1,0
Cykloheksan	0,23	0,3
Izooktan	0,07	—
Izopropylobenzen	1,04	1,01
Nafta	0,6	0,52
Olej napędowy	1,1	1,09

ści niekorzystnych pod tym względem węglowodorów aromatycznych wielopierścieniowych (dwupierścieniowe o pierścieniach skondensowanych). Zmusza to do poprawienia dokładności spalania takich paliw. Pomijając możliwości związane z konstrukcją silnika, czynione są badania i próby poprawienia dokładności spalania przez wprowadzenie odpowiednich dodatków — związków chemicznych. Działanie tych związków należy odnieść zasadniczo ku pierwszym stadiom spalania, to jest tam, gdzie zachodzi utlenianie i zapalenie się paliwa. Powodują one skrócenie okresu opóźnienia zapłonu, przyspieszają spalanie paliwa — zmniejszając tym samym przestrzeń spalania. Przeprowadzone były badania nagarowania paliwa o zmiennej ilości składników maksymalnie nagarotwórczych, stwierdzające możliwość zmniejszenia ilości nagarów przez polepszenie dokładności spalania paliwa za pomocą dodatków rys. 19 [1]. W 1953 roku opublikowane zostały dane na temat możliwości podwyższenia efektywności spalania paliw wysokoaromatycznych i związków siarkowych za pomocą nadtlenuków i azotanów [17, 18]. Stosowane były wodoronadtlenki węglowodorów, w ilościach 0,1—5%, np. w paliwie o zawartości węglowodorów aromatycznych 99%, wydzielającym 52,6 g nagaru, po dodaniu 2% wodoronadtlenku kumolu, ilość wydzielonego nagaru wynosiła tylko 19,9 g [18]. Niektóre związki siarkowe, na przykład dziegieć tiofenolowy [19], butyltiofen (trzciorzędowy), [20, 21], okazały się skutecznymi dodatkami. Korzystny wpływ na własności zapłonowe i spalanie posiada borowodurek glinu [22, 23]. Badania Mullinsa [24], dotyczące wpływu różnych dodatków na opóźnienie zapłonu nafty w strumieniu powietrza, przy



Rys. 18. Wpływ budowy chemicznej węglowodorów i liczby atomów węgla w cząsteczce na maksymalne zużycie paliwa spalane bez dymienia na knocie lampki



Rys. 19. Zależność zdolności tworzenia nagarów od zawartości węglowodorów aromatycznych i dodatków w paliwie: 1 — bez dodatków; 2 — dodatek A; 3 — dodatek B

1 atm w temperaturze 600—1000 °C, wykazały skuteczność takich związków jak: 1) eter dwufenylowy (skrócenie opóźnienia zapłonu w niskich temperaturach, 50% w 800 °C, w wysokich temperaturach polepsza stałość spalania), 2) tlenek propylenu i nitrobenzen w niewielkim stopniu, 3) azotany etylu i amylu lepiej także polepszają stałość spalania i skracają opóźnienie zapłonu. Jednak konieczne stężenia omówionych wyżej związków (1%) są zbyt duże, by można było stosować te związki w skali przemysłowej. Do tej pory ich zastosowanie zasadniczo nie wyszło jeszcze poza badania laboratoryjne. Publikacje z ostatnich lat omawiają szereg różnych związków, jako dodatków do paliw. Ze względu na zakres artykułu związki te nie będą omawiane. Należy jednak zaznaczyć, że na obecnym etapie rozwoju silników, istnieją realne możliwości przygotowania odpowiednich paliw naftowych bez jakichkolwiek dodatków.

LITERATURA

1. Pauszkin J. M.: Chemicznej Sostaw i Swoistwa Reaktywnych Topliw, Akademia Nauk ZSRR, Moskwa, 1958
2. Geoffrey G.: Gas Turbine and Jet Propulsion for Aircraft, Londyn, 1954
3. Scott M., Stansfield R., Tait T.: J. Inst. Petroleum, 37, 487, 1951, Woprosy Rakietnoj Techniki, nr 6, 51, 1952
4. Bass E., Lubbock J., Williams C.: Woprosy Rakietnoj Techniki, nr 4, 106, 1953
5. Łosikow B. W., Puczkow N. G., Englin B. A.: Osnovy Primienienia Nefitproduktow, Gostoptiechizdat, Moskwa, 1955
6. Williams J.: J. Inst. Fuel, 20, 281, 1947
7. Sharp J.: J. Royal Aeronautical Soc., 58, nr 528, 813, 1954
8. Comerford F. M.: Fuel, 32, 67, 1953
9. Thorp N., Long R., Garner F. H.: Fuel, 30, 266, 1951, 32, 116, 1953
10. Gibbon L. C., Barnett H. C., Gerstein M.: Ind. Eng. Chem., 46, 2150, 1954
11. Barnard D., Eltinger L.: Ind. Eng. Chem., 46, nr 10, 2160, 1954
12. Williams C. G.: Engineering, 176, 4563, 37, 1953
13. Starkman E. C., Cattaneo A. G., McAllister S. H.: Ind. Eng. Chem., 43, 1962, 1954
14. Zriełow W. N.: Motornyje Topliwa Masła i Zidkosti, rozdz. XIV, Gostoptiechizdat, Moskwa, 1951
15. Worrall G.: Ind. Eng. Chem., 46, 2178, 1954
16. Clark T. P., Schalla R., McDonald J.: Woprosy Rakietnoj Techniki, nr 5, 69, 1956
17. USA. Patent 2609297, 2/IX—1952; Chem. Abstr., 47, 295, 1953
18. Cornet J., Boodberg A.: Ind. Eng. Chem., 45, 1033, 1953
19. Massa V. F., Russel B. B.: USA. Patent 2739049, 20/III, 1956
20. Aughes E. C., Hook, O.: Petrol. Eng., 28, nr 7, 10, 1956
21. Petrol. Proces., 8, nr 4, 575, 1953
22. Godsey J. M.: USA, patent 2647046, 28/VII—1953; 264569, 14/VII—1953; 264568, 14/VII—1953
23. Hinkamp I. B., Hinzd V.: Ind. Eng. Chem., 47, nr 8, 1560, 1955
24. Mullins B. P.: Fuel, 32, nr 2, 211, 1953.

Obliczenia wytrzymałościowe kół zębatach przekładni silników lotniczych

W artykule opisano charakter pracy przekładni zębatach współczesnych silników lotniczych, podano niektóre wielkości będące miernikiem obciążeń przekładni oraz scharakteryzowano specyfikę konstruowania. Opisano krótko jeden ze sposobów szybkiego wyznaczenia podstawowych wymiarów kół zębatach, niezbędnych do zaprojektowania przekładni, oparty w zasadzie na metodzie Moszyńskiego i radzieckich doświadczeniach w zakresie nacisków powierzchniowych. Opisano także metodę obliczania kół zębatach na granie powierzchniowe. Podano niezbędne do tych obliczeń parametry. W zakończeniu artykułu podano kilka wskazówek konstrukcyjnych i eksploatacyjnych, dotyczących silnikowych przekładni zębatach.

Wstęp

Lotnicze przekładnie zębatach wyróżniają się spośród innych przekładni zarówno swoją konstrukcją jak i charakterem pracy oraz działającymi na nie obciążeniami. Współczesne silniki lotnicze to przede wszystkim silniki turbinowo-odrzutowe oraz silniki turbinowo-śmigłowe. Obydwa wymienione typy silników posiadają przekładnie zębatach do przekazywania napędu z wirnika sprężarki i turbiny na agregaty, wymagające dostarczania odpowiednich mocy z odpowiednimi prędkościami obrotowymi wałów. Silnik turbinowo-śmigłowy ma poza tym reduktor, za pomocą którego przekazywana jest moc z wirnika turbiny na wał śmigła (po odpowiednim zmniejszeniu prędkości obrotowej). Przekładnie zębatach silników turbinowych obciążone są przekazywanymi momentami obrotowymi o stosunkowo nieznacznej pulsacji i łagodnie przebiegających zmianach ich wartości średniej (np. w warunkach rozruchu silnika), lecz jednocześnie koła zębatach tych przekładni wirują z dużymi prędkościami obrotowymi. Miernikiem wielkości tych prędkości są prędkości obwodowe na średnicach podziałowych współpracujących kół zębatach, sięgające 30, 50, a nawet 80 m/sek.

Kolejność opracowywania konstrukcyjnego poszczególnych zespołów silnika turbinowego jest taka, że konstruktor przekładni zębatach (zarówno napędu agregatów jak i reduktora) musi zmieścić swoją konstrukcję w pewnych narzuconych mu wymiarach gabarytowych, wynikających z kształtu zaprojektowanego kanału przelotowego silnika. Dlatego obliczenia wytrzymałościowe kół zębatach w silnikach lotniczych najwygodniej jest przeprowadzać w ten sposób, że zakłada się liczby zębów oraz moduły, a poszukuje szerokości wieńców. Tak przyjęta kolejność jest bardzo korzystna z uwagi na możliwość przyjęcia właściwych proporcji konstrukcyjnych samej przekładni, jak i jej usytuowania w silniku. Dla wykonującego obliczenia wytrzymałościowe jest to o tyle dogodne, że pozwala na dokładne wyznaczenie parametrów działających obciążeń, związanych z prędkością obwodową wieńców, siłą międzyzębną, tolerancjami wykonania profilów zębów itd.

Obliczenia wytrzymałościowe można oprzeć na przykład na metodach wyłożonych w podręczniku W. Moszyńskiego — jednak z pewnymi przekształceniami podstawowych równań oraz po otrzymaniu możliwie dokładnych i wyczerpujących wiadomości, dotyczących wytrzymałości przyjętego do wykonania kół zębatach materiału. Do obliczeń dopuszczalnych nacisków powierzchniowych na styku między zębami, pozostającymi w przyporze, można wykorzystać wyniki doświadczeń radzieckich, opracowane przez Pietruszewicza w jego licznych publikacjach. Zależności podawane przez Pietruszewicza pozwalają dokładnie uwzględnić możliwości pracy powierzchni zębów współpracujących, w zależności od ich twardości oraz sposobu utwardzania.

Poniżej przytoczono tok obliczeń stosowany już wielokrotnie w opracowaniach konstrukcyjnych lotniczych przekładni zębatach.

Obliczenie obciążeń

Obliczenia wartości poszczególnych obciążeń przeprowadza się po uprzednim opracowaniu schematu kinematycznego przekładni i dobraniu odpowiednich — ze względów konstrukcyjnych — liczb zębów z i modułów m wieńców zębatach obliczanych przekładni. Taki tok obliczeń pozwala na ustalenie, jeszcze przed rozpoczęciem właściwych obliczeń wytrzymałościowych, wielkości siły międzyzębnej, wartości prędkości obwodowej na średnicy podziałowej

wieńców współpracujących kół oraz dokładne wyznaczenie liczby przyporu.

Określa się następujące wielkości:

1. Moment obrotowy działający na wieńiec obliczanego koła

$$M_o = 71\,620 \frac{N}{n} \quad [\text{kGcm}] \quad [1]$$

gdzie

N [KM] — moc przekazywana przez obliczane koło zębatach; w przekładniach obiegowych lub rozgałęzionych jest to moc przenoszona przez jedno koło obiegowe lub jedno rozgałęzienie;

n (obr/min) — prędkość obrotowa koła; w przypadku przekładni obiegowych jest to względna prędkość obrotowa.

2. Składową obwodową siły międzyzębnej

$$p_o = \frac{2 \cdot M_o}{m \cdot z} \quad [\text{kG}] \quad [2]$$

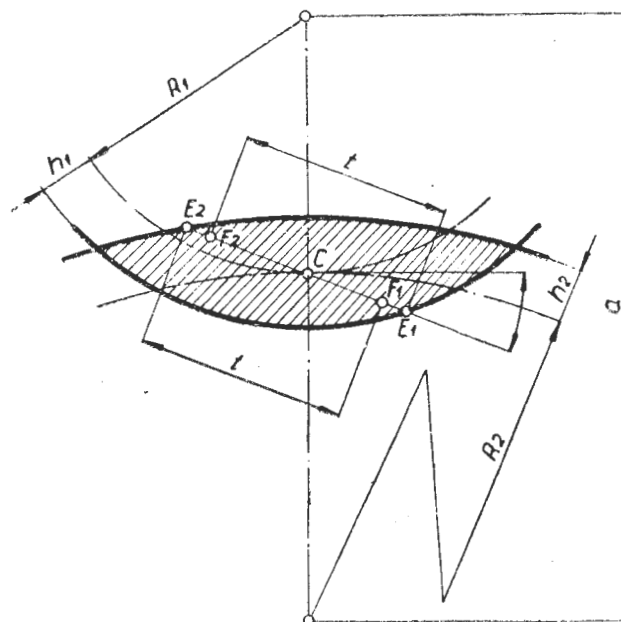
gdzie

m [cm] — moduł zębów,
 z — liczba zębów koła.

3. Prędkość obwodową na średnicy podziałowej współpracujących kół zębatach

$$V = \frac{\pi \cdot m \cdot z \cdot n}{6000} \quad [\text{m/sek}] \quad [3]$$

W obliczeniach obciążeń należy również określić liczbę przyporu, z wartości której wynika na ile zębów równocześnie rozkłada się działające obciążenie. Liczbę przyporu można wyznaczyć z wystarczającą do obliczeń wytrzymałościowych dokładnością wykreslnie wykonując w odpowiednim, np. pięciokrotnym, powiększeniu schemat współpracy kół (patrz rys. 1) i mierząc odcinek przyporu. Do-



Rys. 1 — Schemat współpracy kół

kładniejsze wyniki uzyskuje się przy wykorzystaniu metody analitycznej.

Długość części odcinka przyporu między punktem C oraz punktem E_1 (tj. punktem granicznym współpracy wierzchołka zęba koła mniejszego — patrz rys. 1).

$$l_1 = E_1 C = \frac{h_1}{2} \left[\sqrt{\left(\frac{2 \cdot R_1}{h_1} \sin \alpha\right)^2 + 4 \left(\frac{2 \cdot R_1}{h_1} + 1\right)} - \frac{2 \cdot R_1}{h_1} \sin \alpha \right] \text{ [cm]} \quad [4]$$

Długość części odcinka przyporu między punktem C oraz punktem E_2

$$l_2 = E_2 C = \frac{h_2}{2} \left[\pm \sqrt{\left(\frac{2 \cdot R_2}{h_2} \sin \alpha\right)^2 + 4 \left(\frac{2 \cdot R_2}{h_2} + 1\right)} \mp \frac{2 \cdot R_2}{h_2} \sin \alpha \right] \text{ [cm]} \quad [5]$$

gdzie

h_1, h_2 [cm] — wysokości głów zębów współpracujących kół (patrz rys. 1). Są to wielkości zazwyczaj sobie równe;

R_1, R_2 [cm] — promienie podziałowe obu kół;

α — kąt przyporu. Zwykle wynosi on w przekładniach lotniczych 20° lub jest nieco większy.

W równaniach występuje znak „ \pm ” lub „ \mp ”. Górny znak odpowiada zazębieniu zewnętrznemu, dolny znak — zazębieniu wewnętrznemu współpracujących kół.

4. Liczbę przyporu

$$\varepsilon = \frac{l_1 + l_2}{\pi \cdot m \cdot \cos \alpha} \quad [6]$$

Obliczenie zębów na zginanie

Obliczenia wytrzymałościowe przeprowadza się w oparciu o właściwości wytrzymałościowe materiału użytego na wieniec zębata, działające obciążenia i charakterystyki geometryczne obliczanego koła zębatego w ten sposób, że wyznacza się najmniejszą dopuszczalną szerokość wienca.

Przekształcając znaną zależność (patrz podręcznik W. Moszyńskiego)

$$m = \sqrt{\frac{2 \cdot M_o \cdot q}{\lambda \cdot z \cdot \sigma}}$$

gdzie

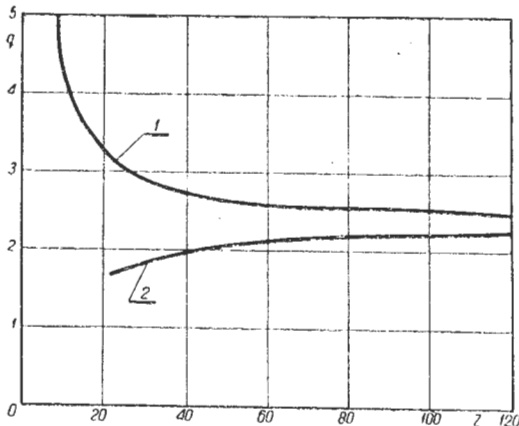
$$\lambda = \frac{b}{m} \text{ — wydłużenie zęba}$$

można otrzymać postać następującą:

$$b = \frac{2 \cdot M_o \cdot q}{m^2 \cdot z \cdot \sigma}$$

gdzie

q — współczynnik kształtu zęba zależny od kąta przyporu i liczby zębów. Do obliczeń przyjmuje się wartość odpowiadającą liczbie zębów koła mniejszego, którego zęby mają mniejszy wskaźnik wytrzymałości na zginanie. Dla kątów normalnych przyporu wartość współczynnika odczytać moż-



Rys. 2 — Zależność współczynnika kształtu q od liczby zębów dla $\alpha = 20^\circ$; 1 — zazębienie zewnętrzne; 2 — zazębienie wewnętrzne

na z wykresów na rys. 2 lub z tablicy zamieszczonej w podręczniku Moszyńskiego „Wykład elementów maszyn” cz. III, str. 248 (dla kół stalowych przyjmuje się do obliczeń wartość q_c).

Współczynnik kształtu dla kół zębatach stożkowych lub z zębami skośnymi dobiera się dla zastępczej ilości zębów; σ [kG/cm²] — naprężenia zginające w zębie.

Jeżeli do powyższego wzoru podstawia się na miejsce σ wartość dopuszczalnych naprężeń zginających σ_{dop} w zębie, to otrzyma się postać wzoru, pozwalającą na obliczenie najmniejszej szerokości wienca:

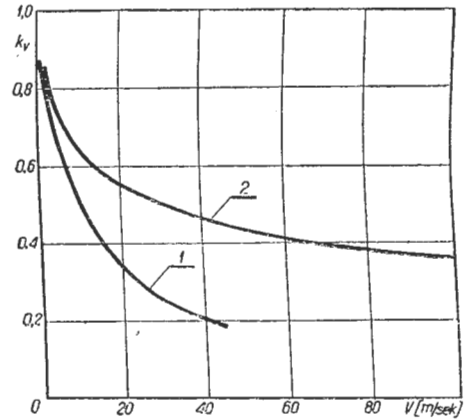
$$b_{min} = \frac{2 \cdot M_o \cdot q}{m^2 \cdot z \cdot \sigma_{dop}} \text{ [cm]} \quad [7]$$

Dopuszczalne naprężenia zginające oblicza się z zależności:

$$\sigma_{dop} = \sigma_{-1} \cdot k_\varepsilon \cdot k_B \cdot k_v \text{ [kG/cm}^2\text{]} \quad [8]$$

gdzie

σ_{-1} [kG/cm²] — wytrzymałość zmęczeniowa materiału przy symetrycznym cyklu zmiany obciążeń. Przyjęcie takiej wartości naprężeń odpowiada ściśle charakterowi obciążeń zębów kół obiegowych i kół pośrednich. W innych rodzajach przekładni cykl zmiany obciążeń jest w zasadzie jednostronny, jednakże uwzględniając gwałtowne zmiany prędkości obrotowych przekładni oraz stosowanie śmigieł o odwracalnym ciągu, można dopuścić to stosunkowo niewielkie



Rys. 3 — Zależność współczynnika prędkości k_v od prędkości obwodowej V ; 1 — koła zębata średnio dokładnie wykonane $k_v = \frac{10}{10 + V}$; 2 — koła zębata bardzo dokładnie wykonane $k_v = \frac{5,5}{5,5 + \sqrt{V}}$

przybliżenie, zwłaszcza że popełniany błąd wpływa na zmniejszenie obliczeniowych naprężeń dopuszczalnych;

k_ε — współczynnik zależny od liczby przyporu współpracującej pary kół zębatach. Dla kół tak starannie wykonywanych jak lotnicze, których dokładność wykonania w średnich warunkach przemysłowych mieści się w I klasie dokładności wg GOST, można przyjąć $k_\varepsilon = E$;

k_B — współczynnik przeciążenia przekładni. W przypadku przyjęcia w obliczeniach obciążeń wynikających z największej przenoszonej przez przekładnię mocy przyjmuje się $k_B = 0,8-0,9$ dając w ten sposób zapas na warunki ewentualnej pulsacji momentu obrotowego i zwiększania lub zmniejszania prędkości obrotowej silnika;

k_v — współczynnik prędkości. Wartość tego współczynnika oblicza się ze wzorów Bartha, których różne postacie zależą od dokładności wykonania profili zębów. Od jakości wykonania profili zależą dopuszczalne wartości prędkości obwodowych kół zębatach.

Dla przekładni silników lotniczych współczynnik prędkości oblicza się ze wzoru:

$$k_v = \frac{5,5}{5,5 + \sqrt{V}}$$

Dla porównania wyników, otrzymywanych z różnych wzorów Bartha dla różnych prędkości obwodowych, zestawiono odpowiednie wykresy na rys. 3.

Wyznaczanie najmniejszych szerokości wienców kół zębatach walcowych o zazębieniu skośnym oraz kół stożkowych

dokonywa się w taki sam sposób jak dla kół walcowych o zazębieniu prostym — z tym jednak, że współczynnik kształtu przyjmuje się dla zastępczej liczby zębów.

Dla walcowych kół zębatach o zazębieniu skośnym zależność [7] przyjmuje postać:

$$b_{min} = \frac{2 \cdot M_o \cos \beta \cdot q}{m^2 \cdot z \cdot \sigma_{dop}} \quad [\text{cm}] \quad [7']$$

gdzie

β [°] — kąt nachylenia zębów względem osi koła zębatego.

Współczynnik kształtu zęba dobiera się dla zastępczej liczby zębów obliczanej ze wzoru:

$$z_{zast} = \frac{z}{\cos^3 \beta} \quad [8']$$

Współczynnik K_ϵ , konieczny do obliczenia dopuszczalnych naprężeń, przyjmuje się równy liczbie przyporu, która wynosi:

$$k_E = E_\beta = E + \frac{\lambda}{\pi} \sin \beta \quad [9]$$

gdzie

ϵ — liczba przyporu dla koła zębatego, z zazębieniem prostym o tej samej liczbie zębów co koło z zazębieniem skośnym;

λ — wydłużenie zęba, które należy założyć, a następnie — po obliczeniu najmniejszej szerokości wieńca — sprawdzić i ewentualnie wnieść poprawkę do powtórnego obliczenia.

Koła zębata stożkowe oblicza się jak koła walcowe o zębatach prostych z tym jednak, że współczynnik kształtu zęba dobiera się dla zastępczej liczby zębów, obliczanej ze wzoru:

$$z_{zast} = \frac{z}{\cos \varphi} \quad [10]$$

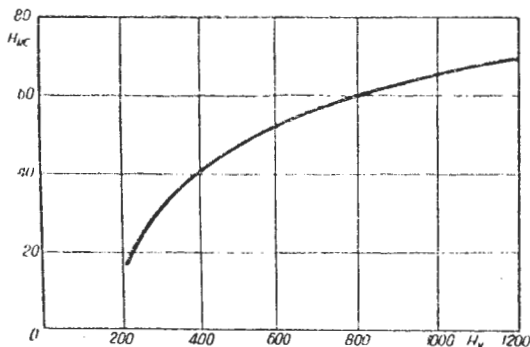
gdzie

φ [°] — kąt pochylenia tworzącej stożka podziałowego względem osi obrotu koła.

Konieczną do obliczeń naprężeń dopuszczalnych liczbę przyporu wyznacza się dla zastępczych liczb zębów współpracujących ze sobą kół.

Obliczenie zębów na nacisk powierzchniowy

Podobnie jak w obliczeniach na zginanie, poszukuje się najmniejszej szerokości wieńca. Najmniejszą szerokość



Rys. 4 — Zależność między twardością mierzoną metodą Vickersa H_V i twardością mierzoną metodą Rockwella H_{RC}

wieńca oblicza się z odpowiednio przekształconego wzoru Herta w postaci następującej:

$$b_{min} = \frac{B \cdot p_o}{p_{dop}^2 \cdot m} \left(\frac{1}{z_1} \pm \frac{1}{z_2} \right) \quad [\text{cm}] \quad [11]$$

gdzie:

B — współczynnik, będący wartością stałego członu wzoru Herta, zależny jedynie od kąta przyporu i modułów Younga materiałów, z jakich wykonane są wieńce współpracujących kół.

Dla kół stalowych o kącie przyporu $\alpha = 20^\circ$ współczynnik ten wynosi $B = 1,41 \cdot 10^6$ kG/cm²;

z_1, z_2 — liczby zębów współpracujących kół. Dla kół zębatach walcowych z zazębieniem skośnym oraz dla kół stożkowych należy podstawić zastępcze liczby zębów, gdyż od nich zależą kształty profilów zębów, a więc i profile krzywizn powierzchni współpracujących;

p_{dop} — dopuszczalne naciski powierzchniowe, których obliczeniu zostanie poświęcone nieco miejsca poniżej.

W równaniu [11] występuje znak „±”. Znak „+” odpowiada parze kół o zazębieniu zewnętrznym, znak „-” odpowiada parze o zazębieniu wewnętrznym.

Dopuszczalne naciski powierzchniowe oblicza się z następującej zależności:

$$p_{dop} = p \sqrt{k_\epsilon \cdot k_B \cdot k_v} \quad [\text{kG/cm}^2] \quad [12]$$

gdzie:

k_ϵ, k_B, k_v — współczynniki o wartościach obliczonych i przyjętych już w obliczeniach zębów na zginanie; p — zmęczeniowe naciski powierzchniowe, które bezpośrednio zależą od podpowierzchniowych naprężeń ścinających, powstałych na skutek nierównomiernych odkształceń naciskanej warstwy zewnętrznej powierzchni zębów i rdzeni zębów.

Zależność między zmęczeniowymi naciskami powierzchniowymi a podpowierzchniowymi naprężeniami ścinającymi, według doświadczeń radzieckich, wyraża się wzorem:

$$p = 2,88 \cdot \tau \quad [\text{kG/cm}^2] \quad [13]$$

Dopuszczalne wartości podpowierzchniowych naprężeń ścinających zależą od twardości powierzchni zębów, sposobu utwardzania tych powierzchni, twardości nieutwardzanych rdzeni zębów oraz od ilości cykli zmiany obciążeń.

Dla zębów cementowanych o twardości rdzeni zębów nie mniejszej niż $H_{RC\ rdz} \geq 40$, mierzonej metodą Rockwella według skali C, wzór na podpowierzchniowe naprężenia ścinające ma postać:

$$\tau = 120 \cdot H_{RC} \sqrt[6]{\frac{10^7}{60 \cdot n \cdot T}} \quad [\text{kG/cm}^2] \quad [14]$$

gdzie

H_{RC} — twardość pracujących powierzchni zębów wyrażona w stopniach Rockwella;

n — liczba określająca, ile razy w ciągu jednej minuty każdy ząb wejdzie w przypór. Dla przekładni pojedynczej jest to po prostu prędkość obrotowa koła zębatego;

T [godz.] — przewidywany czas pracy koła zębatego.

Zależność [14] pozwala na obliczenie żywotności [czasu pracy T] obliczanej przekładni przy dopuszczalnych naciskach powierzchniowych. Przekładni uważa się praktycznie za niezniszczalną, jeżeli iloczyn $60 \cdot n \cdot T = 25 \cdot 10^7$.

Dla zębów cjanowanych lub azotowanych, pracujących bez dużych przeciążeń, co odpowiada warunkom pracy kół reduktorów silników turbinowo-śmigłowych i wielocylindrowych silników tłokowych, wartość podpowierzchniowych naprężeń ścinających oblicza się ze wzoru:

$$\tau = 108 \cdot H_{RC} \sqrt[6]{\frac{10^7}{60 \cdot n \cdot T}} \quad [\text{kG/cm}^2] \quad [14']$$

Gdy twardość rdzenia zębów azotowanych różni się więcej niż o 35% od twardości powierzchni zębów, należy stosować wzór:

$$\tau = 143 \cdot H_{RC\ rdz} \sqrt[6]{\frac{10^7}{60 \cdot n \cdot T}} \quad [\text{kG/cm}^2] \quad [14'']$$

gdzie $H_{RC\ rdz}$ — twardość rdzeni zębów.

Powyżej przytoczono jedynie wzory dla najczęściej stosowanych w lotnictwie metod obróbki i materiałów. Szczegółowe dane dla bogatszego zestawienia materiałów i metod obróbki zebrano w radzieckim kalendarzu Maszynostrojnie.

Ponieważ wzory powyższe oparte są na danych o twardości mierzonej metodą Rockwella, a pomiary twardości powierzchni cjanowanych i azotowanych przeprowadza się zwykle metodą Vickersa (H_V), konieczne jest dokonanie zamiany jednych jednostek na drugie.

Do tego celu można wykorzystać wykres pokazany na rys. 4.

* * *

Po dokonaniu obliczeń i wyznaczeniu minimalnych szerokości wieńców kół zębatach z warunków zginania oraz nacisków powierzchniowych, przyjmuje się jako wartość wyjściową do konstrukcji przekładni wartość większą z obliczonych. Zazwyczaj, w przypadku kół zębatach utwardzonych powierzchniowo, wymiarującym jest warunek zginania.

Z praktyki konstrukcyjnej wiadomo, że konstruktorzy z reguły powiększają otrzymane na drodze obliczeniowej szerokości wieńców. Wieńce kół zębatach napędu agregatów są większe od obliczonych zwykle o 50—150%. Szerokości wieńców kół zębatach reduktorów są zwiększane o 20—50%. Tę poprawkę konstrukcyjną wprowadza się dlatego, że konstrukcja współczesnych silników turbinowych jest tak wiotka, że nie daje ona gwarancji, iż osie kół są do siebie dostatecznie dokładnie równoległe (lub prostopadłe); nie zapewnia to równomiernej pracy zębów na całej ich długości. Z tego punktu widzenia, wieńce kół zębatach w przekładniach lotniczych powinny być stosunkowo wąskie ($\lambda_{max} = 8-12$) i jednocześnie obciążone, co powodowałoby odkształcenia sprężyste zębów, zapewniając tym samym równomierną pracę zęba na całej długości.

Jednak z praktyki obliczeniowej szybkoobrotowych przekładni lotniczych wiadomo, że nie zawsze wymiarujące są warunki wytrzymałościowe. W przekładniach szybkoobrotowych o dużych prędkościach obwodowych, niezbyt obciążonych wytrzymałościowo, występują po pewnym czasie objawy zmęczenia materiału na powierzchniach współpracujących. Można tego uniknąć projektując przekładnię zgodnie z wynikami obliczeń na grzanie powierzchniowe.

Obliczenie kół zębatach na grzanie powierzchniowe

Przytoczono tu metodę opracowaną przez Pietruszewicza. Ta metoda obliczeń powstała w oparciu o założenie, że zmęczeniowe uszkodzenia powierzchniowe zębów (zmatowienia powierzchni, łuszczenie) występują w warunkach podwyższonej temperatury (występującej miejscowo i działającej chwilowo) powierzchni współpracujących — przy których olej traci swoje właściwości lepkie i jest wyciskany ze strefy współpracy zębów.

Równania, konieczne do obliczeń temperatur, ułożono w oparciu o zależność wyjściową, ujmującą ilość ciepła wydzielanego na skutek tarcia ślizgających się po sobie powierzchni zębów oraz możliwości przejmowania tego ciepła przez współpracujące koła. Równanie wyjściowe ma następującą postać:

$$\vartheta = 0,83 \frac{\mu \cdot p (V_1 - V_2)}{\sqrt{\frac{1}{2} b (\sqrt{\lambda_1 \cdot \gamma_1 \cdot C_1 \cdot V_1} + \sqrt{\lambda_2 \cdot \gamma_2 \cdot C_2 \cdot V_2})}} \quad [^{\circ}\text{C}]$$

gdzie

p [kG/cm] — jednostkowe obciążenie powierzchniowe;
 μ — współczynnik tarcia;
 v_1, v_2 [cm/sek] — prędkości poślizgu powierzchni zębów obu kół względem punktu współpracy;
 λ_1, λ_2 [kGcm/cm sek $^{\circ}\text{C}$] — współczynniki przewodnictwa cieplnego materiałów kół;
 C_1, C_2 [kGcm/kG $^{\circ}\text{C}$] — ciepła właściwe materiałów kół;
 γ_1, γ_2 [kG/cm 3] — ciężary właściwe materiałów kół.

Na podstawie praktyki obliczeniowej i oględzin wielu konstrukcji można stwierdzić, że zmęczeniowe uszkodzenia powierzchni zębów występują wówczas, gdy temperatura obliczona metodą Pietruszewicza przekracza 250 $^{\circ}\text{C}$.

Obliczenia przeprowadza się dla czterech charakterystycznych punktów E_1, F_1, E_2, F_2 linii przyporu. Do rozważań nad właściwym zaprojektowaniem przekładni przyjmuje się największą wartość z otrzymanych wyników. Wyższe temperatury występują w punktach E_1 i E_2 .

Przyrost temperatury na powierzchniach współpracujących zębów w punkcie współpracy E_1 wynosi:

$$\vartheta_{E_1} = C \sqrt{\xi_{E_1}} \sqrt[4]{\left[0,43 + \frac{7,1 (\Delta - \Theta)}{p_E}\right]^3} \cdot \frac{l'_2}{\sqrt{1 - \frac{l'_2}{R_1 \cdot \sin \alpha}} + \sqrt{1 \pm \frac{l'_2}{i \cdot R_1 \cdot \sin \alpha}}} \quad [^{\circ}\text{C}] \quad [15]$$

w punkcie F_1 :

$$\vartheta_{F_1} = C \sqrt{\xi_{F_1}} \frac{t - l_1}{\sqrt{1 - \frac{t - l_1}{R_1 \cdot \sin \alpha}} + \sqrt{1 \pm \frac{t - l_1}{i \cdot R_1 \cdot \sin \alpha}}} \quad [^{\circ}\text{C}] \quad [16]$$

W punkcie E_2 :

$$\vartheta_{E_2} = C \sqrt{\xi_{E_2}} \sqrt[4]{\left[0,43 + \frac{7,1 (\Delta - \Theta)}{p_E}\right]^3} \cdot \frac{l'_1}{\sqrt{1 + \frac{l'_1}{R_1 \cdot \sin \alpha}} + \sqrt{1 \mp \frac{l'_1}{i \cdot R_1 \cdot \sin \alpha}}} \quad [^{\circ}\text{C}] \quad [17]$$

W punkcie F_2 :

$$\vartheta_{F_2} = C \sqrt{\xi_{F_2}} \frac{t - l_2}{\sqrt{1 + \frac{t - l_2}{R_1 \cdot \sin \alpha}} + \sqrt{1 \mp \frac{t - l_2}{i \cdot R_1 \cdot \sin \alpha}}} \quad [^{\circ}\text{C}] \quad [18]$$

W powyższych równaniach, podobnie jak w poprzednich, górny znak odpowiada zazębieniu zewnętrznemu, a dolny — zazębieniu wewnętrznemu.

Dla kół zębatach o zębach prostych, dla warunku

$$p_E \leq 12,5 (\Delta - \Theta)$$

oraz dla kół o zębach skośnych należy w równaniach [15] i [17] zamiast członu

$$\sqrt[4]{\left[0,43 + \frac{7,1 (\Delta - \Theta)}{p_2}\right]^3}$$

podstawić jedność.

Do obliczenia temperatur powierzchniowych zębów konieczna jest znajomość szeregu wielkości pomocniczych, zależnych od charakterystyk geometrycznych współpracujących kół zębatach i profilów zębów oraz od obciążeń kół zębatach.

Jednostkowe obciążenie dynamiczne zęba oblicza się z zależności:

$$U = 0,8 \cdot V \sqrt{\frac{a (\Delta - \Theta)}{i}} \quad [\text{kG/cm}] \quad [19]$$

gdzie

V — prędkość obwodowa na średnicy podziałowej koła zębatego m/sek. W przypadku koła zębatego przekładni obiegowej jest to prędkość względna;

$a = \frac{1}{2} m (z_1 \pm z_2)$ cm — odległość między osiami kół zębatach (rys. 1). Dla przekładni o zazębieniu skośnym lub stożkowym należy wyznaczyć zastępczą odległość między osiami:

$$a_{zast} = \frac{1}{2} m (z_{1zast} \pm z_{2zast})$$

W powyższym równaniu znak „+” odpowiada parze kół o zazębieniu zewnętrznym, znak „-” odpowiada parze o zazębieniu wewnętrznym;

i — przełożenie przekładni $\frac{z_1}{z_2}$ lub $\frac{z_2}{z_1}$. Przyjmuje się wartość $i > 1$;

Δ [μ] — całkowity błąd wykonania podziałki. Największa wartość dopuszczalna zależy od klasy wykonania koła zębatego oraz wielkości modułu. Wartość Δ można odczytać z tablic PN lub GOST (również z podręcznika Skubaczewskiego str. 471 — wyd. radz);

Θ — błąd kompensowany. Należy przyjmować $\Theta = 5 \mu$ przy błędzie podziałki $\Delta \geq 10 \mu$ oraz $\Theta = \frac{1}{2} \Delta$ przy $\Delta < 10 \mu$.

Największe jednostkowe obciążenie dynamiczne, możliwe przy danym błędzie Δ , oblicza się ze wzoru:

$$U_{max} = 16,5 (\Delta - \Theta) \quad [\text{kG/cm}] \quad [20]$$

Do dalszych obliczeń przyjmuje się wartość mniejszą z obliczonych na podstawie wzorów [19] oraz [20].

Statyczne jednostkowe obciążenie normalne do profilu zęba dla przyjętej szerokości wieńca, a na podstawie obliczeń wytrzymałościowych lub ze względów konstrukcyjnych, wynosi:

$$p_n = \frac{p_o}{b \cdot \cos \alpha} \quad [\text{kG/cm}] \quad [21]$$

Sumaryczne obciążenie jednostkowe wynosi ostatecznie:

$$p_E = p_n + U \quad [\text{kG/cm}] \quad [22]$$

Umowną wartość podpowierzchniowych naprężeń ścinających oblicza się z równania:

$$T = 515 \sqrt{\frac{p_E (i \pm 1)}{m \cdot z}} \quad [\text{kG/cm}^2] \quad [23]$$

Współczynnik C , konieczny do obliczeń temperatury powierzchniowej na zębach będących w przyporze, oblicza się według wzoru

$$C = 192 \cdot \mu \sqrt{\left(\frac{\tau}{1000}\right)^3 \frac{n (i \pm 1)}{1000 \cdot i}} \quad [24]$$

gdzie

$\mu = 0,08-0,10$ — współczynnik tarcia podczas ślizgania się po sobie profilów zębów. Jego wielkość zależy od gładkości powierzchni i lepkości stosowanego oleju;
 n (obr/min) — prędkość obrotowa koła obracającego się wolniej. W przekładniach obiegowych jest to prędkość względna, to jest prędkość przy unieruchomionym jarmie;
 τ (kG/cm²) — podpowierzchniowe naprężenia ścinające. Wartość obliczona ze wzoru [14].

W obliczeniach na granie powierzchniowej przyjmuje się do obliczeń jako odcinki linii przyporu l'_1 oraz l'_2 na których zachodzi pełna współpraca zębów, wartości mniejsze z dwóch podanych poniżej l_1 i e_1 oraz l_2 i e_2

$$l'_1 \begin{cases} l_1 - \text{wartość obliczona z równania [4]} \\ e_1 = i \cdot R_1 \sin \alpha - 0,3 \cdot m \end{cases} \quad [25]$$

$$l'_2 \begin{cases} l_2 - \text{wartość obliczona z równania [5]} \\ e_2 = R_1 \sin \alpha - 0,3 \cdot m \end{cases} \quad [26]$$

Jednostkowe obciążenia względne w czterech oznaczonych na odcinku przyporu punktach (patrz rys. 1) współpracy zębów wynoszą:

w punkcie E_1 :

$$\xi_{E_1} = \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \frac{l'_1}{R_1 \sin \alpha}\right) \left(1 \pm \frac{l'_1}{i \cdot R_1 \sin \alpha}\right)}} \quad [27]$$

w punkcie F_1 :

$$\xi_{F_1} = \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \frac{t-l_2}{R_1 \sin \alpha}\right) \left(1 \pm \frac{t-l_2}{i \cdot R_1 \sin \alpha}\right)}} \quad [28]$$

w punkcie E_2 :

$$\xi_{E_2} = \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \frac{l'_2}{R_1 \sin \alpha}\right) \left(1 \pm \frac{l'_2}{i \cdot R_1 \sin \alpha}\right)}} \quad [29]$$

w punkcie F_2 :

$$\xi_{F_2} = \frac{1}{\sqrt{\left(1 - \frac{t-l_1}{R_1 \sin \alpha}\right) \left(1 \mp \frac{t-l_1}{i \cdot R_1 \sin \alpha}\right)}} \quad [30]$$

gdzie

l_1, l_2 — długości części odcinka przyporu obliczone ze wzorów [4] i [5];

l'_1, l'_2 — długości przyjęte z zależności [25] i [26];

$t = \pi \cdot m$ — podziałka;

i — przełożenie przekładni.

W równaniach [23], [27], [28], [29] i [30] występuje znak „ \pm ” oraz „ \mp ”. Górny znak odpowiada zazębieniu zewnętrznemu, dolny zazębieniu wewnętrznemu.

Wymiary szerokości wieńców szybkoobrotowych przekładni zębatach należy dobierać tak, aby przyrosty temperatury $\vartheta_{max} < 250^\circ\text{C}$, przy czym należy pamiętać, że temperatury ϑ można dopuścić tym większe, im gładziej są i o wyższej twardości powierzchnie współpracujących zębów oraz im niższa jest średnia temperatura oleju chłodzącego przekładnię.

Przy stosowaniu specjalnych olejów o wysokim napięciu powierzchniowym, nie dopuszczającym do przerwania błony olejowej w miejscu współpracy, temperatury ϑ mogą nawet znacznie przekraczać 250°C .

Ze statycznych obliczeń — przeprowadzonych przez autora dla przekładni różnych silników lotniczych — wynika, że średnio chwilowe temperatury powierzchniowe wynoszą około $180-200^\circ\text{C}$. Jednakże spotyka się przekładnie np. napędu sprężarki doładowującej silnika Allison, w których temperatura ta sięga prawie 300°C ; w pierwszej parze kół zębatach napędu agregatów silnika A. S. „Viper” temperatura sięga 260°C .

Dopuszczanie przez konstruktorów tak wysokich temperatur należy tłumaczyć faktem, że obliczeniowe warunki pracy przekładni nie występują w sposób trwały, lecz jedynie chwilowy.

Projektując wysokoobrotowe przekładnie należy mieć ponadto na uwadze, że uszkodzeń powierzchni zębów można uniknąć, stosując oleje o dużej lepkości.

Pietruszewicz zaleca dla kół zębatach, pracujących przy prędkościach obwodowych powyżej 25 m/sek, stosowanie olejów o lepkościach rzędu 6—8^oE (w temperaturze 50°C).

Zmatowienie powierzchni współpracujących, powstałe w okresie początkowym pracy przekładni, nawet przy niewielkich wartościach temperatur ϑ , należy uważać za niegroźne i mające charakter docierania.

* * *

Znane współczesne metody obliczeń kół zębatach pozwalają na prawidłowe i stosunkowo szybkie zaprojektowanie przekładni prototypowej. Jednakże ciągle gromadzone doświadczenia konstruktorów opracowujących coraz to nowe rozwiązania konstrukcyjne, pracujące w różnorodnych warunkach, pozwoli niewątpliwie na udoskonalenie istniejących metod i na opracowanie nowych, dokładniejszych i być może mniej kłopotliwych obliczeniowo.

LITERATURA

1. Moszyński — Wykład elementów maszyn — 1951
2. Pietruszewicz — Woprosy rasczota i konstrurowania dietal maszin — 1942
3. Pietruszewicz, Saburow — Obrabotka zubczatych koles i reduktorow — 1946
4. Pietruszewicz — Kaczestwo powierchnosti i procznost materialow pri kontaktnych napriazhenjach — 1946
5. Pietruszewicz — Protiwozadirnyje smazki dla zubczatych koles — 1948
6. Birger i inni — Awjacionnyje porszniewyje dwigatieli — 1950
7. Skubaczewskij — Awjacionnyje gazoturbinnyje dwigatieli — 1955
8. Maszinostrojenje

Kontrola łopatek

cz. I

Artykuł ma na celu zapoznanie Czytelników z zagadnieniem kontroli łopatek, spotykanymi tu problemami oraz aparaturą do pomiaru łopatek. Może być traktowany jako przegląd metod kontroli łopatek silników turbinowych, ułatwiający orientację w istniejącym szerokim zakresie środków i metod.

W lotniczych silnikach turbinowych ze sprężarką osiową najwięcej trudności technologicznych przysparzają łopatki. Ich udział w pracochłonności silnika wynosi od 35—50%. Wymagania konstrukcyjne, ich konfiguracja, dokładność wymiarowa, rodzaje materiałów stosowanych — powodują, że łopatki stanowią główną trudność w produkcji silników turbinowych. Charakter pracy łopatek, ich obciążenia przy pracy silnika oraz odpowiedzialność, stawiają z kolei przed kontrolą poważny problem wyeliminowania każdej łopatki nawet z najdrobniejszą wadą. Łopatki stanowią wyjątkowo trudny element do sprawdzenia. Prawie wszystkie wymiary odnoszą się do powierzchni krzywoliniowych, powierzchnie odniesienia są trudne do zlokalizowania, ilość kontrolowanych wymiarów bardzo duża i tolerancje ciasne. To samo dotyczy wymagań materiałowych: poczynając od kontroli ziarna, kierunku włókien, mikro i makrostruktury, a kończąc na własnościach wytrzymałościowych, pęknięciach i włosowinach. Należy tu jeszcze uwzględnić asortyment materiałów łopatkowych, od stopów lekkich poprzez brązale, stale nierdzewne, stopy tytanu, aż do stopów żaroodpornych i węglików spiekanych. Każdy z tych materiałów wymaga innych środków kontroli. Trudności te zostają spotęgowane przez masowy niemal charakter czynności kontrolnych. Należy tu uwzględnić, że przeciętna ilość łopatek, przypadająca na jeden silnik turbinowy ze sprężarką osiową, wynosi od 800—3000 sztuk.

Przeciętna ilość operacji kontrolowanych waha się od 10 do 25. Iloczyn tych wartości daje ilość operacji kontrolowanych na łopatkach jednego silnika. Widać stąd, że nawet dla małoseryjnej produkcji silników kontrola łopatek musi być bardzo wydajna. Specyfika kształtu i wymagań tych elementów pociąga za sobą specjalne metody i środki pomiarowe i poza nielicznymi wyjątkami — nie daje się tu zastosować uniwersalnych środków pomiarowych. Z uwagi na aktualność tego zagadnienia i jego specyfikę, istnieje konieczność sprecyzowania pojęć, wymagań, metod i środków pomiarowych.

Dotychczasowe sposoby wymiarowania łopatek, które w istotny sposób wpływają na metodę wykonania i pomiaru są dosyć różnorodne. Wynikają one w głównej mierze z typu łopatki, a poza tym są wynikiem braku sprecyzowanych wymagań i zaleceń. Podział na typy łopatek można by przeprowadzić według różnych kryteriów, jak: przeznaczenie, rodzaj materiału, geometryczny typ osady itp. Dla celów, poruszanych w tym artykule, celowy wydaje się podział pod względem kształtu części profilowej łopatki — to jest jej pióra. Typ zamka łopatki wpływa tylko na konstrukcję części uchwytywonej przyrządu, nie zmienia natomiast sposobów mierzenia. Pióra łopatek można by podzielić na dwie grupy: a) typ ogólny, to jest składający się tylko z powierzchni krzywokreślnych, b) typ szczególny, którego przynajmniej niektóre powierzchnie dałyby się określić znanymi funkcjami matematycznymi, jak powierzchnie walcowe, stożkowe itp. Łopatkami typu „a” są kierownice i łopatki wirników sprężarek, natomiast typ „b” reprezentowany jest przez kierownice turbin i łopatki turbinowe.

Główną bazą wymiarową, niemal naturalną bazą łopatki, jest oś środków ciężkości profili i w płaszczyźnie prostopadłej — powierzchnie oporowe zamka. Te bazy są w większości przypadków przyjmowane jako podstawy wymiarowe. Najbardziej korzystnym sposobem wymiarowania jest dla części profilowej łopatki oddzielenie elementów skreślenia (kąta ustawienia profilu w danym przekroju względem zamka) i elementów profilu. Jest to wymiarowanie profilu we współrzędnych, których początek układu został umieszczony w osi środków ciężkości profilu a jednocześnie układ ten jest obracalny zgodnie z kątem skreślenia. Ten sposób wymiarowania jest prawidłowy dla dużych kątów skreślenia. Dla małych skreśleń układ współrzędnych winien być nieobracalny i środek jego powinien leżeć na powierzchni materiałnej łopatki. Sam sposób wymiarowania powinien również uwzględniać aspekty wykonawcze i pomiarowe w lo-

kalnych warunkach produkcyjnych. Pierwszy sposób wymiarowania odnosi się raczej do grupy łopatek „a”, natomiast drugi raczej do grupy „b”. Dla lepszego zrozumienia dalszej analizy należy dodać, że kontrolę geometryczną łopatek przeprowadza się w trzech odrębnych aspektach: a) prawidłowego wykonania zamka, b) geometrii samego pióra, c) wzajemnego położenia zamka i pióra. Ze względu na odrębność zagadnień należy jeszcze rozdzielić kontrolę materiałową łopatek od kontroli geometrycznej.

Kontrola materiałowa łopatek

Z uwagi na rolę łopatek w silniku, sposób ich pracy obciążenia itp. kontrola łopatek, szczególnie materiałowa, musi być bardzo skrupulatna. Z dokumentacji technologicznej i znakowania łopatek powinna być zapewniona identyfikacja wsadu hutniczego i wytopu, numeru partii, sposobu obróbki cieplnej, a nawet zmian produkcyjnych, wykonujących daną łopatkę. Ze względu na szeroki asortyment materiałów stosowanych na łopatki, różne formy materiałów wyjściowych: odlewy, odkuwki, części prasowane itp., również metody kontroli materiałowej muszą być różnorodne, gwarantujące wykrycie wszelkich wad strukturalnych i wahań w składzie chemicznym. Do określenia składu chemicznego materiału służą ogólnie znane metody analiz chemicznych, rentgenograficznych i inne. Wady strukturalne i materiałowe można by podzielić na dwie grupy: zespół wad i uszkodzeń wewnątrz materiału (przedmiotu) oraz grupa defektów podpowierzchniowych i powierzchniowych. Grupa pierwsza możliwa jest do wykrycia dwoma metodami: prześwietlaniem promieniami Roentgena (tzw. rentgenowanie) i badanie ultradźwiękami. Mniej natomiast rozpowszechnione jest badanie izotopami promieniotwórczymi ze względów bezpieczeństwa i ekonomiczności produkcji. Podane trzy metody są metodami nieniszczącymi i można je stosować do stuprocentowej kontroli półfabrykatów. Dla kontroli wyrywkowej można oczywiście stosować przekroje i obserwację wizualną dla wykrycia uszkodzeń wewnętrznych oraz mikro i makrostruktury. Wymienionymi metodami kontroli można stwierdzić takie wady, jak zagniecenia, zawałowienia i zakucia materiałowe o odmiennej strukturze, pory, stosunkowo szerokie pęknięcia, niedolewy i pęcherze, wtrącenia niemetaliczne i inne zanieczyszczenia. Dobór parametrów do operacji kontrolnych dla aparatury rentgenowskiej czy ultradźwiękowej przeprowadza się w zależności od wymiarów łopatek i jakości materiału. Przykłady takich parametrów można znaleźć między innymi w pozycji [lit. 21].

Drugą grupę wad — wady powierzchniowe — wykrywa się trzema metodami: a) wizualną, b) magnetyczną i c) luminescencyjną. Do każdego z wymienionych zabiegów łopatka musi być odpowiednio przygotowana, a szczególnie odlewy i odkuwki opiaskowane, ewentualnie hydropolowane, elektropolerowane lub bębnowane. Wizualna ocena okiem nieuzbrojonym lub przy pomocy lupy — pozwala na wykrycie tylko wad powierzchniowych, występujących względnie wyraźnie. Dwie pozostałe metody wykrywają wady niedostępne normalnie dla oka. Metodę magnetyczną stosuje się do łopatek ze stali ferromagnetycznych, a dla innych materiałów metodę luminescencyjną. Te rodzaje kontroli obejmują 100% łopatek. Kontrola magnetyczna ujawnia wady od głębokości 0,1 do 1 mm w zależności od charakteru defektów.

Tą metodą można wykryć następujące wady: pęknięcia hartownicze, szlifierskie, spawalnicze, od kucia, walcowania, pęknięcia zmęczeniowe, włosowiny i inne. Odróżnia się dwa warianty metody magnetycznej: a) kontrola na magnetyczność szczątkową, b) kontrola w przyłożonym polu magnetycznym. Oba typy defektoskopów są z powodzeniem stosowane do kontroli łopatek.

Poza wymienionymi zakresami, kontrola materiałowa obejmuje ustalenie danych wytrzymałościowych, jak do-
rażna wytrzymałość na rozerwanie, wydłużenie, przewęże-

nie i inne, które ustala się na próbkach, wyciętych z gotowych łopatek wybranych wrywkowo z serii.

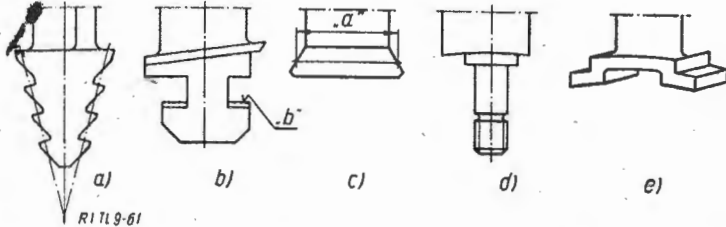
Również wrywkowo ustala się makrostrukturę (przebieg włókien) i mikrostrukturę.

Ten szeroki zakres kontroli ma zagwarantować dopuszczenie do produkcji łopatek bez wad i uszkodzeń.

Kontrola wymiarowa łopatek

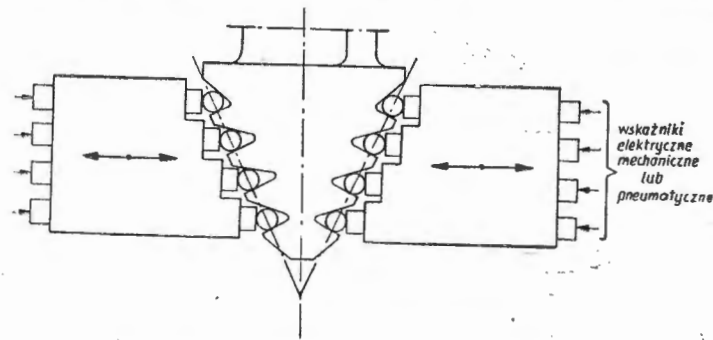
Kontrola wymiarowa łopatek sprowadza się do trzech zespołów wymiarowych: zamka łopatki, pióra łopatki i wzajemnego ich położenia.

Zamki łopatek mają różne kształty i wymiary, zależne od typu łopatki i od wielkości. Spotykane typy zamków łopatek wirnikowych sprężarki przedstawione są na rys. 1a,



Rys. 1. Różne typy zamków łopatek: a) jodełka, b) teowy, c) jaskółczy ogon, d) trzpieniowy, e) teowy skośny

b, c. Wymiary „a” tolerowane są bardzo ciasno w granicach 0,02 do 0,05 mm. Powierzchnie „b” w zamkach teowych na jednej wysokości z tolerancją mniejszą niż 0,01. Należy zwrócić uwagę, że powierzchnie oporowe w płaszczyźnie prostopadłej do profilu stanowią łuki, a więc są walcowe lub stożkowe. Podstawowymi zamkami stosowanymi obecnie są „teowe” i w kształcie „jaskółczego ogona”. Najczęstsze zamki kierownic sprężarkowych przedstawia rys. 1c, d, e. Kierownice turbin mają zamki podobnego typu jak kierownice sprężarek. Zamków, jako osobnych elementów nie mają. Końce części profilowej stanowią osadzenie ich w obudowie. Wreszcie dla łopatek turbinowych stosuje się obecnie prawie wyłącznie „jodełkę” przedstawioną na rys. 1a. Wszystkie przedstawione typy można sprowadzić do trzech zasadniczych: jodełki, jaskółczego ogona i teowego. Przy pomiarach łopatek, zamek należy



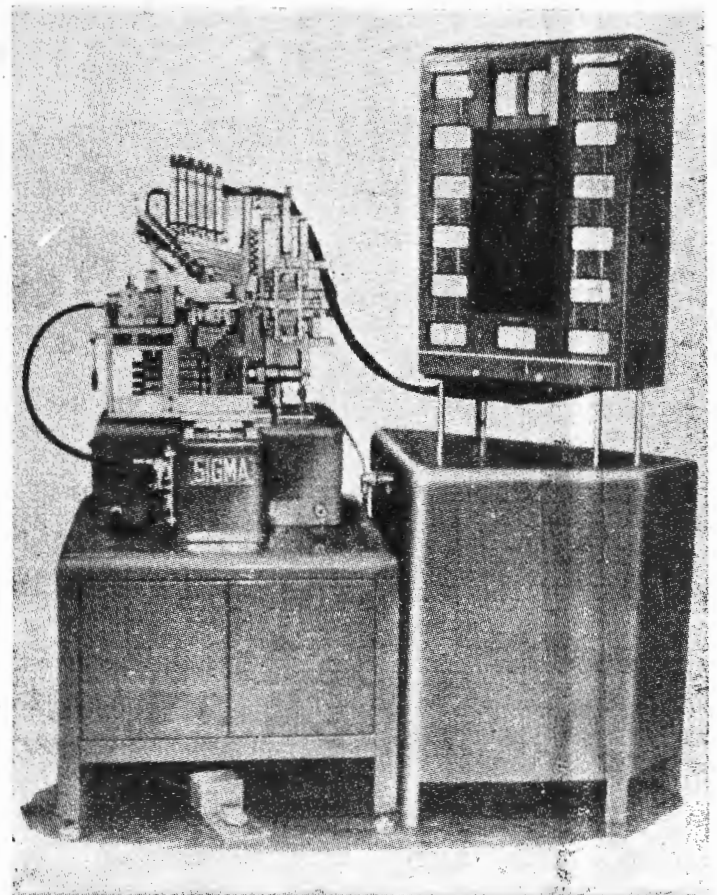
Rys. 2. Pomiar zespołowy jodełki

traktować jako osobny element i mierzyć go niezależnie od pozostałych. Niezależność dokonywania pomiarów zamka wynika z jego roli w łopatkach, jako bazy wykonawczej, pomiarowej i eksploatacyjnej.

Wszystkie trzy podstawowe typy łopatek dają się zmierzyć środkami uniwersalnymi i jeżeli jest stosowane pomiarowe wyposażenie specjalne, to głównie w celu zwiększenia przepustowości stanowisk kontrolnych. Najtrudniejszym kształtem dla kontroli jest jodełka.

Dlatego podane zostaną sposoby pomiaru tego typu zamka, a inne celowo pominięte, jako mieszczące się problemowo w typie omawianym. Zasadnicze parametry geometryczne, kontrolowane w jodełce, to przede wszystkim: podziałka żłobków po obu stronach zamka, której tolerancje zamykają się w granicach 0,02 mm, a niekiedy poniżej 0,01 mm, wzajemne położenie powierzchni oporowych jodełki z jednej strony w stosunku do drugiej — błąd ten powoduje odchylenie osi łopatki od położenia teoretycznego i nierównomierny rozkład obciążeń na obie strony zamka oraz kąt linii podziałowych żłobków, wyrażający się zmianą grubości zamka na różnych parach żłobków w stosunku do wielkości obliczeniowych.

Istnieje kilka zasadniczych metod kontroli tego typu zamków: a) kompleksowe — pozwalające ocenić zaszerego-



Rys. 3. Półautomatyczne wyposażenie firmy Sigma do kontroli zamków łopatek turbinowych

wanie zamka jako dobry lub zły, b) indywidualne — mierzące każdy parametr geometryczny z osobna.

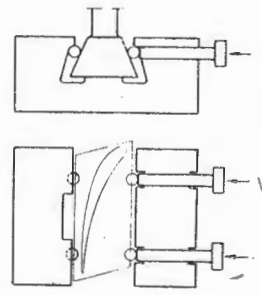
Do metod kompleksowych należy zaliczyć pomiary na projektorach, gdzie mierzony zamek rzutowany jest na ekran w dużym powiększeniu (50- lub 100-krotnym) i porównywany z rysunkiem wzorcowym wykonanym w tej samej skali.

Metoda ta ma jednak szereg ograniczeń, a mianowicie nadaje się tylko do małych wymiarów (ze względu na duże powiększenie) i dla niezbyt ciasnych tolerancji. Błąd samego rysunku wzorcowego wykonany w tak dużych wymiarach pochłania znaczną część tolerancji.

Druga metoda, również kompleksowa, jest metodą pomiaru przez wałki kulki lub specjalne końcówki wielu wymiarów na raz (jak to pokazano na rys. 2). Jako wskaźników w tej metodzie używa się czujników pneumatycznych lub elektrycznych. Urządzenia takie pozwalają jedynie na selekcję zamków dobrych od złych, nie dając pełnych informacji o lokalizacji błędów i ich wielkości. Wykazują one tylko sumę błędów. Z uwagi jednak na to, że jodełki wykonywane są narzędziami kształtowymi

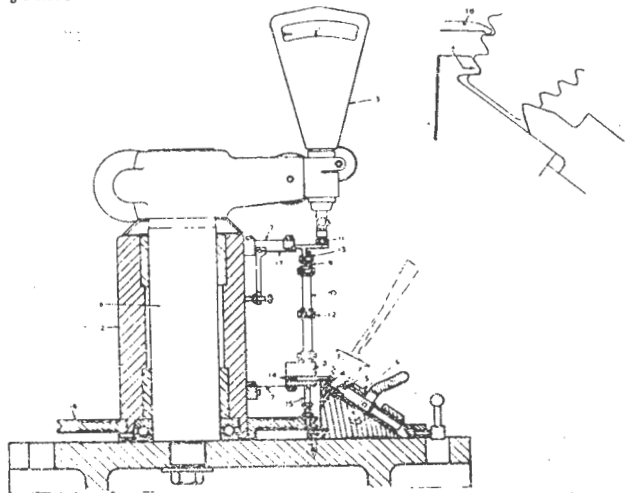
(wszystkie żłobki jednym narzędziem), można założyć, że w poszczególnych sztukach jednej serii zamków nie ma zmian wymiarowych jednych żłobków w stosunku do drugich, a może tylko wystąpić systematyczna zmiana całego profilu, na przykład na skutek zużycia narzędzia. Metoda ta jest bardzo szybka i bywa stosowana w produkcji wielkoseryjnej. Wymaga jednak sprawdzenia pierwszych sztuk z serii metodą indywidualną. Istnieją również aparaty do pomiaru zamków, wykazujące bezpośrednio wielkość błędu w stosunku do wzorca, jak pokazany na rys. 3 aparat elektryczny firmy Sigma, o dokładności wskazań kilku mikronów. Dla uzupełnienia podany jest również widok pomiaru zespołowego innego typu zamka (patrz. rys. 4).

Do metod indywidualnego pomiaru jodełki stosuje się urządzenia uniwersalne lub adaptowane, pozwalające na



Rys. 4. Pomiar grupowy „jaskółczego ogona”

miar poszczególnych elementów geometrycznych osobno. Przykład takiego urządzenia do pomiaru rozstawienia żłobków jodełki pokazany jest na rys. 5. Trzeba zwrócić uwagę na fakt, że bazą pomiarową jest druga strona jodełki. Przez to eliminuje się wpływ błędów elementów pośrednich, a jednocześnie taki układ umożliwia pomiary wzajem-



Rys. 5. Przekrój poprzeczny komparatora do kontroli „jodełki”. Z prawej strony pokazany sposób mocowania łopatki: 1. Uchwyt, 2. Tuleja obrotowa, 3. Czujnik pomiarowy, 4. Baza ustalająca, 5. Docisk sprężynowy, 6. Kolumna, 7. Sprężyna płaska, 8. Dolny blok, 9. Sprężyna górna, 10. Rozpurka, 11. Kulka, 12. Śruba regulacyjna, 13. Szczelina, 14. Wkręt dociskowy, 15. Ogranicznik, 16. Krążek, 17. Resor, 18. Końcówka pomiarowa

nego położenia żłobków. W tym przyrządzie wskaźnik jest typu mechanicznego. Jest to mikrokat z podziałką 1 μ . Dokładność pomiarowa tego aparatu wynosi $\pm 1\mu$. Kontrola zamka nie ogranicza się do stwierdzenia jego zgodności z rysunkiem. Ze względów wykonawczych istnieje konieczność stosowania selekcji wymiarowej zamków łopatek oraz kanałów w dyskach dla zapewnienia właściwego pasowania mierzonego, jako możliwy ruch końca łopatki. Po dokonaniu więc wszystkich pomiarów przeprowadza się selekcję na grupy za pomocą przyrządów pokazanych na rys. 6. Jedne z nich służą do określenia grupy selekcyjnej łopatek, a drugie — kanałów w dyskach. Pracują na zasadzie pary klinów.

Do pomiarów zamków można zastosować również aparaty Sigma i probograf firmy Warner and Swasey, które w dalszym ciągu zostaną opisane szczegółowiej.

O ile zamki łopatek dawały się mierzyć przyrządami uniwersalnymi, niekiedy z trudem, o tyle profile łopatek wymagają bezwzględnie specjalnych urządzeń pomiarowych. Przed omówieniem metod i urządzeń pomiarowych należy zapoznać się z typami powierzchni spotykanymi w profilach łopatek oraz z analizą błędów łopatek. Jak wiadomo, przekrój pióra jest profilem aerodynamicznym o kształcie ustalonym doświadczalnie w czasie dmuchań tunelowych i o wygięciu linii szkieletowej, zależnej od przeznaczenia łopatki i od parametrów aero- lub gazody-

namicznych, przy których ma pracować. Całe pióro łopatki składa się z zespołu profilów jednej rodziny (ale nie identycznych), przestawionych kąto, jeden względem drugiego. To przestawienie kąto w odniesieniu do jednostki długości profilu nazywa się skrętem łopatki. Nie zawsze jest on jednostajny. Na skutek istnienia tego parametru geometrycznego powierzchnie łopatki stają się przestrzennie krzywokreślne. Niektóre uproszczone typy łopatek nie mają skrętu, co w sposób wyraźny upraszcza technologię wykonania i pomiaru. Również ze względów produkcyjnych spotyka się często łopatki, gdzie częściowe powierzchnie profilu są zastąpione powierzchniami matematycznie określonymi, jak powierzchnie walcowe, stożkowe itp. Można również spotkać bardziej skomplikowane pióra łopatki, gdzie linia wyznaczająca położenie środków ciężkości profilów, zwykle prosta, zostaje zastąpiona krzywą oraz cięciwą profilu, zwykle jednakowej długości, zastąpione są długościami zmiennymi. Profil łopatki, wyznaczony przez określenie i zwymiarowanie szeregu profilów, w oznaczonych rozstawieniach winien być płynny we wszystkich kierunkach, poprzecznych i podłużnych. Wymiaruje się go zwykle, określając teoretyczny przebieg powierzchni profilowych. Tolerancje wykonawcze określają dozwolone odchylenia od teoretycznego zarysu, w kierunku na plus i minus, a więc układ tolerancji symetryczny.

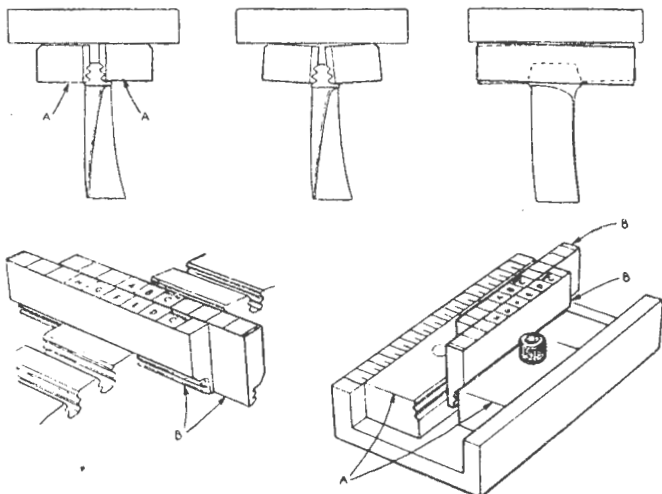
Tabela
Typowe błędy wykonania łopatek

Lp	Szkic	Nazwa błędu
1		Różnica długości łopatki
2		Odchylenie osi łopatki w pł. x' lub y'
3		Wygięcie łopatki
4		Przesunięcie osi łopatki w kier osi y'
5		Przesunięcie osi łopatki w kier osi x'
6		Błąd kąta skrętu
7		Błąd strzałki wygięcia
8		Falistość krawędzi natarcia, spływu lub błąd cięci
9		Falistość profilu wzdłużna lub poprzeczna
10		Odchylenie kształtu lub promienia

Przy tak skomplikowanej konfiguracji pióra łopatek, dodatkową trudność pomiarową stanowią ciasne tolerancje profilu, a mianowicie: dozwolone odchyłki na profilu od $\pm 0,05$ do $\pm 0,15$ mm; odchyłki kąta skrętu od $\pm 8'$ do $\pm 15'$; błąd rozstawienia przekrojów $\pm 0,1$ do $\pm 0,2$ mm. W zagadnieniach pomiarowych spotyka się również łopatki wzorcowe, lub wzorce i prawzorcy profilów, gdzie tolerancje mogą być zacieśnione do $\pm 0,01$ mm. Poza wymienionymi, mogą istnieć jeszcze tolerancje odnośnie prostoliniowości osi środków ciężkości i inne. Zagadnienie pomiarów znacznie utrudnia niepewność bazy oraz proporcje ramion wymiarów i elementów mierzonych (jak to widać na rys. 7). Powierzchnie bazowe do pomiarów oznaczono na tym rysunku trójkątami. Zakładając, że dopuszczalny błąd położenia powierzchni A względem B wynosi 0,01 mm, na odległości a, to odchylenie końca łopatki w płaszczyźnie 1—1 w kierunku osi X wyniesie $\delta = 0,01 \frac{l}{a}$ a pozorny błąd profilu w tej

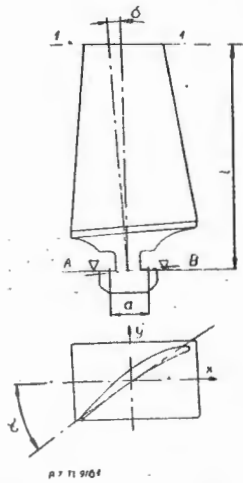
$$\text{płaszczyźnie } \delta_p = 0,01 \frac{l}{a} \sin \alpha.$$

Zakładając przeciętne wartości, a mianowicie stosunek $\frac{l}{a} \sim 10$ i $\alpha \sim 45^\circ$ łatwo sprawdzić, że pozorny błąd

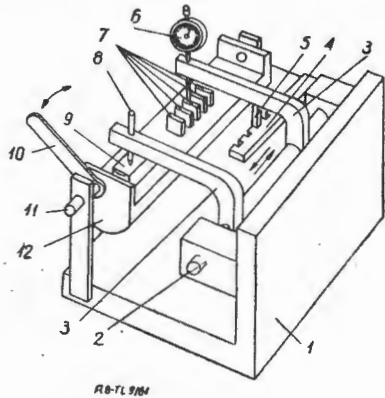


Rys. 6. Przyrząd do kontroli i selekcji zamków typu „jodełki” w dyskach i na łopatkach. A) klipy pomiarowe dla łopatek. B) dla dysku

profilu δ_p wyniesie 0,07 mm. Ten bardzo uproszczony przykład miał na celu wykazanie, jak niewielki błąd bazy (0,01 mm), spowoduje już uznanie profilu za zły, nawet wykonanego z odchyłkami zerowymi (przekracza tolerancje 0,05 mm). Następnym elementem pióra łopatkki, stwarzającym poważne kłopoty pomiarowe i wymagającym specjalnej aparatury, jest promień zaokrąglenia krawędzi natarcia i spływu. Wielkości tych promieni wahają się w szerokich granicach w łopatkach stosowanych na silnikach,

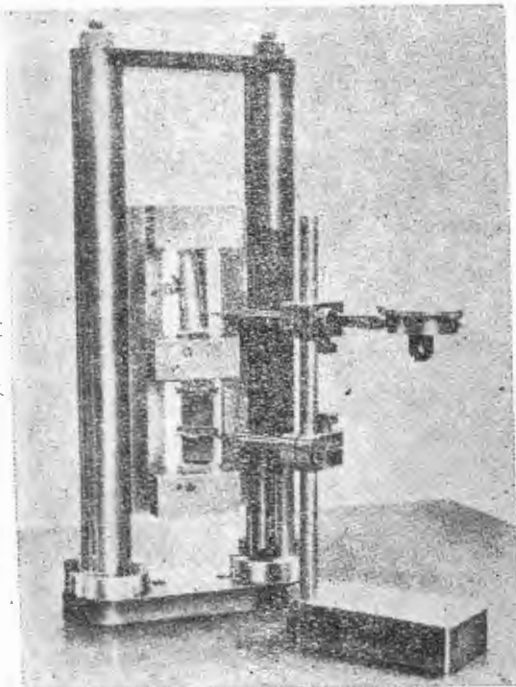


Rys. 7. Proporcje wymiarów bazy, do rozstawienia przekrojów na łopatkce



Rys. 8. Przyrząd wahadłowy do mechanicznego porównania łopatkki z wzorcem. 1) Korpus, 2) Oś obrotu, 3) Ramiona, 4) Ustawiaki, 5) Kołek ustawczy, 6) Czujnik zegarowy, 7) Komplet szablonów wzorcowych, 8) Wodzik, 9) Kontrolowana łopatkka, 10) Dźwignia, 11) Oś wahanja, 12) Kotyśka

a nawet zmienność ich występuje w dość szerokim zakresie w jednym egzemplarzu łopatkki. Zakres zmienności wymienionych promieni na jednej łopatkce sięga 200÷500% i przebiega w sposób ciągły wzdłuż łopatkki. Wielkość promieni w całym asortymencie łopatek zmienia się w obszarze od kilku setnych do kilku milimetrów. W przypadku małych promieni mogłoby się okazać, że traktując krawędź spływu jako część profilu, a więc stosując do niej tolerancję profilu, jako obowiązującą, można by teoretycznie doprowadzić do absurdu — promień zaokrąglenia wypadłby ujemny. Dlatego wymaga on odrębnego warunku i odrębnej tolerancji. Poza wymienionymi błędami profilu i promieni zaokrąglenia krawędzi natarcia i spływu, inne spotykane błędy podaje tabela 1. Po zapoznaniu się z problematyką pomiarów przedstawioną powyżej oraz uwzględniając zjawisko „masowości” pomiarów i wysokiej ich pewności, nie trudno stwierdzić konieczność istnienia specjalnej, skomplikowanej aparatury. Oczywiście, w za-



Rys. 9. Przyrząd „okienkowy” do kontroli łopatek w produkcji prototypowej

leżności od rodzaju produkcji (jednostkowa, seryjna czy masowa) oraz od typu łopatek, aparatura ta będzie również zmienna w szerokim zakresie, zarówno z uwagi na zastosowanie metod pomiarowych, rozwiązań konstrukcyjnych, jak również wydajności i ich uniwersalności. Z różnych sposobów klasyfikacji aparatury wybrany został sposób oparty na kryterium rozwiązań konstrukcyjnych. Natomiast z charakterystyk zamieszczonych w tekście i w tabelach czytelnik będzie mógł odtworzyć metodę pomiaru, wydajność, zastosowanie i inne interesujące go cechy.

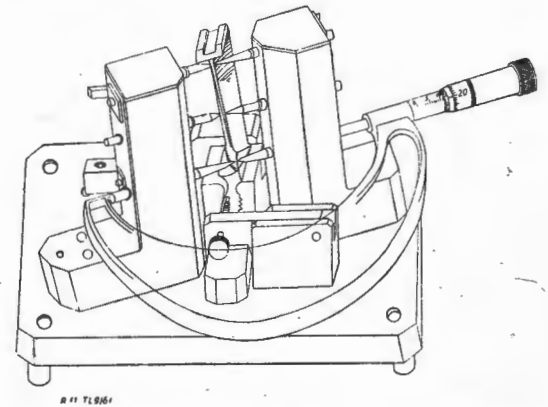
Aparaty układu mechanicznego

Zasada pomiaru tego typu aparatury polega na bezpośrednim styku końcówki mierniczej, wyposażonej na przykład, w czujnik zegarowy i porównaniu odczytów ze wzorcem lub łopatką uznaną za wzorcową. Najprostszym przedstawicielem tej grupy przyrządów są przyrządy wahadłowe jak na rys. 8. Czujnik zaopatrzony w końcówkę mierniczą, ślizgającą się po profilu łopatkki, wykazuje odchylenia kształtu i wymiarów od profilu wzorcowego, po którym ślizga się sprzężony z czujnikiem wodzik. Na podobnej zasadzie pracuje przyrząd angielski typu „okienkowego”, pokazany na rysunku 9. I wreszcie do tej grupy można by zaliczyć przyrządy, odtwarzające profil za pomocą rysika na okopconym szkle (patrz rys. 10). Tu również zasada odtworzenia profilu opiera się na mechanicznym obwiedzeniu wodzika dookoła profilu. Końiec wodzika i rysika muszą leżeć dokładnie na prostej równoległej do osi środków ciężkości profilu. Do tego celu służy specjalny przyrząd ustawczy.



Rys. 10. Kontrolny przyrząd rysikowy. Odtwarza profil na okopconym szkle

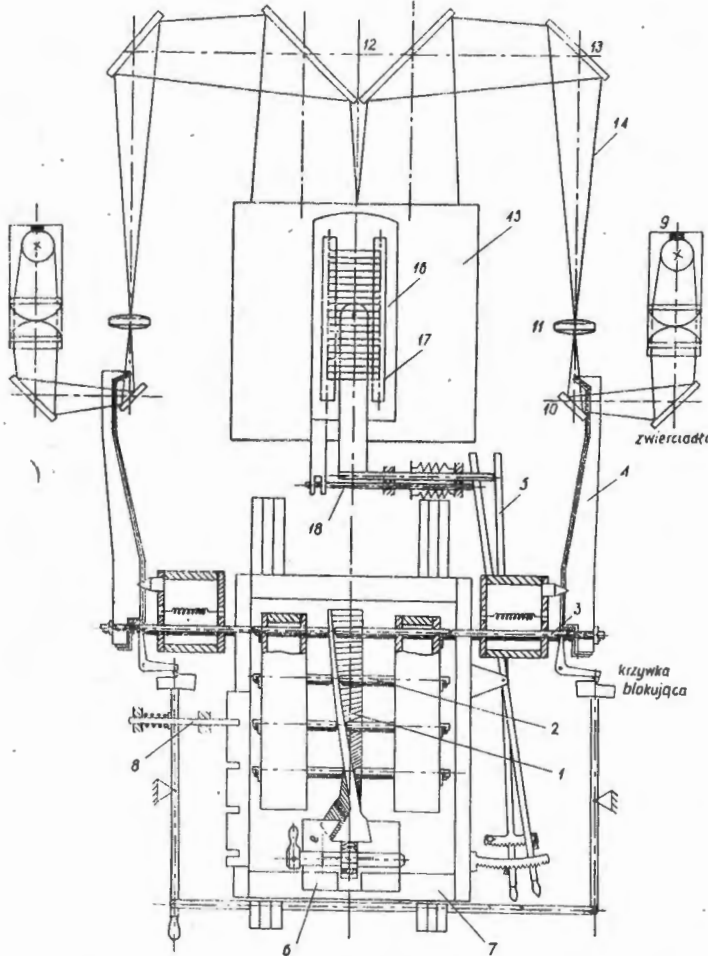
Wszystkie przyrządy grupy mechanicznej cechuje duża prostota konstrukcji i w związku z tym mogą one być stosowane dla produkcji prototypowej. Wadą ich jest niska



Rys. 11. Punktowy pomiar profilu za pomocą mikromierza

dokładność od 0,04—0,08 mm. Wynika ona z błędów wzorca, ustawienia i niedokładności kinematyki. Wydajność ich jest również niewielka i sięga 20—30 sztuk na godzinę. Pomiar dokonany tymi przyrządami ma charakter ograniczony, nie wykazuje wszystkich błędów, np. promienia krawędzi natarcia i spływu. Poza tym przyrządy same muszą być często kontrolowane i cechowane. Do grupy przyrządów mechanicznych należy zaliczyć przyrządy o ograniczonym zakresie dostarczanych informacji. Są to przyrządy wielopunktowe. Mierzą one położenie profilu tylko w określonych punktach za pomocą czujników zegarowych lub mikromierza — jak na rys. 11. Aparaty te są dokładniejsze od typu poprzedniego, jednakże nie informują o całokształcie wykonania profilu. Poza tym odczyt jest utrudniony przez równoczesną obserwację kilku zegarów na raz w przypadku przyrządu czujnikowego. Znacznie dokładniejsze dane uzyskuje się z przyrządu mechaniczno-optycznego, którego schemat przedstawia rys. 12. Jest to przyrząd konstrukcji radzieckiej POMKŁ-3, który za pomocą wielu końcówek pomiarowych, rozstawionych w poszczególnych, określonych, przekrojach, pozwala na mierzenie każdego prze-

kroju z osobna jednocześnie z obu stron. Końcówki pomiarowe stykają się z dźwigniami, których ostre końce zajmują różne położenia, zależne od lokalnych błędów profilu. Położenie końców dźwigni przeniesione jest przez układ optyczny na ekran, gdzie profil generowany jest jako linia



R 12-71 9/51

Rys. 12. Schemat przyrządu mechaniczno-optycznego POMKŁ-3. 1) kontrolowana łopátka, 2) końcówki stykowe, 3) waleczki pomiarowe, 4) dźwignie pomiarowe, 5) listwy ustawcze, 6) zacisk łopátki, 7) blok przesuwny, 8) zatrząsk, 9) oświetlenie, 10) zwierciadło, 11) obiektyw, 12 i 13) zwierciadła, 14) kierunek promieni, 15) ekran, 16) skala, 17) zakres pola tolerancji

prosta, ułożona z cieni końców dźwigni. Taka lokalizacja cieni odpowiada profilowi wzorcowemu, wg którego cechowany jest aparat. Błędy profilu transponowane są na ekran w powiększeniu 50-krotnym (5-krotne powiększenie zapewniają ramiona dźwigni, a 10-krotne — układ optyczny).

Charakterystyka tego aparatu przedstawia się następująco: wydajność 100—150 łopatek/godzinę, czas przestrajania na inny typ łopatek 1—5 min, dokładność pomiaru 0,02 mm, ilość punktów w jednym przekroju 6—12 po każdej stronie profilu.

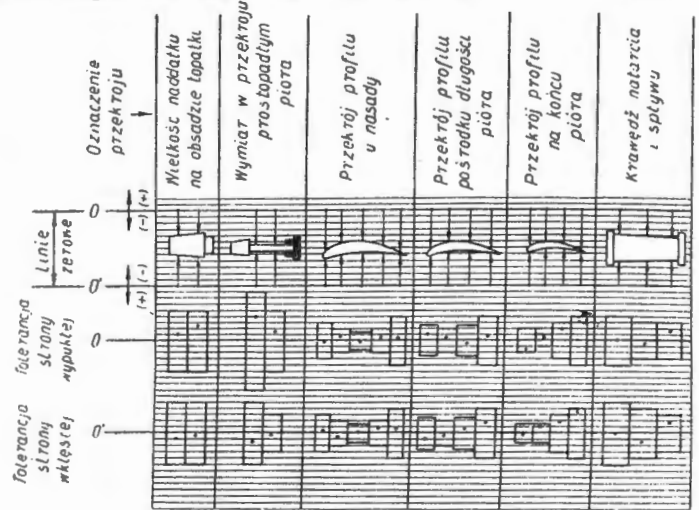
Aparaty elektryczne do pomiaru łopatek

Aparaty elektryczne do pomiaru łopatek oparte są na zasadzie pomiarów punktowych z tą różnicą, że zamiast koń-



Rys. 13. Aparat elektryczny firmy Sigma do masowej kontroli łopatek sprężarkowych i turbinowych

cówek mechanicznych i czujników zegarowych stosuje się czujniki elektryczne różnego typu: kondensatorowe, elektrostacyjne i inne. W różnych typach maszyn zastosowano różne warianty rejestracji wyników. W urządzeniach firmy Sigma istnieją wersje aparatury, wykazujące wymiary położenia poszczególnych punktów za pomocą galwanometrów ustawionych na wymiar nominalny, poziomowanych łopatką wzorcową. Inna wersja dla produkcji masowej segreguje tylko łopatki na dobre i złe, wykazując odchyłkę przekraczającą dopuszczalną tolerancję położenia punktu przez zapalenie się lampki czerwonej, odpowiadającej da-



R-14 71 9-61

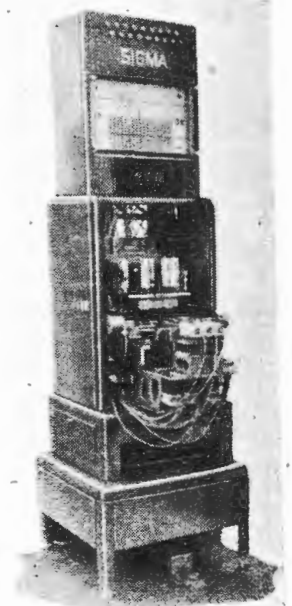
Rys. 14. Rejestracja wyników pomiaru łopátki za pomocą probografu firmy Warner and Swasey Research Corp

nemu punktowi (patrz rys. 13). Istnieje również wersja rejestrująca wyniki na taśmie przez wykonanie punktu odpowiadającego rzeczywistemu wymiarowi, jak to widać na rys. 14. Na taśmie znajduje się jednocześnie podziałka z wrysowanym polem tolerancji dla poszczególnych punktów i schemat rozmieszczenia tych punktów. W takim układzie podaje wyniki probograf firmy Warner and Swasey Research Corp., New York. Pomiar odbywa się we wszystkich punktach jednocześnie. Wydajność aparatu 800—1200 łopatek na godzinę. Przeskalowanie aparatu odbywa się w ciągu 15 sek, dokładność do 0,02 mm.

Aparaty pneumatyczne

Wszystkie aparaty tej grupy działają na zasadzie czujnika pneumatycznego. Wartość działki elementarnej wynosi 0,02—0,0025 mm. Czujniki te grupuje się w baterie, co pozwala na jednoczesny pomiar kilku do kilkudziesięciu wymiarów. Jak wynika z powyższego przy kontroli profilu łopatek można dokonywać pomiarów punktowych. Z uwagi na możliwość regulacji czułości tych aparatów można je stosować do kontroli łopatek w różnych stadiach obróbki, od odkuwek — do odbioru ostatecznego gotowej łopátki. Bateria wskaźników umieszczona jest na jednej tablicy, na której naniesiony jest również obszar tolerancji w formie dwóch linii granicznych. Jest to możliwe, pomimo różnych tolerancji rzeczywistych poszczególnych wymiarów, ponieważ istnieje możliwość regulacji czułości, a więc i redukcji tolerancji do jednakowych wielkości odczytowych.

Wszystkie aparaty pneumatyczne wielopunktowe składają się z bloku nadajników i bloku wskaźników złączonych w jedno stoisko pomiarowe. Istnieje szeroki wachlarz aparatów firmy Sigma, o różnej ilości pojedynczych obwodów pneumatycznych. Jednym z nich jest urządzenie pokazane na rysunku 15, pobierające 18 wymiarów, służące



Rys. 15. Aparat pneumatyczny firmy Sigma do jednoczesnej kontroli 18 wymiarów łopátki

do kontroli profilu łopatek i położenia pióra względem zamka.

Warunki techniczne dla tej klasy aparatów:

1. Wszystkie wymiary sprawdzane muszą być zmierzone zgodnie z wymaganiami rysunkowymi.
2. Błąd w dowolnym obwodzie i wymiarze nie może wpływać na dokładność pomiaru i wielkości pozostałych.
3. Pomiar grubości profilu musi być prostopadły do powierzchni w punkcie styku końcówki mierniczej z profilem.
4. Rozpiętość łopatki musi być mierzona wzdłuż cięciwy przez równoległe kowadłko powierzchniowe, prostopadłe do linii cięciwy.
5. Uniwersalność aparatu powinna gwarantować pomiar łopatek podobnych kształtem, a zmiennych wymiarowo nie więcej niż 300%.



DOŚWIADCZALNY SAMOŁOT Z KLAPAMI STRUMIENIOWYMI

Angielska firma Hunting Aircraft buduje doświadczalny samolot ER.189D, którego celem jest praktyczne przebadanie zagadnienia klap strumieniowych. Zagadnienie to było przedmiotem prac National Gas Turbine Establishment w latach 1952—54. Jak wiadomo, zasada klap strumieniowych polega na wyprowadzeniu strumienia wylotowego turbinowego silnika odrzutowego wąską szczeliną, umieszczoną na krawędzi spływu skrzydła. Strumień ten służy do napędu samolotu, a w przypadku odchylenia go do dołu tworzy „klapę strumieniową”, która pozwala na osiągnięcie współczynnika siły nośnej, przekraczającego wartość 10. Początkowo sądzono, że cały wydatek silnika powinien być skierowany do szczelin na krawędzi spływu skrzydeł, jednak późniejsze prace N.G.T.E. wykazały, że lepsze wyniki daje wykorzystywanie w ten sposób tylko części strumienia silnika. Doskonale nadają się do tego celu silniki dwuprzepływowe — strumień zewnętrzny może być kierowany do szczelin na krawędzi spływu skrzydeł, a strumień wewnętrzny wykorzystywany w normalny sposób. Zaletą takiego układu jest fakt, że przez skrzydła przepływa powietrze o stosunkowo niskiej temperaturze. Przewiduje się pewne trudności w rozwiązaniu tego zagadnienia w przypadku samolotu ER.189D, który ma być napędzany jedno-przepływowym silnikiem Bristol Siddeley „Orpheus”, ułatwi je jednak prawdopodobnie doświadczenie, jakie firma Hunting zdobyła w czasie rozwoju śmigłowca P.74, którego wirnik był napędzany za pomocą gorących gazów, uchodzących z dysz na końcach łopatek.

Na razie nie są jeszcze znane szczegóły dotyczące układu samolotu ER.189D, przypuszcza się jednak, że ma on skośne skrzydła, ponieważ kłapy strumieniowe mają m.in. na celu poprawienie charakterystyk samolotów o skośnych skrzydłach przy małych prędkościach lotu. W. K.

NOWA KONCEPCJA NADDŹWIĘKOWEGO SAMOŁOTU PASAŻERSKIEGO O ZMIENNEJ GEOMETRII

W związku z koniecznością polepszenia osiągnięć samolotów naddźwiękowych w czasie lotu z małymi prędkościami oraz w czasie startu i lądowania powstają coraz nowe koncepcje rozwiązania tego zagadnienia. Najbardziej oryginalnym projektem jest samolot niesymetryczny o układzie latającego skrzydła. Skrzydło takiego samolotu byłoby ustawione pod pewnym kątem do kierunku lotu (podobnie jak połówka skrzydła ze skosem), przy czym kąt ten zmieniałby się w zależności od prędkości lotu. Położenie skrzydła względem kierunku lotu można zmieniać przez przestawienie usterzenia kierunkowego, umieszczonego na jednym końcu skrzydła. W czasie startu i przy poddźwiękowych prędkościach lotu usterzenie kierunkowe jest ustawione w ten sposób, że kąt między osią skrzydła i kierunkiem lotu wynosi 60—65°. W czasie lotu z prędkością naddźwiękową kąt ten zmniejsza się do 15—20°. Umieszczona na drugim końcu skrzydła gondola załogi oraz podwieszona do

6. Ustawienie aparatu do pomiaru nie może przekraczać 30 min.
7. Winna być zapewniona łatwość regulacji.
8. Szybkość kontroli 25 wymiarów na łopatce ma być nie mniejsza niż 400 sztuk na godzinę.
9. Sprawdzenie dokładności aparatu nie powinno przekraczać 1 min.

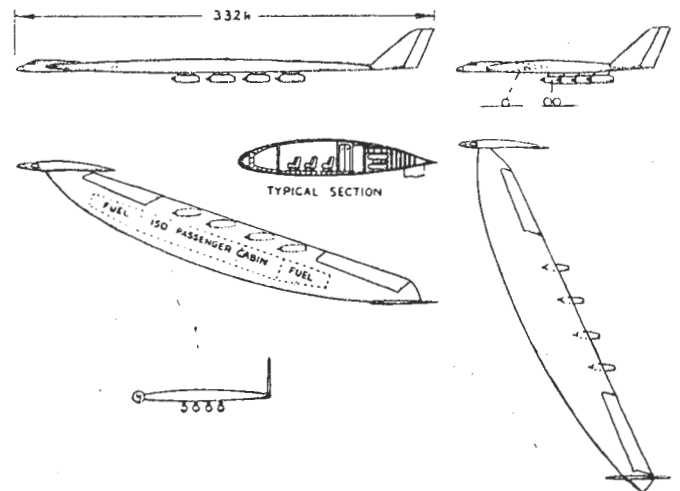
Zaletą tych aparatów jest możliwość odczytu wartości bezwzględnej ze skali umieszczonej za rurką.

W przekątnikach powietrznych uzyskiwane powiększenia mieszczą się w zakresie 300 do 10 000 razy, co pozwala na jednoczesny pomiar wymiarów z tolerancjami od 0,0075 mm do 0,75 mm. Aparat dysponuje urządzeniem, umożliwiającym zatrzymanie wyników na tablicy przez odcięcie powietrza od manometrów.

Zakończenie w nast. zeszytzie

NOWOŚCI TECHNICZNE

skrzydłem gondole silnikowe ustawiają się równoległe do kierunku lotu. Sterowanie samolotu odbywa się za pomocą wspomnianego już steru kierunkowego oraz za pomocą dwóch lotek, służących równocześnie jako ster wysokości. Kabina na 150 pasażerów oraz zbiorniki paliwowe znajdują się w skrzydle.



Samolot o opisanym układzie — lecąc z prędkością odpowiadającą $Ma = 2,0$ — wykazywałby doskonałość 10—11, tj. o 10—20% większą niż samolot o układzie wąskiego „delta”. Przy prędkościach poddźwiękowych doskonałość wynosiłaby ok. 24. W przypadku samolotu o ciężarze całkowitym 160 000 kG oznacza to zmniejszenie ilości paliwa potrzebnego do przelotu z prędkością naddźwiękową o 5500 kG oraz zmniejszenie o tę samą wartość ilości paliwa zużywanego w czasie lotu z prędkością poddźwiękową (start, wycieknięcie w powietrzu, podchodzenie do lądowania). Całkowita oszczędność paliwa wynosi więc 11 000 kG, co odpowiada ładunkowi zabieranemu przez samolot o układzie „delta” i ciężarze całkowitym 160 000 kG.

W porównaniu z samolotem o zmiennym skosie skrzydeł opisany układ ma tę przewagę, że ruchome połączenia przejmują stosunkowo niewielkie obciążenia, ponieważ główny element nośny — skrzydło — spoczywa na idealnej podporze, jaką jest powietrze. Natomiast w przypadku samolotu ze zmiennym skosem skrzydeł połączenia ruchomych i nieruchomych części skrzydeł muszą przejmować bardzo duże momenty gnące i obciążenia ścinające, co utrudnia ich konstrukcję i zwiększa ciężar. W. K.

NADMUCHIWANY SAMOŁOT DLA U. S. NAVY

Amerykańska marynarka wojenna ma otrzymać nadmuchiwany samolot pionowego startu, napędzany dwoma turbinowymi silnikami śmigłowymi. Ciężar całkowity samolotu ma wynosić 6800 kG, ciężar paliwa 1770 kG, ciężar ła-

dunku 1360 kG, długość 13 m, rozpiętość 11 m, prędkość przelotowa 600 km/h, zasięg 800 km. Ma on być wykonany z materiału impregnowanego syntetyczną gumą „neopren”. Samoloty tego typu, przeznaczone do ataków z małej wysokości, mają być umieszczane na łodziach podwodnych.

W. K.

PROJEKT PRZERÓBKI SAMOLOTU „ARGOSY” NA SAMOLOT PIONOWEGO STARTU

Rozważa się obecnie szereg kierunków rozwojowych transportowego samolotu Armstrong - Whitworth „Argosy”, m.in. zamierza się budować go dla wojska jako samolot pionowego startu. Zamiast czterema silnikami Rolls-Royce „Dart” ma on być napędzany dwoma silnikami Rolls-Royce „Tyne”, przy czym dwa zewnętrzne silniki „Dart” mają być zastąpione dwoma gondolami, zawierającymi po 20 silników nośnych. Silniki nośne (prawdopodobnie Rolls-Royce RB. 162) mają być rozmieszczone w przedniej i tylnej części gondoli, dzięki czemu będą zapewniać — obok sterowności poprzecznej — również sterowność podłużną przy zerowej prędkości lotu. Będą one wytwarzać łączną siłę nośną 59 000 kG. Ciężar całkowity samolotu ma wynosić 50 000 kG, w porównaniu z 42 500 kG znajdującą się obecnie w rozwoju wojskowej wersji samolotu „Argosy”. Z różnicy tych ciężarów na silniki nośne przypada ok. 3700 kG, reszta — na ciężar gondoli i ciężar paliwa do startu. Po zdobyciu pewnego doświadczenia w czasie eksploatacji wojskowego samolotu tego typu wytwórnia zamierza opracować również odmianę cywilną.

W. K.

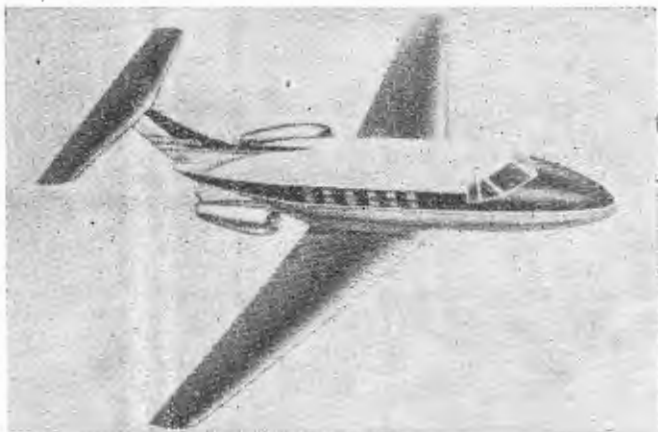
KONKURS NA TRANSPORTOWY SAMOLOT PIONOWEGO STARTU

Amerykańska marynarka wojenna ogłosiła konkurs na transportowy samolot pionowego startu, który powinien spełniać następujące warunki: wysokość 5,2 m, długość 15,25 m, szerokość 9,15 m, ciężar nie większy niż 15 875 kG (wynika on z możliwości użycia samolotu na lotniskowcach), prędkość przelotowa na poziomie morza 465—555 km/h, prędkość maksymalna 555—740 km/h, wysokość zawisu w warunkach atmosfery wzorcowej 1800 m, stosunek pionowego ciągu silników do ciężaru startowego samolotu 1,05 : 1, promień działania z 32 żołnierzami z pełnym uzbrojeniem na pokładzie 185 km, ciężar ładunku 3630 kG. Ze względu na bezpieczeństwo napęd ma stanowić kilka silników, przy czym bierze się pod uwagę turbinowe silniki odrzutowe J60, JT12, J85 z dopalaczem, J52, silnik wentylatorowy TF30 i turbinowe silniki śmigłowe YT64, T56, T53, T55 i T58. Wymaga się zastosowania urządzeń zapobiegających wydzielaniu przez silniki na zewnątrz promieniowania podczerwonego, co ma na celu zabezpieczenie samolotu przed pociskami, wyposażonymi w samonaprowadzające się głowice wrażliwe na podczerwień.

W. K.

SAMOLOT SŁUŻBOWY DE HAVILLAND D.H. 125

Firma De Havilland ma zbudować 30 samolotów służbowych D.H. 125, które zastąpią samoloty „Dove” i „Heron”. Samolot D.H. 125 będzie rozwijał prędkość przelotową 720—



—800 km/h i będzie przewoził 6—8 pasażerów (plus dwie osoby załogi) na trasach o długości 2400 km. Jest on typowym małym samolotem pasażerskim o nowoczesnym układzie, charakteryzującym się zabudowanymi w ogonie sil-

nikami i tworzącym literę T usterzeniem. Samolot będzie miał w pełni klimatyzowaną kabinę i będzie mógł startować z małych lotnisk, a lądowanie będą ułatwiać proste hamulce aerodynamiczne. Ciężar całkowity samolotu D.H. 125 wynosi ok. 8200 kG. Napęd stanowią dwa turbinowe silniki odrzutowe Bristol Siddeley „Viper” 20 o ciągu 1350 kG. Bezpośrednie koszty eksploatacyjne będą niższe, ze względu na dużą prędkość, niż samolotu „Dove”, natomiast koszt samolotu będzie wyższy czterokrotnie (samolot „Dove” kosztuje 36 000 funtów).

Decyzję budowy samolotu D.H. 125 poprzedziło wiele lat badania rynków zbytu. Przewiduje się duże zapotrzebowanie ze strony przemysłu i domów handlowych i przypuszcza się, że ten typ samolotu pozostanie aktualny w ciągu 20 lat.

W. K.

NOWY SILNIK ROLLS-ROYCE DO SAMOLOTÓW PIONOWEGO STARTU

Firma Rolls-Royce podała ostatnio kilka szczegółów dotyczących nowego silnika dwuprzepływowego RB. 153.

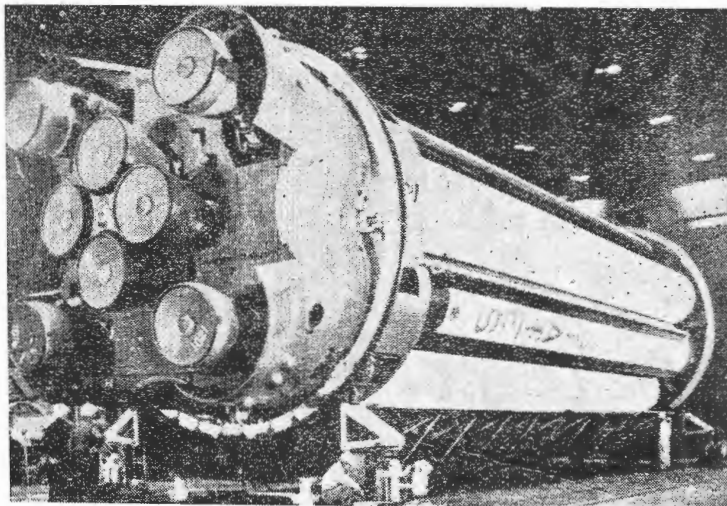
Strumień zewnętrzny tego silnika jest kierowany do turbiny powietrznej, która napędza obudowany wentylator nośny. W locie poziomym strumień zewnętrzny wypływa oddzielną dyszą napędową. Silnik jest zaopatrzony w dwa oddzielne, współśrodkowe wloty powietrza: jeden doprowadza powietrze do sprężarki obiegu wewnętrznego, drugi — do wielostopniowego wentylatora obiegu wewnętrznego. Prędkość wylotowa z turbiny powietrznej i wentylatora nośnego wynosi średnio 183 m/sek. Tak mała prędkość wylotowa zwiększa wprawdzie ciężar jednostkowy silnika, powoduje jednak równocześnie wzrost sprawności napędowej, co zapewnia samolotom taktycznym elastyczność operacji. Możliwe jest jeszcze inne rozwiązanie silnika, polegające na skierowaniu obu strumieni — zewnętrznego i wewnętrznego — do turbiny napędzającej wentylator nośny.

Silnik RB. 153 jest podobno przeznaczony do samolotu taktycznego pionowego startu, projektowanego przez niemieckie firmy Boelkow, Heinkel i Messerschmitt i ma być produkowany z licencji przez firmę M.A.N.

W. K.

ROZWÓJ AMERYKAŃSKICH RAKIET KOSMICZNYCH

Przeprowadza się obecnie próby stoiskowe pierwszego stopnia rakiety „Saturn”, przeznaczonej do umieszczania na orbitach satelitów o ciężarze do 10 000 kG i do zbadania



księżycy oraz planet Wenus i Mars. Pierwszy stopień jest wyposażony w osiem silników Rocketdyne F1, które w czasie prób rozwijały ciąg 430—455 T. Udało się osiągnąć krótkotrwały ciąg 702 T, tj. o 22 T większy od obliczeniowego, wynoszącego 680 T. W czasie późniejszych prób nie wystąpiło zjawisko niestateczności spalania, które początkowo sprawiało konstruktorom znaczne trudności, mimo wysokich ciśnień w komorach spalania dochodzących do 63 kG/cm².

Stany Zjednoczone zamierzają budować rakiety o ciągach znacznie wyższych niż ciąg rakiety „Saturn” — firmy Convair, Lockheed i North American Aviation mają rozpocząć prace badawcze nad raketami o ciągu pierwszego stopnia 2700—5000 T, przy czym firma Lockheed ma zająć się silnikami na paliwo stałe.

W. K.

PRZEGLĄD DOKUMENTACYJNY LOTNICTWA

OPRACOWANY PRZEZ OŚRODEK DOKUMENTACJI WYDAWNICTW INSTYTUTU LOTNICTWA

DODATEK DO MIESIĘCZNIKA „TECHNIKA LOTNICZA”

ROCZNIK XI

WARSZAWA, SIERPIEŃ 1961 r.

ZESZYT 8

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

HYDROAEROMECHANIKA

112* 533.6.013.43 ILot
Wood, C. J.: Transonic buffeting on aerofoils. Przydźwiękowy (buffeting) na profilach. J. Royal Aeronaut. Soc., list. 1960, nr 599, t. 64, s. 683—688, ods. 5.
Gdy samolot przekracza swoją krytyczną liczbę Macha na powierzchni skrzydła pojawia się przepływ naddźwiękowy. Wraz z wzrastającą prędkością samolotu zwiększa się obszar przepływu naddźwiękowego. Zakres prędkości, w którym zachodzi ten mieszany przepływ, nazywa się zakresem przydźwiękowym. W tym zakresie samolot doświadcza nagłego wzrostu oporu, zmian równowagi utraty skuteczności sterowania oraz niestępczości (buffeting). Celem pracy jest tylko to ostatnie zagadnienie i dla dalszego uproszczenia dyskusji proponuje się zaniechanie efektów nasady i końca skrzydła oraz proponuje się rozważanie „buffetingu” jedynie w odniesieniu do skrzydeł nieskończonej rozpiętości, czyli do przepływu dwuwymiarowego. Unikając szczegółów matematycznych, rozpatrzono przyczynę „buffetingu”, jego przewidywanie teoretyczne i jego wpływ na projektowania profili. J. Nikol

113* 533.6.013.422 ILot
Molyneux, W. G.: Approximate formulae for flutter prediction. Przybliżone wzory dla przewidywania flatteru. Aircraft Engineering, grudz. 1960, nr 382, s. 356—362, rys. 7, ods. 20.
Na podstawie pewnych upraszczających założeń, można wyprowadzić ogólne równanie, pozwalające na ocenę flatteru podwójnego systemu. Równanie zawiera pochodne sztywności aerodynamicznej i w przypadku braku wiarogodnych pochodnych dla ruchu oscylującego przypuszcza się, że można użyć pochodnych, pochodzących z pomiarów przepływu trwałego. Równanie jest zastosowane do wyprowadzenia właściwych formuł dla flatteru giętno-skrętnego, dla płaszczyn nośnej. Wydedukowano wpływ ściśłości na pochodne dla tego szczególnego przypadku, a następnie pochodne te zastosowano do oceny pewnych ogólnych wpływów ściśłości na flatter. J. Nikol

114* 533.697.3 ILot
Trommsdorf, W.: Einlaufdiffusoren in Überschall. Dyfuzory wlotowe w strumieniu naddźwiękowym. Luftfahrttechnik, 1960, t. 6, nr 12, s. 361—368, rys. 20, poz. bibl. 26.
Przedyskutowano zadania dyfuzorów naddźwiękowych silników turbinowo-odrztutowych i strumieniowych oraz ujęto w 10 punktach wymagania, które spełniać musi dyfuzor naddźwiękowy. Przedyskutowano zasady konstrukcji i właściwości dyfuzorów, w przypadku których spiętrzenie strumienia zachodzi w kilku falach uderzeniowych (badanych przez Oswatitcha) oraz izentropowo (badanych przez Connorsa). Podjęto określenia najkorzystniejszych zakresów zastosowania poszczególnych rodzajów dyfuzorów i zdefiniowano sprawność dyfuzora, która w sposób porównawczy określa w całym przebadanym zakresie liczby Macha wysokość odzyskania ciśnienia danej konstrukcji dyfuzora. A. Kowalewicz

ZAGADNIENIA WYTRZYMAŁOŚCIOWE W KONSTRUKCJACH LOTNICZYCH

115* 629.13.012.212.3 : 539.431.1 ILot
Heath, W. G.: Sandwich construction. Konstrukcje przekładkowe. Cz. I. Aircr. Engng., lipiec 1960, t. 32, nr 377, s. 186—191, rys. 6.
Omówiono różne postacie zniszczenia płyt przekładkowych przy ścisaniu. Podano proste zależności, określające omawiane postacie zniszczenia płyt przekładkowych. Podane zależności są oparte na pojęciu współczynnika zredukowanej szerokości płyty, który określa sztywność giętną wypełniacza i nierówność grubości pokryć dla danej płyty przekładkowej. We wszystkich omawianych przypadkach płyty przekładkowe były swobodnie podparte na brzegach i obciążone siłami ścisającymi, rozłożonymi równomiernie wzdłuż krawędzi. Z. Łapiński

SMIGŁA

116* 629.13.038-52 ILot
Lorenzen M.: Luftschaubenaumatik. Automatyka śmigieł. Deutsche Flugtechnik, 1960 r. 4, nr 7, s. 204—207, rys. 7, ods. 1. Omówiono zasadnicze zakresy pracy śmigła nastawnego. Dla dobrej i bezpiecznej pracy śmigła niezbędne jest zastosowanie przymusowego sterowania dodatkowego przy włączeniu regulatora obrotów aż do blokowania małego kąta — potem przymusowe sterowanie dodatkowe przy przejściu na odwrotny ciąg. Takie urządzenia mają nowoczesne samoloty. Z. Brodzki

AERODYNY

117* 629.135 ILot
Troughton A. J.: Relationship between theory and practice in aircraft structural problems. Zależność między teorią i doświadczeniem w zagadnieniach konstrukcji lotniczych. J. Royal Aeronaut. Soc., listopad 1960, t. 64, nr 599, s. 653—667, rys. 33.
Przystępując do projektowania samolotu opieramy swoją znajomość zagadnienia na trzech podstawowych czynnikach: 1 — na doświadczeniu w projektowaniu danej klasy samolotów, 2 — na znajomości metod teoretycznych obliczeń obciążeń w elementach nośnych samolotu, 3 — na sprawdzeniu własności wytrzymałościowych zaprojektowanego samolotu w drodze doświadczalnej na stanowisku badawczym. W artykule omówiono wyżej wymienione czynniki i ich znaczenie w zagadnieniach projektowania.

118* 629.135.9 ILot
Calovolo M.: Une nouvelle possibilité dans le domaine des V.T.O.L. Nowa możliwość rozwiązania konstrukcyjnego samolotów pionowego startu i lądowania. Techn. Scien. Aeron., 1960, nr 3, s. 187—191, rys. 3.
Najbliższy okres rozwoju lotnictwa cywilnego wykazuje wyraźną dążność maksymalnego zmniejszenia pośrednich i bezpośrednich kosztów użytkowania. Wydaje się, że najlepszym rozwiązaniem przy prędkościach przelotowych do- i okolicydźwiękowych jest stosowanie dla startu i lądowania wirników o zmiennej długości łopat. Łopaty wyposażone byłyby w dysze, przez które wypływałyby gazy spalinowe, wytwarzane w dwuprzepływowym silniku odrztutowym. Łopaty byłyby wysuwane i wsuwane do specjalnej tarczy, która — po schowaniu łopat i opuszczeniu — będzie przylegać do kadłuba. Istniejące możliwości techniczne pozwalają na skonstruowanie transportowego PSL tego typu M. Rabenda

119* 629.13.014.3 ILot
Legendre R.: Méthode simple de calcul d'une aile élanécée. Prosta metoda obliczenia smukłego skrzydła. Rech. Aeron., wrzesień-październik 1960, nr 78, s. 7—11, rys. 3, poz. bibl. 11.
Rachunek jest wykonany w ramach teorii ciał smukłych według Jonesa i Warda. Warunek Żukowskiego zastosowano na cały obrys skrzydła. Dany jest potencjał na skrzydle, którego potencjał w całej otaczającej przestrzeni jest wyprowadzony sztucznie, bez całkowania. Kształt skrzydła obliczono wychodząc z potencjału. J. Nikol

SILNIKI LOTNICZE

120* 621.45 ILot
Hagen, H.: Optimalauslegen von Zweikreisstrahltriebwerken. Optymalne parametry silników dwuprzepływowych. Luftfahrttechnik 1960, t. 6, nr 12, s. 338—342, rys. 8, poz. bibl. 5.
Wykazano, że przy pewnym stosunku wydatków masowych przy zastosowaniu danej wytwornicy gazu i w pewnych warunkach rozkładu spadków ciśnień otrzymuje się maksymalny ciąg. Podano warunki wystarczające dla zapewnienia maksymalnej wartości ciągu zimnego i podgrzanego strumienia w porównaniu do prostego silnika turbinowoodrztutowego — jako wytwornicy gazu. Podano wyniki szczegółowych obliczeń, które umożliwiły otrzymanie stosunków podwyższenia ciągu, uzyskiwane w silnikach dwuprzepływowych. Wyniki te wykazują dużą zgodność z danymi, przyjętymi w etapie projektowania silnika. A. Kowalewicz

WYTWARZANIE SPRZĘTU LOTNICZEGO

121* 629.13.002 : 621.315.68 ILot
Solderless terminals. Zastosowanie w lotnictwie zaciskanych końcówek przewodów zamiast lutowanych. Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 12, s. 464—467, rys. 6.
Lutowane końcówki przewodów w lotniczych urządzeniach radiowych zostają zastąpione przez końcówki zaciskane ze względu na zabezpieczenie przed uszkodzeniem mechanicznym w czasie pracy. Aby uzyskać połączenie o niskim oporze elektrycznym na drodze czysto mechanicznej należy przebić warstwę tlenków, znajdującą się na powierzchni łączonego przewodnika i końcówki. W artykule opisano teorię, narzędzia, sposoby izolowania przy bezpośrednim łączeniu mechanicznym końcówek z przewodami. T. Vorbrodt

122* 621.45.002 : 621.91.07 ILot
Compressor — spool. Part I. Methods of production at de Havilland for machining the internal profile of the spool for the Gnome engine. Procesy technologiczne stosowane w firmie de Havilland. Aircr. Prod., 1961, r. 23, nr 1, s. 5—15, rys. 12.

Wirnik sprężarki ośmiostopniowej silnika „Gnome” długości około 200 i średnicy 190 mm wykonywany jest z odkuwki, a następnie obrabiany na tokarce, gdzie obrabia się w kilku założeniach rowki, potem czola, następnie przeprowadza się obróbkę cieplną (uiepszanie); wirnik wykonany jest ze stali nierdzewnej o składzie: 0,12% C, 0,08% Si, 1,25% Mn, 1% Ni, 10–13% Cr, 1,0% Mo, 0,6% V, 0,015% P; szlifuje się otwory i jeszcze raz na gotowo obrabia rowki. W procesie ważne jest zachowanie współosiowości obrabianych powierzchni podstawowych (bicie w granicach 0,0001–0,0002 cala zależnie od powierzchni). Obróbkę wykończającą przeprowadza się na tokarce-kopiarce z hydraulicznym układem śledzącym.

T. Vorbrodt

123* 621.438.002 : 621.923 ILOT
Pearson, H. J.: Controlled belt-grinding. P. I. Szlifowanie lotniczych elementów profilowych za pomocą taśmy szlifierskiej. Aircr. Prod., 1961, r. 23, nr 1, s. 24–33, rys. 19, tabl. 3. Szlifierki taśmowe nabierają coraz większego znaczenia w produkcji lotniczych elementów profilowych, przede wszystkim takich jak łopatki turbin i sprężarek. W artykule, stanowiącym I część tematu, opisano taśmy skrawające, materiały ściernie, rodzaje wiązania itp. Opisano również metody pracy na szlifierce taśmowej, a w bogatym materiale rysunkowym przedstawiono specyficzną geometrię procesu. Jako graniczną dokładność szlifowania profilu podano wielkość $\pm 0,001$ cala ($\pm 0,025$ mm), możliwą do osiągnięcia przy uwzględnieniu niejednakowej wydajności skrawania wzdłuż obrabianego profilu. W materiale reklamującym obrabiarkę podano jednak dokładność tylko $\pm 0,002$ cala ($\pm 0,05$ mm).

124* 629.13.002 : 629.135.423.038 : 621.923.7 ILOT
Finishing rotor-spars. Wykańczanie powierzchni łopat śmigłowców. Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 12, s. 475–479, rys. 10. W celu zmniejszenia możliwości pęknięć zmęczeniowych w łopatkach helikopterów w czasie ich użytkowania należy usunąć drogą obróbki powierzchni wszystkie nieregularności, które mogą się okazać miejscowymi początkami pęknięć. Dla tej wykańczającej operacji zbudowano specjalne urządzenie-wanne, do której zanurza się od razu trzy łopatki i przeprowadza polerowanie hydrauliczne. Operacja ta trwa 12 godzin dla trzech łopat, a wykonywana dotychczas ręcznie trwała dla każdej łopatki dziewięć godzin. Poza skróceniem czasu pracy nowa technologia wyeliminowała również niebezpieczeństwo pylicy.

T. Vorbrodt

125* 621.438.002 : 621.73 : 621-226.3 ILOT
Forging turbine blades. Odkuwki-półwyroby łopatek turbin silników odrzutowych. Aircr. Prod., 1961, t. 23, nr 1, s. 2–4, rys. 3. Proces technologiczny wykonywania odkuwek-półwyrobów na łopatki turbin spaliniowych wykonanych ze stopów „Nimonic 80A”, „Nimonic 90”, „Nimonic 105”. Opisano cięcie prętów, które w tym przypadku ma specyficzny charakter, sam proces kucia, wyżarzania i kontroli. Kontrola jest bardzo szczegółowa i składa się z drobiazgowej kontroli pęknięć za pomocą fluorescencji, prądów wirujących i ultradźwięków.

T. Vorbrodt

126* 629.13.002 : 621.751 : 621.91 ILOT
Traser-control. Nowa metoda wykonywania wzorników bezpośrednio trasowaniem. Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 12, s. 453–455, rys. 6. Opisano nową, kanadyjskiej konstrukcji wyposażenie dla frezarki, dzięki któremu można bezpośrednio — zamiast trasowania, a następnie kopiowania — wykonać kształt wzornika z blachy stalowej o grubości 0,003 cala (75 mikronów) za pomocą freza grawerskiego ostro zakończony. Tak otrzymany zbiornik wkleja się pomiędzy dwie płytki plastikowe o grubości 1/8 cala (ok. 3 mm), co powoduje wystarczającą sztywność dla większości zastosowań. Tak wykonane wzorniki mogą być stosowane przy toczeniu i frezowaniu kopiowym, w połączeniu z hydraulicznym wzmacnieniem.

T. Vorbrodt

127* 629.13.002 : 621.771.27 ILOT
Potter D. M.: Ring-rolling. Walcowanie pierścieni. Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 12, s. 468–474, rys. 11. Nowa zasada matematyczna, której odbicie znalazło praktyczne zastosowanie w budowie pierwowzoru obrabiarki, przeznaczonej do walcowania pierścieni. Pomijając zalety operowania procesem, zaletą procesu jest jeszcze stworzenie lepszych możliwości dla wzrostu ziarna i struktury walcowanej części. Przeprowadzone próby rozkładu twardości wykazują dużą jednorodność materiału pierścienia walcowanego nową metodą.

T. Vorbrodt

128* 629.13.002 : 621.979.3.063.3 ILOT
Hollis, W. S.: Explosive forming. Kształtowanie elementów za pomocą materiałów wybuchowych. Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 12, s. 446–451, rys. 8, tabl. 4, ods. 8. Coraz większego znaczenia praktycznego nabiera proces technologiczny kształtowania blach lub półwyrobów, wykonanych z tych blach za pomocą materiałów wybuchowych. Daje on wyjątkowo dobre wyniki w odniesieniu do materiałów trudno obrabialnych zwykłymi metodami tłoczenia, a stosowanymi coraz częściej w lotnictwie ze względu na wymagania konstrukcyjne. O ile dotychczasowe prace opisywały praktyczną stronę procesu, to w tym artykule opisano zagadnienie od strony teoretycznej, rozpatrując zależności naprężeń od wydłużeń i od czasu, oraz zmianę struktury i własności mechanicznych w czasie procesu.

T. Vorbrodt

129* 629.13.002 : 621.98 ILOT
Möller H.: Fluid forming. Kształtowanie za pomocą sprężystego stempla, wypełnionego cieczą. Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 11, s. 424–432, rys. 16, tabl. 2.

Proces ten jest procesem formowania, w którym stempel kształtujący w postaci gumowej diafragmy odkształca hydraulicznie kształtuje dany element, wciskając go w matrycę o żądanym profilu. Stosuje się proste cylindry, umożliwiające wytworzenie ciśnienia w komorze tłoczącej. Proces może być stosowany na normalnych prasach i odznacza się takimi zaletami jak: tarcie minimalne, krótki czas ustawienia i wysoka jakość ukształtowanych elementów.

T. Vorbrodt

130* 629.13.002 : 621.947.6 ILOT
Tube-manipulation. Proces technologiczny gięcia rur ze stali nierdzewnej. Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 9, s. 337–343, rys. 13. Trzy urządzenia, zainstalowane w zakładach „de Havilland” w Hatfield, przeznaczone do półautomatycznego gięcia, elektrycznego wyżarzania i elektrolitycznego wytrawiania cech i numerów przy produkcji poszczególnych przewodów, wykonanych ze stali nierdzewnej, instalacji hydraulicznych.

T. Vorbrodt

131* 629.13.002 : 621.91.07 ILOT
Machining Nimonic. Parametry skrawania przy obróbce stopów niklu typu „Nimonic”. Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 6, s. 236–239, rys. 2, tabl. 3. Stopy o wysokiej zawartości niklu w rodzaju „Nimonic”, rozwijane specjalnie dla potrzeb produkcji turbin gazowych i uważane jako podstawowe materiały lotnicze, znajdują coraz szersze zastosowanie w technice, gdzie ich własność powolnego pełzania w wysokich temperaturach jest szczególnie cenna. Dane dotyczą obróbki skrawaniem jak: prędkości skrawania, geometria ostrza, ciecz chłodząco-smarująca.

T. Vorbrodt

132* 629.13.002 : 621.9.014 ILOT
New approaches to machining. Nowe kierunki w skrawaniu. Aircr. Prod., 1960, nr 12, s. 456–463, rys. 18. Nowe zagadnienie w dziedzinie zastosowania nowych materiałów w postaci trudno obrabialnych stopów zmuszają do rewizji zwykłych metod obróbki. W artykule opisano: 1— nowe doświadczenia nad obróbką stopów Ni i Co w wyższych temperaturach np. toczenie w zakresie od 73F–1200F (24 °C–666 °C), 2— zastosowanie bardzo dużych prędkości skrawania w zakresie od 15.000–240.000 (1397–2230 m²) stóp kwadratowych na minutę. Ogółem przeprowadzono 216 prób, badając między innymi wpływ prędkości na zmianę struktury wewnętrznej oraz analizowano różne formy wirów, zależne od prędkości.

T. Vorbrodt

133* 621.9–473 ILOT
Hole finishing. Obróbka otworów za pomocą przepychania stalowej kulki. Aircr. Prod., 1961 r., t. 23, nr 1, s. 36–38, rys. 4. Proces obróbki nie jest nowy. Zaletą jest prostota, szybkość i niskie koszty urządzeń hydraulicznych do wytwarzania siły. Nie usuwa się tu warstwy metalu a jedynie odkształca go, przez co powierzchnia nabiera większej odporności na zużycie oraz zmniejsza się skłonność do „odparzeń” i złuszczeń. Podano zależności wymiarowe przed obróbką, po obróbce — a średnicą kulki. Otwór przepycha się przy użyciu emulsji stosowanej przy skrawaniu. Podano również wyniki przepychania dla różnych materiałów. Najlepiej „przepychają się” materiały spiekane, najgorzej stal nierdzewna i stopy niklu. Jako obróbkę poprzedzającą wymieniono: roztażanie spiekami, rozwiercanie, przeciąganie, przetłaczanie i wiercenie. Na otworach o średnicy 1/2 cala otrzymano dokładność $\pm 0,0002$ cala (0,005 mm).

T. Vorbrodt

134* 629.13.002 : 621.9.07 ILOT
Schmidt A. O.: Ceramic tools. Skrawające narzędzia ceramiczne. Aircr. Prod., 1960, t. 22, nr 11, s. 433–437, rys. 5. Nagromadzone doświadczenie w użytkowaniu skrawających narzędzi ceramicznych udowodniło, że narzędzia te pozwalają stosować większe prędkości skrawania, proces skrawania jest wolny od drgań i porównanie ekonomiczne tych narzędzi z innymi wypada na ich korzyść. Porównanie jednak ze stalami szybkoćmi przy zachowaniu odpowiednich parametrów skrawania wypada za względu na kruchość spieków — mniej korzystnie.

T. Vorbrodt

135* 629.13.002 : 658.5 ILOT
Taylor D. R.: Short run production problems from the management point of view. Zagadnienia produkcji małoseryjnej z punktu widzenia kierownictwa zakładu. Canadian Aeronaut. J., list. 1960, t. 60, nr 9, s. 357–362, rys. 8. Opisano metody kierowania produkcją w kanadyjskiej firmie „Aviation Electric Limited”. Zakład produkuje sprzęt lotniczy wg licencji w małych ilościach, zwykle 1/2–1/20 całkowitej produkcji, wykonywanej poza granicami Kanady. Sytuacja ta zmusza do produkcji dużego asortymentu wyrobów, posiadania dużego wachlarza specjalistów, a nakłady kosztów na nowe uruchamianie serie wyrobów są wysokie, co rzutuje w sposób zasadniczy na ceny wyrobów przemysłu lotniczego. Dla zniżenia kosztów stosuje się technologię uproszczoną, a więc obrabiarki raczej uniwersalne bez automatyzacji, łatwo i szybko przestawialne. Wiertarki jednowrzecionowe, a nie jak w przemyśle o masowej produkcji — wielowrzecionowe. Straty na ustawienie obrabiarek są więc mniejsze. Przejrzyły uniwersalne składane mają duże zastosowanie.

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, która może obejmować zarówno całą dokumentację naukowo-techniczną, jak i oddzielne jej działy lub poszczególne zagadnienia i tematy techniczne. CIDNT wykonuje (za zwrotem kosztów) fotokopie i mikrofilmy publikacji objętych zarówno Przeglądem Dokumentacyjnym jak i kartami dokumentacyjnymi.

Tabela VII Rodzaje kierunkowości struktury w zależności od sposobu obróbki. Oznaczenia kierunkowości struktury

Rodzaj	Odmiana	Znak kierunku	Schematyczny obraz kierunku struktury	Rodzaje obróbki pozostawiające te same lub podobne kierunki śladów
Jednokierunkowa	Równoległa do krawędzi powierzchni pokazanej na rysunku	==		Przeciąganie Ciągnięcie Obróbka papierem ściernym
	Prósłopała do krawędzi powierzchni pokazanej na rysunku			Dłutowanie Struganie Szlifowanie wcięciem
	Równoległa			Toczenie i rozłaczanie zwykłe Toczenie diamentem Szlifowanie z posuwem wzdłuż Wiercenie Rozwiercanie Rozłaczanie diamentem
	Współśrodkowa	⊙		Tarcza toczonej promieniowo
Wielokierunkowa	Krzywooliniowo równoległa)		Powierzchnia obrobiona czalem freza lub ściernicy
	Prostopadła	⊗		Płaszczyzna szlifowana promieniowo
	Skrzyżowana	X		Frezowanie płaszczyzn Honowanie Superfinish Lapping
Bezładunkowa	Uporzadkowana	⊗		Skrabanie Docieranie ręczne
	Nieuporzadkowana	⊗		Skrabanie Docieranie ręczne
Bezładunkowa	Dunkłowa	⊙		Odlewy Obróbka elektroiskrowa

Tabela VIII Wskazówki orientacyjne doboru parametrów chropowatości w zależności od charakteru pracy powierzchni

Charakter pracy powierzchni	Parametry chropowatości decydujące o własnościach eksploatacyjnych	Parametry chropowatości drugorzędne, które należy uwzględnić
Zmęczenie	- R_z - promień zaokrąglenia dna nierówności - stosunek podziałki profilu do wysokości nierówności	- ilość rys na jednostkę powierzchni
Ścieranie	- R_z ; R_a - wzajemny kierunek struktur powierzchni współpracujących - kształt profilu chropowatości ponad linią środkową	- udział nosny powierzchniowy - kształt krzywej nosności
Korozja i korozja styku	- R_z - kształt dna rysy - rozwarłość profilu - stosunek podziałki profilu do wysokości nierówności - wielkość udziału nosnego (szczególnie przy korozji styku)	- ilość rys na jednostkę powierzchni - wielkość powierzchni rzeczywistego styku ze środowiskiem korodującym
Przyleganie (dla uzyskania szczelności)	- R_a - udział nosny, wielkość i rozmieszczenie punktów styku	- rozwarłość profilu
Przepływ ciepła i prądu elektrycznego (przez powierzchnie styku)	- R_a - udział nosny, wielkość i rozmieszczenie punktów styku	
Przepływ powietrza	- R_z - rozwarłość profilu	

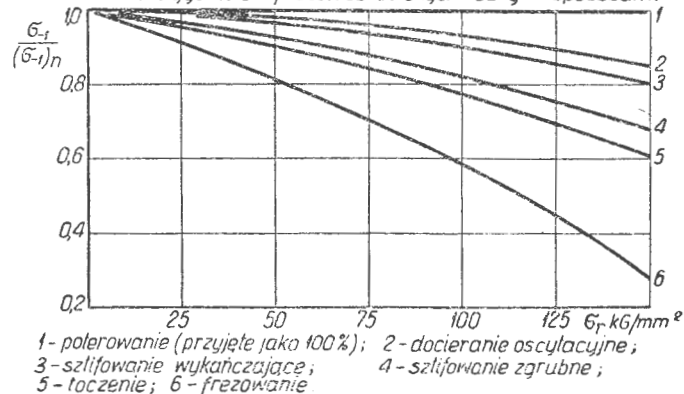
Tabela IX Przyrządy do pomiaru chropowatości oraz ich zastosowanie. (wybrane typy)

Zastosowanie	Zakres pomiaru chropowatości		Konstruktor Producent	Typ, model	Nazwa przyrządu	Metoda pomiaru
	Wys. chropow. R_z, μ	Klasa gładkości				
produkcyjne lub laboratoryjne	$\nabla 4 - \nabla 9$	0,7 - 50	C. Zeiss - Jena, NRD	SCHMALTZ	podwójny mikroskop nasadkowy	optyczna - szczytny świetlny
	$\nabla 1 - \nabla 9$	1,6 - 130	ZHM - AGH, Polska	WB-4	gładkościomierz	optyczna - wielokr. przekr. cienim
	$\nabla 1 - \nabla 9$	2 - 130	Zakt. Opł. Polit. Wrocław	6t-1	gładkościomierz	optyczna - wielokr. przekr. cienim
	$\nabla 8 - \nabla 14$	0,03 - 15	Zakt. Opł. Polit. Wrocław	6t-2	gładkościomierz interferencyjny	optyczna - interferencja dwupromienna
	$\nabla 10 - \nabla 14$	0,05 - 2	C. Zeiss - Jena, NRD	LINNIK	mikroskop interferencyjny	optyczna - interferencja wielopromienna
	$\nabla 2 - \nabla 14$	do 125	E. Leitz G.m.b.H. Wetzlar, NRD	Leitz-Forsler-Gerat	profilograf	optyczna - mechaniczna
laboratoryjny	$\nabla 3 - \nabla 12$	0,5 - 53	K. L. Aman, Z.S.S.R.	AMN	profilograf	optyczna - mechaniczna
produkcyjny	$\nabla 6 - \nabla 11$	0,075 - 25	Philips, Holandia	PP-9150 Ruwheist-meter	profilometr	elektryczna mechaniczna piezoelektryczna
produkcyjny	$\nabla 2 - \nabla 12$	$R_a = 0,1 - 200$	Taylor-Hobson, Londyn	TALYSURF mod. 3	profilograf	elektryczna mechaniczna elektrodynamiczna
produkc., laborat.	$\nabla 5 - \nabla 12$	$R_z = 0,025 - 6,3$	W.M. Kiselew, Z.S.S.R.	KW 7	profilometr	elektryczna mechaniczna indukcyjna
produkc., laborat.	$\nabla 4 - \nabla 9$	—	Z.S.S.R.	KALIBR	profilometr	pneumatyczna
produkc., laborat.	$\nabla 1 - \nabla 11$	—	Niedau, Francja	SOLEX	profilometr	pneumatyczna - system Solax
produkc., laborat.			NRF	Viseport	przyrząd do pomiaru udziału nosnego	metoda Mechau
produkcyjny			Francia	Surfactopes OPL a vision directe		

Tabela X Przykładowe dane o wpływie obróbki powierzchni na wytrzymałość zmęczeniową stali w zależności od jej wytrzymałości

Sposób obróbki	Zakres wytrzymałości R_f KG/mm ²		
	47	93	140
Gładkościowe polerowanie, Lapping	100	100	100
Polerowanie wykańczające, superfinish	95	93	90
Szlifowanie wykańczające	93	90	88
Szlifowanie zgrubne	90	80	70
Frezowanie	70	50	35

Tabela XI Zależność wytrzymałości zmęczeniowej od wytrzymałości na rozciąganie dla próbek obrobionych różnymi sposobami



XII. OZNACZENIA CHROPOWATOŚCI

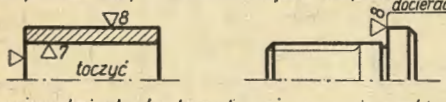
- ~ - chropowość nie podlega określeniu
- ▽ - dla powierzchni, których chropowość podlega określeniu wg norm chropowości, np.:
- ▽5 - oznacza powierzchnię o chropowości nie przekraczającej wielkości parametrów R_z lub R_a klasy piątej
- ▽4-5 - oznacza powierzchnię o chropowości nie przekraczającej górnej wielkości parametrów R_z lub R_a klasy czwartej, lecz większej od górnej wielkości parametrów klasy piątej
- ▽4-7 - podobnie jak wyżej

Kierunkowość struktury - znak kierunkowości umieszcza się po lewej stronie znaku chropowości np.: X▽6
 Oznaczenie sposobu obróbki powierzchni - jeżeli struktura powierzchni ma być wynikiem określonego sposobu obróbki, podaje się go pełną nazwą umieszczoną nad znakiem chropowości, np.:

- ▽9 ^{docierać} z odlewu ~ płaskować
 - ▽3
- Oznaczenia struktury geometrycznej - pełne oznaczenie struktury geometrycznej składa się z następujących elementów:
- a) znak kierunkowości
 - b) znak chropowości
 - c) klasa chropowości
 - d) sposób obróbki

np.: X▽9-10
 W przypadku, gdy oznacza się tylko chropowość, oznaczenie ogranicza się tylko do punktów b) i c) np.: ▽6

Oznaczanie gładkości na rysunkach.
 Znaki gładkości poszczególnych powierzchni umieszcza się na zewnątrz zarysu przedmiotu, a z braku miejsca na przedłużeniu zarysu.



Na powierzchniach obrotowych umieszcza się znaki gładkości tylko po jednej stronie przedmiotu. Jeżeli większość powierzchni jest wykonana z jednakową gładkością, wówczas znak gładkości umieszcza się w kątku nad tabliczką rysunkową, zaś na rysunku tylko znaki gładkości tych powierzchni, dla których wymagania są odmiennie.

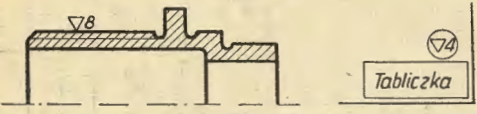
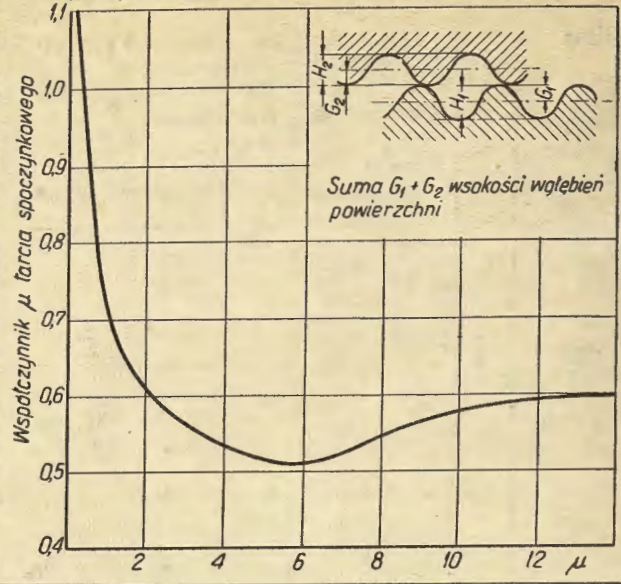


Tabela XIII Normy państwowe gładkości powierzchni

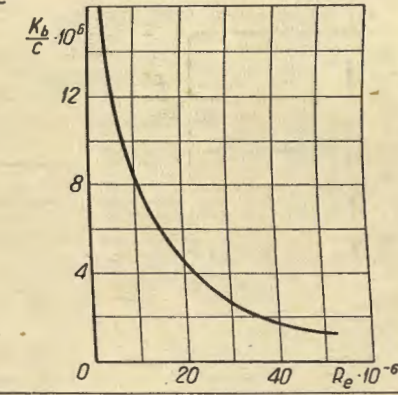
Kraj	Norma	Oznaczenia parametrów chropowości	Jednostki miary	Inne parametry chropowości uwzględnione w normie
Międzynarodowa	JSD-TC 57	R_a R_z R_{max}	μ	
Polska	PN-58/M-04250 PN-58/M-04251	R_a R_z R_{max}	μ	kierunkowość struktury udział nośny liniowy
ZSRR	GOST-2789-51 projekt	H_{cp} (R_z) H_{ck} (R_a) R_a R_z	μ	kierunkowość struktury
Niemcy	DIN-4760-3	R R_m G	μ	kierunkowość struktury udział nośny liniowy i powierzchniowy
W. Brytania	BS 1134-1950	CLA ($=R_a$) PVA ($=R_z$)	1CLA= μ inch	kierunkowość struktury udział nośny
USA	ASA 8461-1955	$RMS=h_6$ ($=R_a$) H_i H_{sr} h_m	1RMS= μ inch	kierunkowość struktury
ČSR	ČSN DI. 4450	H_{max} H_6 H_6 ($=R_a$)	μ	
Szwecja	SMS 671	H_z	μ	
Holandia	V630A i B	h_m ($\approx R_a$)	1 h_m = μ inch	
Szwajcaria	NB-120800 Brown-Boveri	H	μ	
Hiszpania	UNE 1037	h_m ($\approx R_a$)	μ	
Francja	wg. Nicolau	H H_w $G=H-H_w$	μ	
Włochy	UNI 0001 projekt. PRO.002.1	h_m ($\approx R_a$)	μ	

W/g. PN-58/M-04250 R_a odpowiada w przybliżeniu $H_6 \approx H_{sr}$ [$\approx h_m \approx h_6$ odpowiedniki innych norm], zatem odpowiedniki w nawiasach są przybliżone do odpowiednich wielkości według danych norm krajowych.

XIV. Krzywa określająca teoretyczną zależność całkowitego współczynnika tarcia spoczynkowego od chropowości powierzchni stalowych

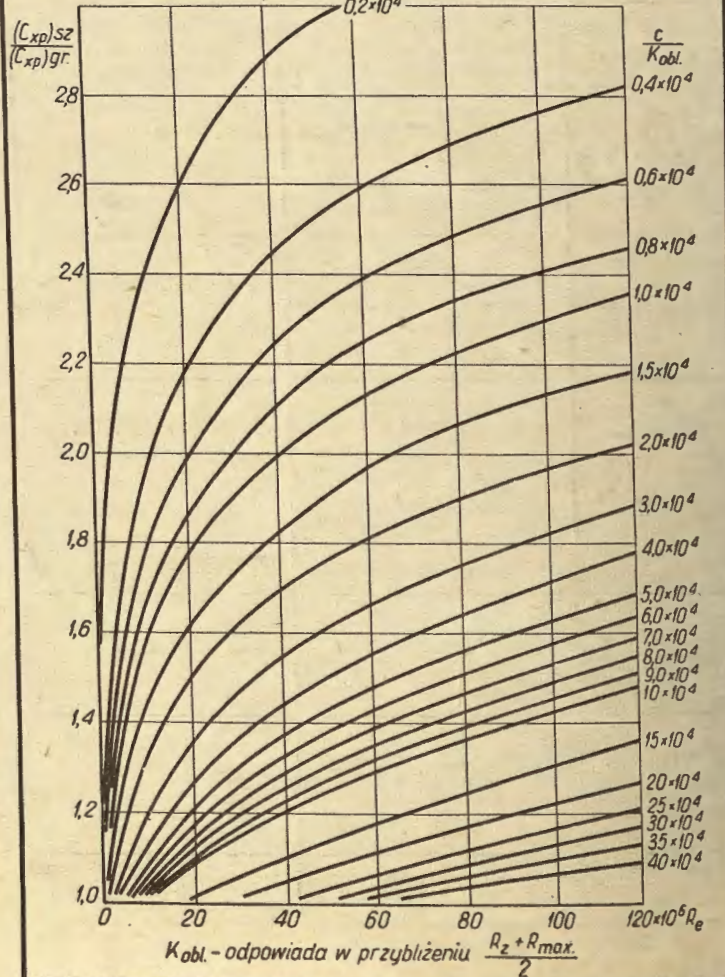


XV.



K_b - odpowiada w przybliżeniu R_z

XVI. Opór skrzydła lub kadłuba spowodowany chropowością powierzchni (przy całkowitej burzliwej warstwie powierzchniowej)



$K_{obl.}$ - odpowiada w przybliżeniu $\frac{R_z + R_{max}}{2}$